

Национальный университет «Запорожская политехника», АО «Мотор Сич»,
Национальный аэрокосмический университет им. Жуковского «ХАИ»

ВЕСТНИК ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ №2 2019

издается
с 2002 г.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Выходит два раза в год

Приказом Министерства образования и науки Украины № 1328 от 21.12.2015 г.
«Об утверждении решений Аттестационной коллегии Министерства относительно деятельности
специализированных ученых советов от 15 декабря 2015 года» журнал включен в перечень научных
профессиональных изданий Украины, в которых могут публиковаться результаты диссертационных
работ на соискание ученых степеней доктора и кандидата технических наук

Запорожье
АО «Мотор Сич»
2019 г.

ISSN 1727-0219

Интернет-страница журнала: <http://journal.zntu.edu.ua/vd/index.php?page=index>

Статьи, которые публикуются в журнале, реферируются в базах данных РЖ ВИНТИ (Россия) и «Джерело» (Украина). Журнал «Вестник двигателестроения» содержится в международной базе научных изданий INSPEC, Index Copernicus (<http://journals.indexcopernicus.com/index.php>), электронная копия журнала размещена на сайте Национальной библиотеки Украины имени В.И. Вернадского НАН Украины в разделе «Наукова періодика України» по адресу: <http://nbuv.gov.ua/portal/>

Уважаемые авторы публикаций!

Журнал отражает достижения науки и техники предприятий и организаций Украины и зарубежных стран в области двигателестроения, публикует разработки ведущих специалистов и ученых, направленные на совершенствование производства и повышение качества продукции, а также статьи потенциальных соискателей ученых степеней и званий.

Статьи и сообщения будут формироваться по следующим рубрикам:

- Общие вопросы двигателестроения
- Конструкция и прочность
- Сборка и испытания
- Эксплуатация, надежность, ресурс
- Технология производства и ремонта
- Конструкционные материалы
- Стандартизация и метрология
- Экология

Шановні автори публікацій!

Журнал відображає досягнення науки і техніки підприємств та організацій України і зарубіжних країн в галузі двигунобудування, публікує розробки провідних спеціалістів та вчених, спрямовані на вдосконалення і підвищення якості продукції, а також статті потенційних здобувачів наукових ступенів і звань.

Статті та повідомлення будуть формуватися за наступними рубриками:

- Загальні питання двигунобудування
- Конструкція і міцність
- Складання і випробування
- Експлуатація, надійність та ресурс
- Технологія виробництва і ремонту
- Конструкційні матеріали
- Стандартизація і метрологія
- Екологія

To the attention of authors!

The journal presents the achievements in the field of science and technique of Ukrainian enterprises, scientific institutions and foreign countries working at aircraft engineering. The journal publishes developments of leading specialists, scientists and the articles of potential applicants for scientific degrees aimed at perfection of the production and improvement of the quality.

The journal covers the subjects of:

- Aircraft engineering
- Structures and strength
- Assembling and trials
- Operation, reliability, service life
- Technology of production and maintenance
- Structural materials
- Standardization and metrology
- Ecology

Материалы номера рекомендованы к публикации Ученым Советом Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» (протокол №1 от 28.08.2019 г.).

Главный редактор:

Заместитель главного редактора:

д-р техн. наук, профессор А. Я. Качан

д-р техн. наук, профессор А. И. Долматов

Члены редакционной коллегии:

д-р техн. наук В. А. Богуслаев
д-р техн. наук С. Б. Беликов
д-р техн. наук Э. И. Цивирко
д-р техн. наук Л. И. Ивщенко
канд. техн. наук П. Д. Жеманюк
д-р техн. наук Г. А. Кривов
д-р техн. наук В. А. Титов
д-р техн. наук Ю. А. Ножницкий
д-р техн. наук Б. С. Карпинос
д-р техн. наук А. П. Зиньковский
д-р техн. наук В. Е. Ольшанецкий

д-р техн. наук Г. А. Горбенко
д-р техн. наук С. В. Епифанов
д-р техн. наук Н. С. Кулик
д-р техн. наук С. А. Дмитриев
д-р техн. наук Н. Ф. Дмитриченко
д-р техн. наук А. Р. Лепешкин
д-р техн. наук Ю. В. Петраков
д-р техн. наук М. В. Киндрачук
канд. техн. наук В. Ф. Мозговой
канд. техн. наук А. В. Богуслаев
канд. техн. наук А. В. Шереметьев

Редакторско-издательский совет: В.А.Богуслаев, С.Б.Беликов, В.С.Кривцов, Н.А.Савчук,
А.А.Баранник

© НУ «ЗП», 2019

© НАКУ «ХАИ» им.Жуковского, 2019

© АО «Мотор Сич», 2019

СОДЕРЖАНИЕ

ТЕОРИЯ И РАБОЧИЕ ПРОЦЕССЫ

<i>Терещенко Ю.Ю., Терещенко Ю.М., Ластівка І.А.</i> АЕРОДИНАМІЧНИЙ ОПІР АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ	7
---	---

<i>Тимошенко В. И., Галинский В.П.,</i> МАРШЕВЫЕ АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ, ИНТЕГРИРОВАННЫХ С ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, С УЧЕТОМ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ЭФФЕКТОВ.....	14
--	----

<i>Усенко В.Ю., Дорошенко К.В., Митрахович М.М.</i> ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ СПІВВІСНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА АКУСТИЧНУ ЕМІСІЮ	24
---	----

ТЕХНОЛОГИЯ

<i>Педаш А.А., Ключик В.В., Лысенко Н.А., Шило В.Г., Касай П.А.</i> ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ДЕТАЛЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ПЛАВЛЕНИЕМ	31
---	----

<i>Нарыжный А.Г.</i> МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОБОДНОЙ РАЗДАЧИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА.....	40
--	----

САУ И ДИАГНОСТИКА

<i>Миргород В.Ф., Ранченко Г.С., Гвоздева И.М.</i> ДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ, ПОДОБНЫЕ ПО ПРИЗНАКУ МАСШТАБА ВРЕМЕНИ	49
---	----

<i>Товкач С.С.</i> ГІБРИДНИЙ ГЕНЕТИЧНИЙ ПІДХІД ДО ПОБУДОВИ РОЗПОДІЛЕНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ	57
---	----

<i>Лопунова Н.А., Нерубасский В.В</i> АРХІТЕКТУРА ЗАЩИЩЕНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКТА ПРИНАДЛЕЖНОСТЕЙ ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАННЯ РЕГУЛЯТОРОВ СЕМЕЙСТВА РДЦ-450 АО «ЭЛЕМЕНТ».....	63
--	----

<i>Кулик Н.С., Якушенко О.С., Попов О.В., Мірзоєв А.Дж., Чумак О.І., Охмакевич В.М.</i> РОЗРОБКА МЕТОДУ ОТРИМАННЯ ДАНИХ ДЛЯ НАВЧАННЯ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ ВИЗНАЧЕННЮ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТІВ	70
--	----

ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

<i>Дронь Н.М., Пашков А.В., Голубек А.В., Дреус А.Ю., Дубовик Л.Г.</i> О ВОЗМОЖНОСТИ КОРРЕКТИРОВКИ ТРАЕКТОРИЙ УВОДИМЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ	82
--	----

<i>Конох В.И., Калиниченко И.И., Гордиец И.Н., Миколаевский В.В.</i> АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТА НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА.....	88
--	----

<i>Логвиненко А.И., Петренко Р.М.</i> МЕТОД РАСЧЕТА ПРОГРЕВА ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ.....	99
---	----

<i>Малый Л.П., Мотылёв С.А.</i> ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ДНИЩ КОРПУСОВ РДТТ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА ВО ВРЕМЯ ИСПЫТАНИЙ И РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ.....	107
--	-----

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Капитанова Л.В., Рябков В.И.

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА
ПО УСЛОВИЯМ ЕЕ РАЗБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ.....113

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ

*Фролов Г.А., Солнцев В.П., Евдокименко Ю.И., Кисель В.М., Бучаков С.В., Бродниковский Н.П.,
Луговской Ю.Ф., Луцюк Д.В., Солнцева Т.А., Цыганенко В.С.*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАЗЦОВ СПЛАВОВ
НА ОСНОВЕ НИОБИЯ И НИХРОМА ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ МНОГОРАЗОВЫХ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ..... 120

Кухтин Ю.П., Лапотко В.М.

ВЛИЯНИЕ ОСЕВОГО ЗАЗОРА НА УРОВЕНЬ НЕСТАЦИОНАРНЫХ СИЛ, ПРИЛОЖЕННЫХ К
РАБОЧИМ ЛОПАТКАМ ТРАНСЗВУКОВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ 128

Гнатенко М.О., Наумик В.В., Матковская М.В.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ДЕТАЛИ КРЫШКИ РЕДУКТОРА
АДДИТИВНЫМ МЕТОДОМ 137

Зайцев Б.Ф., Протасова Т.В., Сметанкина Н.В., Ларионов И.Ф., Клименко Д.В., Акимов Д.В.
ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕЖСТУПЕННОГО
ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ 142

Буйских К.П., Кравчук Л.В., Феофентов Н.Н.

МЕТОДЫ ПРОЧНОСТНЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ И ЭЛЕМЕНТОВ
КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 150

Кривошапов С.И.

УПРОЩЕННАЯ МЕТОДИКА НОРМИРОВАНИЯ ЧАСОВОГО РАСХОДА ТОПЛИВА
ТРАНСПОРТНЫХ АВТОМОБИЛЕЙ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ МАШИН 159

Нгуен Ван Зионг, Белогуб А.В.

ТЕРМИЧЕСКИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ В ЗАЗОРАХ ЦИЛИНДРОПОРШНЕВОЙ ГРУППЫ
И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ТЕМПЕРАТУРНОЕ ПОЛЕ ПОРШНЯ ДИЗЕЛЯ ТИПА Д100 166

CONTENTS

THEORY AND WORKING PROCESSES

<i>Yu. Yu. Tereschenko, Yu. M. Tereschenko, I. O. Lastivka</i> AERODYNAMIC RESISTANCE OF AN AIRCRAFT POWER PLANT WITH A TURBOFAN ATTACHMENT.....	7
--	---

<i>V. I. Tymoshenko, V. P. Galinskii</i> MARCH ALGORITHMS FOR THE CALCULATION OF THERMAL AND GAS DYNAMIC PROCESSES IN RAMJET OF AIRCRAFT WITH ACCOUNT OF SPATIAL EFFECTS	14
--	----

<i>V.Y. Usenko, E.V. Doroshenko, M.M. Mitrahovich</i> EFFECT OF COAXIAL PROPFAN PARAMETERS ON ACOUSTIC EMISSION.....	24
---	----

TECHNOLOGY

<i>O.O. Pedash, V.V. Klochikhin, N.O. Lysenko, V.G. Shylo, P.O. Kasay</i> INFLUENCE OF THE POWDER MANUFACTURING TECHNIQUE ON THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF THE SLM-PARTS	31
--	----

<i>A.G. Naryzhnyj</i> SIMULATION OF THE FREE DEFORMATION OF THE CYLINDRICAL SHELL SUBJECTED TO ELECTRO- HYDRAULIC EFFECT.....	40
---	----

SAM AND DIAGNOSTICIAN

<i>V.F. Myrhorod, G.S. Ranchenko, I.M. Gvozdeva</i> DYNAMIC SYSTEMS, LIKE THE SCALE OF TIME.....	49
---	----

<i>S. S. Tovkach</i> HYBRID GENETIC APPROACH FOR BUILDING THE DISTRIBUTED AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF AVIATION ENGINES.....	57
---	----

<i>N.N. Lopunova, V.V. Nerubaskyi</i> PROTECTED SOFTWARE ARCHITECTURE FOR JSC "ELEMENT" RDTS-450 FAMILY REGULATORS MAINTENANCE ACCESSORY KIT.....	63
---	----

<i>M. Kulyk, O. Yakushenko, O. Popov, A. Mirzoyev, O. Chumak, V. Okhmakevych</i> DEVELOPMENT OF DATA OBTAINING METHOD FOR NEURON NETWORKS UNDER CLASSIFICATION OF THE TECHNICAL CONDITION OF GAS COMPRESS UNITS.....	70
--	----

ENGINES AND POWER PLANTS FOR A SPACE-ROCKET TECHNIQUE

<i>M. Dron', A. Pashkov, A. Golubek, A. Dreus, L. Dubovik</i> ABOUT POSSIBILITY OF UPDATING OF TRAJECTORIES FOR DEORBITING SPACE DEBRIS OBJECTS FROM LOW NEAR-EARTH ORBITS	82
--	----

<i>V.I. Konokh, I.I. Kalinichenko, I.M. Hordiets, V.V. Mykolaievskiy</i> ANALYSIS OF RESULT OF BIPROPELLANT PNEUMOPUMP ASSEMBLY TESTS WITH PROPELLANTS	88
--	----

<i>A.I. Lohvynenko, R.M. Petrenko</i> CALCULATION METHOD OF LIQUID PROPELLANT HEATING IN PROPULSION	99
SYSTEM TANK	

<i>S.O. Motylov, L.P. Malyi</i> RESEARCH OF BEHAVIOUR OF THE BOTTOMS OF BODIES SOLID PROPELLANT ROCKET ENGINE FROM CARBON COMPOSITE DURING TESTS AND ENGINE RUN	107
--	-----

AIRCRAFT ENGINEERING

L. V. Kapitanova, V. I. Riabkov

METHOD FOR DETERMINING THE INITIAL THRUST-TO-WEIGHT OF AIRCRAFT
MODIFICATIONS UNDER TAKEOFF RUN AND LANDING RUN CONDITIONS 113

STRUCTURES AND STRENGTH

*G.A. Frolov, V.P. Solntsev, Yu.I. Evdokimenko, V.M. Kissel, S.V. Buchakov,
N.P. Brodnikovskiy, Yu.F. Lugovskoy, D.V. Lutsyuk, T.A. Solntseva, V.S. Tsygankenko*
DETERMINATION OF PHYSICAL AND MECHANICAL CHARACTERISTICS SAMPLES OF
NIOBIUM AND NICHROM BASED ALLOYS FOR THERMAL PROTECTION OF
MULTIPLE SPACE APPARATUS 120

Yu.P. Kukhtin, V.M. Lapotko
INFLUENCE OF AXIAL SPACING ON VANE-BLADE INTERACTION IN TRANSONIC
TURBINE STAGE 128

Gnatenko M.O., Naumik V.V., Matkovskaya M.V.
MANUFACTURING OF AVIATION DETAILOF THE REDUCER COVER BY THE ADDITIVE
METHOD 137

B. F. Zajtsev, T. V. Protasova, N. V. Smetankina, I. F. Larionov, D. V. Klimenko, D. V. Akimov
DYNAMIC STRESS-STRAIN STATE OF THE INTER-STAGE LAUNCH VEHICLE
MODULE DURING THE FIRST STAGE SEPARATION 142

K.P. Buiskikh, L.V. Kravchuk, N.N. Feofentov
STRENGTH BENCH TESTING OF MODELS AND STRUCTURAL ELEMENTS OF
ROCKET AND SPACE EQUIPMENT 150

S. I. Krivoshapov
SIMPLIFIED TECHNIQUE FOR REGULATING HOUR EXPENSE OF FUEL FOR
TRANSPORT CARS AND SPECIALIZED MACHINES 159

Nguyen Van Duong, A. Bilohub
THE THERMAL RESISTANCE IN CLEARANCES BETWEEN THE PISTON AND THE
CYLINDER AND ITS EFFECT ON D100 DIESEL ENGINE PISTON'S THERMAL STATE 166

УДК 629.7.03.(045)

Терещенко Ю. Ю. канд. техн. наук, старший викладач кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: terj@nau.edu.ua;

Терещенко Ю. М. д-р техн. наук, професор, професор кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: terj@nau.edu.ua;

Ластівка І.О. д-р техн. наук, професор, зав. кафедри вищої математики, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: iola@nau.edu.ua

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ОПІР АВІАЦІЙНОЇ СИЛОВОЇ УСТАНОВКИ З ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНОЮ ПРИСТАВКОЮ

Ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів істотно залежить від параметрів і характеристик силових установок. Ефективна тяга силової установки відрізняється від внутрішньої тяги ізольованого двигуна на величину втрат, зумовлених зовнішнім опором силової установки в польоті. Газотурбінний двигун (ГТД) з турбовентиляторною приставкою має ряд переваг у порівнянні з двоконтурними двигунами. По-перше, створення двигуна на основі універсального базового газогенератора дозволяє з найменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства ГТД. По-друге, за рахунок усунення негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля поліпшуються тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД. Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, яку розвиває внутрішній турбінний контур турбовентиляторної приставки, передається в зовнішній вентиляторний контур турбовентиляторної приставки. Ефективна сила тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою повинна враховувати особливості аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли газогенераторного модуля і модуля турбовентиляторної приставки. Визначення ефективної тяги розглядається при наступних припущеннях: силова установка обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки; зовнішній потік усталений, рівномірний; мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітrozабірника), центральної циліндричної і кормової частин; мотогондола турбовентиляторної приставки складається з головної частини (обичайки), центральної циліндричної і кормової частин. В роботі запропоновано методику розрахунку ефективної сили тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки для одноконтурного і двоконтурного газогенераторів.

Ключові слова: ефективна тяга, зовнішній опір, газогенератор, ступінчаста мотогондола, турбовентиляторна приставка.

Вступ

Розташування двигунів у хвостовій частині фюзеляжу забезпечує мінімальний додатковий опір і невеликий вплив на стійкість і керованість літального апарату. Слід підкреслити, що в цьому випадку відсутній вплив на хвостове оперення гарячих газів, які витікають з реактивного сопла двигуна. Маса конструкції вузлів кріплення двигуна з такою компоновкою є також незначною [1].

Розташування двоконтурних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах над крилом літака (рис. 1) або під крилом літака (рис. 2) забезпечує:

- високу аеродинамічну якість крила;

- незначні втрати у вхідному каналі повітrozабірника;

- підвищення критичної швидкості флатера завдяки пересуванню вперед центрів ваги перерізів крила, в яких розташовані двигуни;

- зручний доступ до двигунів.

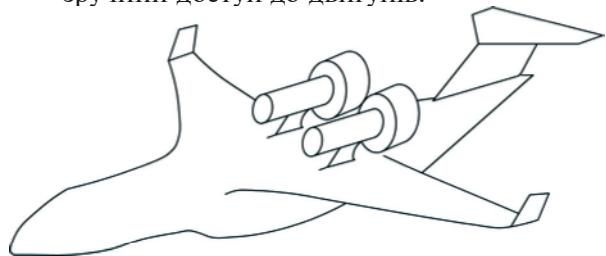


Рис. 1. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на крилі літака

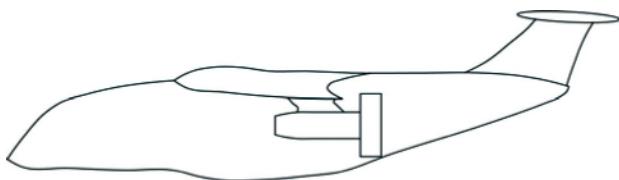


Рис. 2. Схема розташування газотурбінних двигунів з турбовентиляторною приставкою на пілонах під крилом

Проте розташування ГТД на пілонах має і окремі недоліки:

- зростає аеродинамічний опір літака;
- тяга двигунів впливає не тільки на шляхову, але і на поздовжню стійкості літака;
- збільшується висота шасі, особливо на літаках, які мають стрілоподібне крило або від'ємну поперечну швидкість польоту;
- зростає вірогідність попадання у повітrozабирач частинок і предметів з поверхні аеродрому і, як наслідок, пошкодження двигуна.

Слід зазначити технологічні і експлуатаційні переваги такого розташування двигунів. Зокрема, воно дає можливість здійснювати повузлове розбирання двигуна без його зняття.

Створення серії газотурбінних двигунів на базі універсального газогенератора для перспективних літальних апаратів є надзвичайно складною науково-технічною проблемою [2, 3]. Універсальний базовий газогенератор забезпечує створення газотурбінних двигунів (ГТД) з різними параметрами й характеристиками.

Проблемі розробки універсального газогенератора присвячено роботу [4]. Авторами аналізуються шляхи покращення тягових і екологічних параметрів універсального газогенератора для перспективних двигунів. У роботі [5] обґрутовано концепцію проектування нових двигунів з використанням універсального газогенератора.

Одна з проблем, яка пов'язана із створенням ГТД на основі базового газогенератора, полягає в істотному впливі модуля вентилятора, який розташовується перед модулем газогенератора, на параметри й характеристики компресора газогенератора [6, 7].

Турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки дозволяє вирішити дві головні задачі, що стоять при створенні газотурбінних двигунів з універсальним газогенератором [8]. По-перше, з якнайменшими економічними витратами реалізувати на практиці принцип модульності при створенні сімейства ГТД на основі базового газогенератора. По-друге, покращити тягово-економічні характеристики авіаційної силової установки з ГТД за рахунок усунен-

ня негативного впливу модуля вентилятора на потік перед компресором газогенераторного модуля. Збільшення маси і одночасне зменшення швидкості газового струменя сприяє підвищенню тягового ККД двигуна шляхом зменшення втрат енергії з вихідною швидкістю.

Ефективність пілотованих і безпілотних літальних апаратів суттєвим чином залежить від параметрів і характеристик силових установок, що використовуються. Ефективна тяга R_{eff} , безпосередньо використовується для виконання тягової роботи з переміщення літального апарату в просторі.

Проблема підвищення ефективної тяги авіаційних ГТД є актуальною. Наприклад, у роботі [9] розроблено удосконалений метод моделювання польоту літального апарату, який дозволяє більш точно оцінювати критерії ефективності і досліджувати вплив на них параметрів робочого процесу і функції управління ГТД.

У роботі [10] підвищення ефективної тяги розглядається на основі аналізу досягнень термохімії і вдосконалення з її використанням методів синтезу комбінованих двигунів більш досконалих термодинамічних циклів, ніж традиційно реалізований у ГТД цикл Брайтона, розглядаються можливості використання хладоресурсу і працездатності ендотермічних палив.

Однак питання ефективної тяги ТРДД із заднім розташуванням турбовентиляторної приставки до теперішнього часу не розглядалось.

Метою даної роботи є створення методики для розрахунку ефективної тяги двоконтурного турбореактивного двигуна з турбовентиляторною приставкою з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли.

1. Постановка задачі

Ефективна тяга силової установки відрізняється від внутрішньої тяги ізольованого двигуна на величину втрат, обумовлених зовнішнім опором силової установки в процесі польоту $X_{\text{зовн}}$. Ефективну тягу силової установки будемо розглядати як рівнодіючу сил тиску і тертя, прикладених до внутрішньої і зовнішньої поверхонь двигуна з урахуванням зовнішнього опору елементів силової установки.

Визначення ефективної тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою, що розташована в окремій мотогондолі, будемо проводити за таких припущень:

- двигун обтікається зовнішнім потоком повітря при нульовому куті атаки;
- потік, оточуючий двигун, усталений, рівномірний;

- мотогондола газогенератора складається з головної частини (обичайки повітровозабирача), центральної циліндричної і кормової частин.

- мотогондола турбовентиляторної приставки складається з головної частини (обичайки), центральної циліндричної і кормової частин.

Розрахункова схема обтікання мотогондоли силової установки з турбовентиляторною приставкою зовнішнім потоком наведена на рис.3.

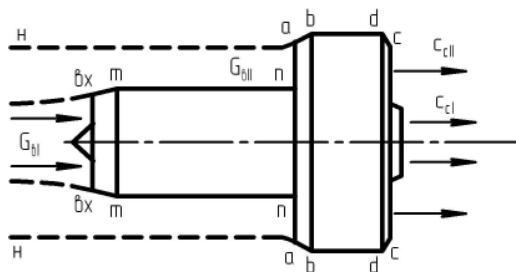


Рис.3. Розрахункова схема обтікання мотогондоли авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою зовнішнім потоком

Виділимо контрольною поверхнею (штрихова лінія) об'єм, який обмежується перерізом н-н на вході (у незбуреному потоці), на виході перерізом с-с і корпусом мотогондоли. Тоді потік повітря, що набігає на силову установку, ділиться на зовнішній, що обтікає силову установку ззовні, і внутрішній, що проходить через ГТД.

Формула для визначення ефективної тяги силової установки має вигляд:

$$R_{\text{еф}} = R - X_{\text{зовн}},$$

де R – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на внутрішній поверхні двигуна; $X_{\text{зовн}}$ – проекція на вісь двигуна рівнодіючої сил тиску і тертя, які діють на зовнішню поверхню мотогондоли.

Визначимо внутрішню силу тяги R двигуна з турбовентиляторною приставкою, користуючись рівнянням Ейлера про кількість руху для потоку, який проходить через контрольні поверхні внутрішнього та зовнішнього контурів, в проекції на вісь двигуна.

2. Методика розрахунку ефективної тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою

Турбовентиляторна приставка виконується у вигляді двоярусного робочого колеса, внутрішня частина якого працює в турбінному режимі, зовнішня частина виконує функції вентилятора. Потужність, яку розвиває турбіна вентиляторної приставки, передається у зовнішній контур для підвищення енергії повітря, яке проходить через зовнішній контур.

Витрата повітря через внутрішній (газогенераторний) контур – G_{BI} , витрата повітря через вентиляторний контур турбовентиляторної приставки – G_{BII} . Відношення витрати повітря через вентиляторний контур G_{BII} до витрати повітря через внутрішній контур G_{BI} характеризує теоретичний ступінь двоконтурності двигуна:

$$m_I = \frac{G_{\text{BII}}}{G_{\text{BI}}}$$

Тяга двигуна визначається як сума тяг його внутрішнього (газогенераторного – $R_{\text{ГГ}}$) і зовнішнього (вентиляторного – $R_{\text{ВЛ}}$) контурів:

$$R = R_{\text{ГГ}} + R_{\text{ВЛ}}.$$

При повному розширенні газу тяга кожного контуру визначається виразами:

$$R_{\text{ГГ}} = G_{\text{BI}} [(1 + g_{\text{ГГ}}) c_{\text{cI}} - V];$$

$$R_{\text{ВЛ}} = G_{\text{BII}} [(1 + m_I) c_{\text{cII}} - V],$$

а питомі тяги кожного контуру – виразами:

$$R_{\text{ГГ}} = [(1 + g_{\text{ГГ}}) c_{\text{cI}} - V];$$

$$R_{\text{ВЛ}} = (c_{\text{cII}} - V),$$

де $g_{\text{ГГ}}$ – відносна витрата палива.

Сумарна питома тяга двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою і одноконтурним газогенератором визначається за формулою:

$$R_G = R/G_{\Sigma} = \frac{R_{\text{ГГ}} G_{\text{BI}} + R_{\text{ВЛ}} G_{\text{BII}}}{G_{\text{BI}} (1 + m_I)} = \\ = \frac{R_{\text{ГГ}} + m_I R_{\text{ВЛ}}}{(1 + m_I)}.$$

Питома витрата палива двоконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою і одноконтурним газогенератором запишеться як

$$C_R = G_{\text{п.г}}/R = \frac{3600 G_{\text{T}}}{R_G G_{\Sigma}} = \frac{3600 G_{\text{ГГ}}}{R_G G_{\text{BI}} (1 + m_I)} = \\ = \frac{3600 g_{\text{ГГ}}}{R_G (1 + m_I)}.$$

Сумарну питому тягу триконтурного двигуна з турбовентиляторною приставкою з двоконтурним газогенератором:

$$R_G = R/G_{B\Sigma} = \frac{R_{G_{II}} G_{BI}(1+m_I) + m_{II} R_{GBI} G_{BI}}{G_{BI}(1+m_I+m_{II})} = \\ = \frac{R_{G_{II}}(1+m_I) + m_{II} R_{GBI}}{(1+m_I+m_{II})}.$$

де $m_{II} = \frac{G_{BIII}}{G_{BI}}$.

Питома витрата палива:

$$C_R = G_{II,r}/R = \frac{3600G_{II}}{R_G G_{B\Sigma}} = \frac{3600G_{II}}{R_G G_{BI}(1+m_I+m_{II})} = \\ = \frac{3600g_{II}}{R_G(1+m_I+m_{II})}.$$

Для внутрішнього контура тяга двигуна визначається наступним виразом:

$$R' + p_h F_h - p_c F_c + X_{\text{дод}} = G_{BI} (c_{cl} - V),$$

де R' – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку внутрішніх елементів авіаційної силової установки;

$p_c F_c$ і $p_h F_h$ – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу в перерізах с-с і н-н;

$X_{\text{дод}}$ – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

c_{cl} – середня швидкість потоку газу в перетині с-с в газогенераторній частині;

V – швидкість польоту літального апарату.

Для зовнішнього контуру (турбовентиляторної приставки):

$$R'_{\text{твп}} + p_h F_h - p_{cII} F_{cII} + X_{\text{додII}} = G_{BII} (c_{cII} - V),$$

де $R'_{\text{твп}}$ – рівнодіюча сил тиску і тертя, які діють на виділений контрольний об'єм газу з боку вентиляторного контуру;

$p_{cII} F_{cII}$ і $p_h F_h$ – сили тиску, прикладені до торцевих поверхонь контрольного об'єму газу у вентиляторному контурі в перерізах с-с і а-а;

$X_{\text{додII}}$ – рівнодіюча сил тиску, які діють на контрольний об'єм зі сторони зовнішнього потоку на ділянці між перерізами н-н і вх-вх;

c_{cII} – середня швидкість потоку газу на виході з вентиляторного контуру турбовентиляторної приставки.

Зовнішній опір силової установки складається із зовнішнього опору мотогондоли газогенератора та зовнішнього опору мотогондоли турбовентиляторної приставки.

Зовнішній опір мотогондоли газогенератора є наслідком дії на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря, що проходить через зовнішній контур (через турбовентиляторну приставку):

$$X_{\text{тг}} = X_{\text{мтг}} + X_{\text{тг}},$$

де $X_{\text{мтг}}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондоли газогенератора в проекції на вісь двигуна;

$X_{\text{тг}}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря об поверхню мотогондоли газогенератора.

Зовнішній опір мотогондоли турбовентиляторної приставки є наслідком дії на її зовнішню поверхню сил тиску і тертя зовнішнього потоку повітря об зовнішню поверхню турбовентиляторної приставки:

$$X_{\text{тг}} = X_{\text{мтп}} + X_{\text{тгп}},$$

де $X_{\text{мтп}}$ – рівнодіюча сил тиску на зовнішню поверхню мотогондоли турбовентиляторної приставки в проекції на вісь двигуна;

$X_{\text{тгп}}$ – сила тертя зовнішнього потоку повітря об поверхню мотогондоли турбовентиляторної приставки.

Ефективна тяга авіаційної силової установки складається з внутрішньої тяги двигуна:

$$R = G_r c_{cl} - G_{BI} V + (p_h F_h - p_c F_c) + \\ + G_{BII} (c_{cII} - V) + (p_h F_h - p_{cII} F_{cII})$$

і зовнішнього опору силової установки

$$X_{\text{зовн}} = X_{\text{тг}} + X_{\text{тгп}} = X_{\text{мтг}} + X_{\text{тг}} + X_{\text{мтп}} + X_{\text{тгп}}. \quad (1)$$

Враховуючи, що витрата газу через газогенератор двигуна $G_r = G_{BI} + G_{II}$, де $g_{II} = \frac{G_{II}}{G_{BI}}$ – відносна витрата палива, внутрішня сила тяги визначається за формулою:

$$R = G_{BI} (1 + g_{II}) c_{cl} - V + (p_h F_h - p_c F_c) + \\ + G_{BII} (c_{cII} - V) + (p_h F_h - p_{cII} F_{cII}). \quad (2)$$

Як зазначалося, обтікання авіаційної силової установки потоком повітря у польоті веде до появи зовнішнього опору. Розглянемо задачу визначення сумарного зовнішнього опору авіаційної силової установки дозвуковим по-

током (рис.1) з двигуном, розташованим в окремій мотогондолі.

Формула (1) для розрахунку зовнішнього опору після простих перетворень має такий вигляд:

$$X_{\text{зовн}} = X_{\text{об.гг.р}} + X_{\text{мг.гг.р}} + X_{\text{об.тп.р}} + X_{\text{об.тп.р}} + X_{\text{мг.тп.р}} + X_{\text{мг.тп.р}} + X_{\text{кор}},$$

де $X_{\text{об.гг.р}}$ – опір обичайки повітрозабирача газогенератора, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці v_h-m);

$X_{\text{мг.гг.р}}$ – опір центральної частини мотогондоли газогенератора, обумовлений дією сил тиску на ділянці $m-n$;

$X_{\text{об.тп.р}}$ – опір обичайки повітрозабирача газогенератора, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці v_h-m);

$X_{\text{мг.тп.р}}$ – опір центральної частини мотогондоли газогенератора, обумовлений дією сил тертя (на ділянці $m-n$);

$X_{\text{об.тп.р}}$ – опір обичайки повітрозабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці $a-b$);

$X_{\text{об.тп.р}}$ – опір обичайки повітрозабирача турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на зовнішню поверхню головної частини мотогондоли (на ділянці $a-b$);

$X_{\text{мг.тп.р}}$ – опір центральної частини мотогондоли турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тиску на ділянці $b-d$;

$X_{\text{мг.тп.р}}$ – опір центральної частини мотогондоли турбовентиляторної приставки, обумовлений дією сил тертя на ділянці $b-d$;

$X_{\text{кор}}$ – кормовий опір сил тиску на ділянці мотогондоли турбовентиляторної приставки $d-c$.

При розрахунках за формулою (2) сили, що діють у напрямі польоту, є додатними, а сили, що діють в протилежному напрямі, – від'ємними.

Опір тертя повітря, обумовлений силами в'язкості на межі потоку з зовнішнім корпусом авіаційної силової установки, визначається розподілом дотичного напруження тертя на поверхні мотогондоли.

На рис. 4 показано графічні залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол від числа Маха.

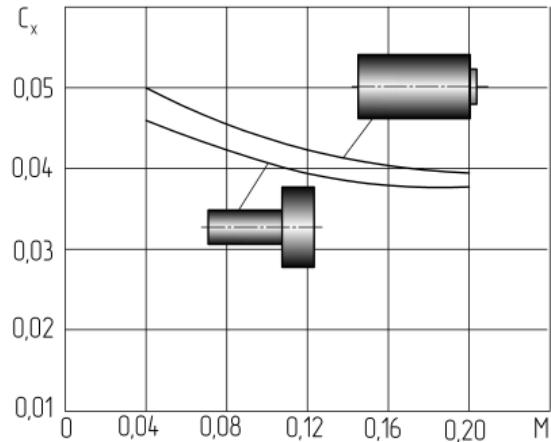


Рис. 4. Залежності коефіцієнта сумарного профільного опору циліндричних мотогондол від числа Маха

Аналіз результатів досліджень показав, що при нульовому куті атаки силової установки значення коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондоли триконтурного газотурбінного двигуна з турбовентиляторною приставкою (зі ступенем триконтурності $m=5$) відрізняються від значень коефіцієнтів зовнішнього опору мотогондоли двоконтурного газотурбінного двигуна традиційної компоновки (зі ступенем двоконтурності $m=5$) на 1..3% у всьому досліджуваному діапазоні чисел Маха.

На дозвукових швидкостях польоту зовнішній опір авіаційної силової установки порівняно невеликий, основну його частину складає опір тертя.

Підвищення ефективності та зниження вартості життєвого циклу літального апарату може бути забезпечено на основі комплексного розгляду всіх задач, що визначають параметри і характеристики авіаційної силової установки та літального апарату.

Висновок

У роботі запропоновано методику розрахунку ефективної сили тяги авіаційної силової установки з турбовентиляторною приставкою з урахуванням особливостей аеродинамічних характеристик ступінчастої мотогондоли авіаційної силової установки для одноконтурного та двоконтурного газогенератора.

Література

1. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів: підр. [Текст] / Ю.М. Терещенко, М.С. Кулик, В.В. Панін та ін.; за ред. Ю.М. Терещенка. – К.: Вид-во Нац. авіа.ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 344с.

2. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели [Текст] / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. - 1204 с.

3. Фундаментальные проблемы аэродинамики силовых установок летательных аппаратов: Материалы Научно-технической конференции, Жуковский, 1-3 декабря 1999 г. – М.: ЦАГИ, 1999. – 294 с.

4. New environmental friendly aero engine core concepts [Text] / G.Wilfert, J.Sieber, A.Rolt at all // Proceedings of ISABE-2007-1120, September 2007. - Beijing, China, 2007. – 8 р.

5. Рассохин В. А. Проектирование ГТД на базе универсального газогенератора малой размерности [Текст] / В. А. Рассохин, Н. А. Шарова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева. – 2009. – № 3 (19). – С. 241-248.

6. Терещенко Ю.М. Оценка экономичности трехконтурного турбореактивного двигателя [Текст] / Ю. М. Терещенко, Е. В. Дорошенко, И.А.Ластивка // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2013. – № 5/7 (65). – С.38–41.

7. Анализ концепции распределенной силовой установки с механическим приводом вентиляторов при интеграции с летательным

аппаратом типа «летающее крыло» [Текст] / Ю.А. Эзрохи, С. М. Каленский, Т.А. Морзеева и др.// Вестник Московского авиационного института.– 2019. – Т.25. – № 4. – С.96-109.

8. Теория авиационных трехконтурных турбореактивных двигателей: монография [Текст] / Ю. М. Терещенко, Н. С. Кулик, И.А. Ластивка и др.; под. ред. Ю. М. Терещенко. – К.: «НАУ-друк», 2010. – 116 с.

9. Кузьмичев В. С. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В. С. Кузьмичев, А. Ю. Ткаченко, В. Н. Рыбаков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева. – 2012. – №1 (2). – С. 491-494.

10. Фаворский О. Н. Развитие воздушно-реактивных двигателей для авиации высоких скоростей полета – синтез достижений различных отраслей науки и техники [Текст] / О. Н. Фаворский, Р. И. Курзинер // Теплофизика высоких температур. – 1990. – Т. 28, № 4. – С.793-803

Надійшла до редакції 28.05.2019

Ю. Ю. Терещенко, Ю. М. Терещенко, И. А. Ластивка. Аэродинамическое сопротивление авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой

Эффективность пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов существенным образом зависит от параметров и характеристик силовых установок. Эффективная тяга силовой установки отличается от внутренней тяги изолированного двигателя на величину потерь, обусловленных внешним сопротивлением силовой установки в полете. Газотурбинный двигатель с турбовентиляторной приставкой имеет ряд достоинств в сравнении с двухконтурными двигателями. Во-первых, создание двигателя на основе универсального базового газогенератора позволяет с наименьшими экономическими затратами реализовать на практике принцип модульности при создании семейства ГТД. Во-вторых, за счет устранения негативного влияния модуля вентилятора на поток перед компрессором газогенераторного модуля улучшаются тягово-экономические характеристики авиационной силовой установки с ГТД. Турбовентиляторная приставка выполняется в виде двухъярусного рабочего колеса, внутренняя часть которого работает в турбинном режиме, внешняя часть выполняет функции вентилятора. Мощность, которую развивает внутренний турбинный контур турбовентиляторной приставки, передается во внешний вентиляторный контур турбовентиляторной приставки. Эффективная сила тяги авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой должна учитывать особенности аэродинамических характеристики ступенчатой мотогондолы газогенераторного модуля и модуля турбовентиляторной приставки. Определение эффективной тяги рассматривается при следующих допущениях: силовая установка обтекается внешним потоком воздуха при нулевом угле атаки; внешний поток устано- вившийся, равномерный; мотогондола газогенератора состоит из головной части (обечайки воздухозаборника), центральной цилиндрической и кормовой частей; мотогондола турбовентиляторной приставки состоит из головной части (обечайки), центральной цилиндрической и кормовой частей. В работе предложена методика расчета эффективной силы тяги авиационной силовой установки с турбовентиляторной приставкой с учетом особенностей аэродинамических характеристик ступенчатой мотогондолы авиационной силовой установки для одноконтурного и двухконтурного газогенератора.

Ключевые слова: турбовентиляторная приставка; универсальный газогенератор; эффективная тяга; методика.

Yu. Yu. Tereschenko, Yu. M. Tereschenko, I. O. Lastivka. Aerodynamic resistance of an aircraft power plant with a turbofan attachment

The effectiveness of manned and unmanned aerial vehicles significantly depends on the parameters and characteristics of power plants. The effective thrust of a power plant differs from the internal thrust of an isolated engine by the amount of losses due to the external resistance of the power plant in flight. Gas turbine engine with a turbofan attachment has a number of advantages compared with dual engine. Firstly, the creation of an engine based on a universal basic gas generator makes it possible to put into practice the principle of modularity in creating a gas turbine engine family with the lowest economic costs. Secondly, by eliminating the negative impact of the fan module on the flow before the compressor of the gas generator module, the thrust and efficiency characteristics of the aircraft power plant with gas turbine engine are improved. Turbofan attachment is performed in the form of a bunk impeller, the inner part of which operates in turbine mode, the outer part serves as a fan. The power developed by the internal turbine circuit of the turbofan attachment is transmitted to the external fan circuit of the turbofan attachment. The effective thrust force of the aircraft power plant with a turbofan attachment must take into account the specifics of the aerodynamic characteristics of the stepped engine nacelle of the gas generator module and the turbofan attachment module. The determination of effective thrust is considered under the following assumptions: the power plant is streamlined by external air flow at zero angle of attack; external flow is steady, uniform; the gas generator nacelle consists of the head (air intake shell), the central cylindrical and the aft parts; the turbofan attachment nacelle consists of the head part (shell), the central cylindrical and aft parts. The paper proposes a method for calculating the effective thrust force of an aircraft power plant with a turbofan attachment, taking into account the specifics of the aerodynamic characteristics of a stepped engine nacelle of an aircraft power plant for a turbojet and bypass gas generator. The value of the external drag coefficient of a nacelle of a gas turbine engine with a turbofan attachment is less by 1 ... 3% than the value of the external drag coefficient of a turbofan engine nacelle over the entire Mach range under investigation.

Key words: effective thrust, external resistance, gas generator, stepped engine nacelle, turbofan attachment.

References

1. Tereshchenko Yu.M., Kulik M.S., Panin V.V. ta in. Integracija aviacijnih silovih ustancov i lital'nih aparativ: pidr. [Integration of aviation plants and airplanes]. Kiev, Vid-vo Nac. avia.un-tu «NAU-druk», 2009. 344 p.
2. Inozemcev A.A., Sandrackij V.L. Gazoturbinnye dvigateli [Gas turbine engines]. Perm', OAO «Aviadvigatel'», 2006. 1204 p.
3. Fundamental'nye problemy aerotermodynamiki silovyh ustancov letatel'nyh apparatov [Fundamental problems of aerothermodynamics of aircraft power plants]. Materialy Nauchno-tehnicheskoy konferencii, Zhukovskij [Materials of the Scientific and Technical Conference, Zhukovsky], 1-3 December 1999, Moscow, CAGI, 1999. 294 p.
4. Wilfert G., Sieber J., Rolt A., Touyeras A., Baker N. New environmental friendly aero engine core concepts. Proceedings of ISABE-2007-1120, September 2007, Beijing, China, 2007. 8 p.
5. Rassohin V. A., Sharova N. A. Proektirovanie GTD na baze universal'nogo gazogeneratora maloj razmernosti. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Koroleva, 2009, no. 3 (19), pp. 241-248.
6. Tereshchenko Ju. M., Doroshenko E. V., Lastivka I. A. Ocena jekonomichnosti trehkonturnogo turboreaktivnogo dvigatelja [Evaluation of fuel efficiency of three by-pass engine]. Vostochno-Evropejskij zhurnal peredovyh tehnologij, 2013, no. 5/7 (65), pp. 38-41.
7. Jezrohi Ju.A., Kalenskij S.M., Morzeeva T.A., Horeva E.A. Analiz konsepcii raspredelennoj silovoj ustancovki s mehanicheskim privodom ventiljatorov pri integracijs s letatel'nym aparatom tipa «letajushhee krylo». Vestnik Moskovskogo aviaiccionnogo instituta, 2019, vol. 25, no.4, pp. 96-109.
8. Tereshchenko Yu.M., Kulik N.S., Lastivka I.A., Voljanskaja L.G., Tereshchenko Yu.Yu. Teoriya aviacionnyh trehkonturnyh turboreaktivnih dvigatelej: monografija [Theory of aviation three by-pass engines: monograph]. Kiev, «NAU-druk», 2010. 116 p.
9. Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Ju., Rybakov V.N. Modelirovanie poleta letatel'nogo apparata v zadachah optimizacii parametrov rabochego processa gazoturbinnyh dvigatelej [Fly modeling of airplane at problems of parameters optimization of gas turbine engine operation]. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva, 2012, no. 1 (2), pp. 491-494.
10. Favorskij O.N., Kurziner R.I. Razvitie vozdušno-reaktivnyh dvigatelej dlja aviacii vysokih skorostej poleta - sintez dostizhenij razlichnyh otrassej nauki i tekhniki [Development of gas turbine engines for high speed aviation of fly – achievement synthesis of different areas of science and machinery]. Teplofizika vysokih temperatur, 1990, vol.28, no.4, pp.793-803.

УДК 531.6.011

Тимошенко В.И. д-р физ.-мат. наук, профессор, заместитель директора института по научной работе, Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина, e-mail: vitymoshenko@nas.gov.ua;

Галинский В. П. канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник, Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина, e-mail: Galinskiivp@gmail.com

МАРШЕВЫЕ АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ, ИНТЕГРИРОВАННЫХ С ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, С УЧЕТОМ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ЭФФЕКТОВ

Приведено описание расчетно-методического обеспечения для проведения оперативных комплексных расчетов термогазодинамических процессов в элементах прямоточного воздушно-реактивного двигателя, интегрированного с корпусом летательного аппарата, маршевыми методами в трехмерном приближении. Численное моделирование обтекания летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем разбивается на четыре составляющие – обтекание наконечника и боковой поверхности корпуса летательного аппарата, расчет течения в воздухозаборном устройстве, камере сгорания, сопле и выхлопной струе, обтекающей хвостовую часть корпуса летательного аппарата. Расчет сверхзвукового обтекания корпуса летательного аппарата и течения в воздухозаборном устройстве осуществляется в невязком приближении с использованием схемы Годунова или с учетом вязкости с использованием модели «вязкого слоя». В области дозвукового течения в выходной части воздухозаборного устройства течение рассчитывается с использованием модели «узкого канала». Эта же модель используется и при расчете дозвукового неравновесного течения продуктов сгорания горючего в камере сгорания. Расчет течения в выхлопной струе осуществляется с учетом обтекания нижней хвостовой части поверхности летательного аппарата и взаимодействия струи продуктов сгорания с возмущенным набегающим потоком воздуха. В камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя в качестве горючего используется керосин. При расчете параметров потока в камере сгорания используется двухстадийный механизм с возгоранием керосина при окислении и моделированием догорания продуктов сгорания керосина в элементарных химических реакциях для C–O–H смесей. Предлагаемая методика может быть использована на предварительном этапе проектирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Использование разработанных в ИТМ НАНУ и ГКАУ математических моделей и соответствующего расчетно-методического обеспечения позволяет проводить оперативные комплексные расчеты при выборе проектных параметров летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

Ключевые слова: летательные аппараты, прямоточные воздушно-реактивные двигатели, термогазодинамические процессы, расчетно-методическое обеспечение, маршевые алгоритмы, пространственные эффекты.

Введение

Для решения вопросов, связанных с определением проектных параметров летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем используются программные комплексы, в которых реализованы конечно-разностные методы установления по времени [1]. Они являются достаточно универсальными, но требуют десятки часов для получения результатов по параметрам в отдельных элементах двигателя. В ИТМ НАНУ и ГКАУ создано

программно-методическое обеспечение, основанное на разработанных в институте маршевых алгоритмах решения уравнений газовой динамики. Это расчетно-методическое обеспечение позволяет проводить оперативные комплексные расчеты термогазодинамических процессов в элементах прямоточного воздушно-реактивного двигателя, интегрированного с корпусом летательного аппарата, при существенно меньших, вплоть до нескольких десятков минут, затратах машинного времени.

Маршевые методы могут оказаться намного более эффективными при выборе расчетных параметров на предварительном этапе проектирования прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Методы установления целесообразно применять на этапе окончательной доводки параметров формы элементов летательного аппарата, предварительно определенных на основании расчетов маршевыми методами.

1. Формулировка задачи

Характерной особенностью летательного аппарата (ЛА), использующего в качестве силовой установки прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), является высокая степень интеграции планера и силовой установки. При численном моделировании процессов аэрогазодинамики таких аппаратов необходимо решать совместно целый комплекс задач [2 – 4]. В частности, в [3] обсуждаются основные аспекты формулировки комплексных математических моделей для расчета аэрогазодинамических параметров гиперзвукового летательного аппарата интегральной схемы, приводится краткое описание простейших моделей и примеров их использования, рассматривается моделирование кинетических процессов горения углеводородных топлив в камере сгорания, обсуждаются вопросы предварительной подготовки топлив для интенсификации горения, а также представлены результаты оценочных расчетов отдельных элементов и полной компоновки ЛА стилизованной формы и результаты детального расчета блока струй, истекающих из многосопловой компоновки.

Численное моделирование течения разбивается на составляющие: расчет течения вокруг носового обтекателя и фюзеляжа ЛА; расчет течения в воздухозаборном устройстве, камере сгорания и сопле с выхлопной струей. Интеграция элементов аппарата требует глубокого исследования течения с наветренной стороны поверхности носового обтекателя и в воздухозаборном устройстве. Противоречивые требования, связанные с максимальным торможением сверхзвукового потока и минимальными потерями полного давления, являются трудновыполнимыми. Поэтому вопросы проектирования формы носового обтекателя и формы канала воздухозаборного устройства являются ключевым при проектировании ПВРД.

Для расчета сверхзвуковых течений в канале воздухозаборного устройства (ВЗУ) в режиме свободного истечения и с противодавлением используются разработанные в институте маршевые алгоритмы [5, 6]. Параметры сверхзвуковых течений при внешнем обтекании носового обтекателя ЛА, во входной части ВЗУ и

сверхзвукового истечения продуктов сгорания через выходное сопло ПВРД вычисляются с использованием уравнений невязкого течения или упрощенных уравнений Навье Стокса – уравнений «вязкого слоя», которые являются компиляцией уравнений Эйлера (невязкого течения) и уравнений пограничного слоя. Расчет течения в выхлопной струе осуществляется с учетом обтекания нижней хвостовой части поверхности ЛА и взаимодействия струи с возмущенным передней частью аппарата потоком.

Для расчета внутренних дозвуковых течений в выходной части ВЗУ, химически неравновесных течений в камере сгорания применяются уравнения типа пограничного слоя. Разработанное программно-методическое обеспечение (ПМО) дает возможность определить параметры течения в камере сгорания и исследовать влияние на поле течения таких факторов как кинетика горения, геометрия канала, коэффициент скорости и коэффициент восстановления полного давления в выходном сечении воздухозаборного устройства.

В качестве горючего в камере сгорания рассмотрено использование керосина. Горение керосина моделируется с помощью одношаговых и многошаговых кинетических моделей [7]. Получена информация о влиянии процессов перемешивания горючего на воспламенение и горение керосина в камере сгорания, исследован вопрос о влиянии догорания в выходном сопле и выхлопной струе ПВРД на параметры истечения продуктов сгорания.

2. Уравнения движения смеси газов

Для описания установившегося пространственного вязкого течения неравновесной химически-реагирующей смеси газов используются упрощенные уравнения Навье-Стокса, записанные в цилиндрической системе координат:

$$\frac{\partial r \rho u}{\partial z} + \frac{\partial r \rho v}{\partial r} + \frac{\partial \rho w}{\partial \theta} = 0; \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \rho u \frac{\partial u}{\partial z} + \rho v \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial u}{\partial \theta} &= \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \left(\frac{\mu}{r} \frac{\partial u}{\partial r} \right) + \\ &+ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial \theta} \right) - \chi \frac{\partial p}{\partial z}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \rho u \frac{\partial v}{\partial z} + \rho v \frac{\partial v}{\partial r} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial v}{\partial \theta} - \frac{\rho w^2}{r} &= \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \\ &+ \left(\frac{\mu}{r} \frac{\partial v}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\mu \frac{\partial v}{\partial \theta} \right) - \frac{1}{\chi} \frac{\partial p}{\partial r}, \end{aligned} \quad (3)$$

$$\rho u \frac{\partial w}{\partial z} + \rho v \frac{\partial w}{\partial r} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial w}{\partial \theta} + \frac{\rho v w}{r} = \frac{\partial}{\partial r} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial r} \right) + \\ + \left(\frac{\mu}{r} \frac{\partial w}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\mu \frac{\partial w}{\partial \theta} \right) - \frac{1}{\chi r} \frac{\partial p}{\partial \theta}; \quad (4)$$

$$\rho u \frac{\partial H_0}{\partial z} + \rho v \frac{\partial H_0}{\partial r} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial H_0}{\partial \theta} = \\ = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial H_0}{\partial r} \right) + \frac{\mu}{Pr r} \frac{\partial H_0}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial H_0}{\partial \theta} \right); \quad (5)$$

$$\rho u \frac{\partial X_k}{\partial z} + \rho v \frac{\partial X_k}{\partial r} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial X_k}{\partial \theta} = \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\mu}{Sm_k} \frac{\partial X_k}{\partial r} \right) + \\ + \frac{\mu}{Sm_k r} \frac{\partial X_k}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\frac{\mu}{Sm_k} \frac{\partial X_k}{\partial \theta} \right) + \Delta m_k, \quad (6)$$

где u, v, w — проекции вектора скорости вдоль осей z, r, θ цилиндрической системы координат (ось z направлена вдоль корпуса аппарата, угол θ отсчитывается с наветренной стороны потока против часовой стрелки);

ρ — плотность газовой смеси;

p — статическое давление газовой смеси;

H_0 — полная энталпия газовой смеси;

X_k — массовые концентрации компонент газовой смеси;

μ — коэффициент динамической молекулярной вязкости;

Pr, Sm — турбулентные числа Прандтля и Шмидта;

Δm_k — массовая скорость образования k -го компонента газовой смеси в единице объема при протекании неравновесных химических реакций.

Система уравнений (1) – (6) дополняется термическим и калорическим уравнениями состояния для смеси совершенных газов:

$$p = \frac{R}{m} \rho T; \quad h = \sum_{k=1}^{N_k} X_k(p, T) h_k(T), \quad (7)$$

где m — молекулярная масса газовой смеси;

R — универсальная газовая постоянная;

h_k — статическая энталпия k -й компоненты газовой смеси.

Отличительной особенностью рассмотренных уравнений от полной системы уравнений Навье-Стокса, которые обычно используются для расчета течений вязкого газа, является отсутствие вторых производных от неизвестных функций вдоль маршевой координаты, направление которой совпадает с основным направлением течения. Вследствие этого появляется

возможность нахождения решений стационарных задач маршевыми методами, что особенно важно при расчете течений многокомпонентных реагирующих газов. Маршевые конечноразностные методы могут быть использованы для расчета сверхзвуковых течений с локальными и пристеночными дозвуковыми зонами.

3. Расчетные области. Формулировка начальных и граничных условий

Для решения задачи расчета сверхзвукового течения в окрестности носового обтекателя, в тракте ВЗУ, в сверхзвуковой части сопла, хвостового обтекателя и внешнего сверхзвукового обтекания корпуса ЛА в целом необходимо проинтегрировать систему уравнений (1) – (6), дополненную уравнениями для характеристик турбулентности при соответствующих начальных и граничных условиях. Форма расчетной области Ω и вид начальных и граничных условий зависят от решаемой задачи.

При расчете обтекания носовой части ЛА перед ВЗУ область Ω представляет собой фрагмент течения, ограниченный поверхностью обтекателя $r = B(z, \theta)$, головной ударной волной $r = S(z, \theta)$ и плоскостью начального сечения $z = z_0$. В начальном сечении, заданном на относительно небольшом расстоянии от носка обтекателя, параметры считаются равными параметрам в поле потока около конуса или параметрам обтекания затупленного носка. Задача сверхзвукового обтекания носовой части решается маршевым методом от сечения $z = z_0$ до сечения $z = z_{in}$. В результате решения этой задачи определяются распределения параметров потока во входном сечении канала ВЗУ: $u(z_{in}, r, \theta), v(z_{in}, r, \theta), w(z_{in}, r, \theta), p(z_{in}, r, \theta), H_0(z_{in}, r, \theta)$.

При расчете течения в канале ВЗУ область Ω ограничена его начальным $z = z_{in}$ и конечным $z = z_{end}$ сечениями, нижней $r = B_i(z, \theta)$ и верхней $r = B_e(z, \theta)$ поверхностями стенок канала.

При расчете течения за выходным сечением сопла фрагмент течения, ограничен снизу поверхностью хвостовой части корпуса ЛА $r = B_i(z, \theta)$ и сверху головной ударной волной $r = S(z, \theta)$, образованной при обтекании передней части ЛА. В начальном сечении этой области используются результаты расчета истечения продуктов горения через сопло и внешнего обтекания корпуса ЛА.

При расчете обтекания носовой и хвостовой частей ЛА в целом на внешней границе расчетной

области $r = S(z, \theta)$ в качестве граничных условий используются соотношения Рэнкина – Гюгонио. Расчет проводится с явным выделением головной ударной волны, форма поверхности которой определяется в процессе решения задачи. На всех обтекаемых поверхностях корпуса ЛА (носовая, боковая и хвостовая части) и стенках тракта ПВРД (воздухозаборник, камера сгорания, сопло) ставятся условия непротекания или прилипания – компоненты скорости равны нулю.

При формулировке граничных условий в окружном направлении используются условия симметрии течения.

4. Краткое описание алгоритма маршевого расчета

4.1. Составляющие элементы алгоритма

Для расчета преимущественно сверхзвуковых течений при решении уравнений (1) – (6) могут быть использованы маршевые конечно-разностные методы. При этом ориентированная вдоль основного направления течения координата является маршевой, а две оставшихся координаты в поперечных сечениях рассматриваются как пространственные координаты.

Для расчета сверхзвуковых течений при обтекании корпуса ЛА, в сужающейся части ВЗУ и в истекающей из выходного сопла струе используется система уравнений «вязкого слоя», которая включает уравнения типа «границного слоя»: уравнения (2), (4) – (6), уравнение неразрывности (1) и уравнение сохранения поперечного импульса (3) с отброшенными «вязкими» слагаемыми [5]. Это простейшая система уравнений, которая позволяет учесть как наличие скачков уплотнения в поле потока, так и его торможение при обтекании поверхностей ЛА и при смешении истекающей струи с внешним потоком.

При определении параметров дозвукового течения воздуха в ВЗУ и продуктов сгорания в камере сгорания с плавным изменением площади поперечного сечения, можно принять, что $\frac{dp}{dy} = 0$. Это позволяет исключить уравнение (3) из рассмотрения и использовать уравнение неразрывности (1) для определения поперечной компоненты скорости v . Таким образом, при определении параметров дозвукового течения в выходном участке ВЗУ и в камере сгорания используются уравнения (2), (4) – (6) и уравнение первого порядка – уравнение неразрывности. Это приближение представляет собой модель «узкого канала» [6, 8]. Продольный градиент давления в модели «узкого канала» определяется, исходя из краевого характера граничных условий для поперечной компоненты вектора скорости [6].

Для численного решения используются элементы алгоритма расщепления.

На первом шаге расщепления вследствие «жесткости» уравнений диффузии при протекании химических реакций используется алгоритм расщепления по физическим процессам [6, 9]. По известным значениям газодинамических параметров и массовому компонентному составу неравновесной газовой смеси в предыдущем маршевом сечении определяется неравновесный массовый состав смеси в следующем маршевом сечении в результате интегрирования системы дифференциальных уравнений, учитывающих изменение массового состава только в результате химического взаимодействия. На следующих шагах расщепления по известным газодинамическим параметрам потока в предыдущем маршевом сечении и рассчитанному массовому составу неравновесной газовой смеси определяются значения газодинамических параметров потока и массовый компонентный состав смеси в следующем сечении с учетом конвективного и диффузационного переноса.

При определении параметров течения с учетом конвективного и диффузационного переноса исходная система дифференциальных уравнений разбивается на две подсистемы: дифференциальные уравнения второго порядка и уравнения первого (уравнение неразрывности (1) и в зависимости от шага расщепления уравнение (3) или (4) с отброшенными диссипативными слагаемыми) [5, 6]. Для интегрирования каждой подсистемы используются неявные абсолютно устойчивые схемы на основе скалярной прогонки. Искомое решение на каждом маршевом слое получается в результате последовательных итераций первой и второй подсистем уравнений. Для регуляризации решения в дозвуковых областях вводится регуляризирующий множитель в слагаемые, содержащие производную от давления, и в выражение для полной энталпии [10].

В дальнейшем для двух подсистем уравнений первого и второго порядка применяется метод расщепления по пространственным направлениям [9], в результате которого решение исходных уравнений на каждом маршевом шаге сводится к последовательному решению квазиодномерных по продольной пространственной координате уравнений.

4.2. Разностная аппроксимация уравнений второго порядка

В цилиндрической системе координат уравнения второго порядка после введения нормированной переменной $\eta = \frac{r - B(z, \theta)}{S(z, \theta) - B(z, \theta)}$ записываются в унифицированном виде:

$$a \frac{\partial f^k}{\partial z} + b \frac{\partial f^k}{\partial \eta} + c \frac{\partial f^k}{\partial \theta} + d_k f_k = \frac{1}{(S-B)} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\alpha^k \frac{\partial f^k}{\partial \eta} \right) + \\ + \frac{\alpha^k}{r} \frac{\partial f^k}{\partial \eta} + \frac{S-B}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\alpha^k \frac{\partial f^k}{\partial \theta} \right) + \delta^k (S-B), \quad (8)$$

где $a = (S-B)\rho u$; $b = \rho v_n$; $c = \frac{1}{r}(S-B)\rho w$;

$$v_n = v - (B_z' + \eta(S_z' - B_z'))u - \\ - \frac{1}{r}(B_\theta' + \eta(S_\theta' - B_\theta'))w; \\ \delta_u = -\chi \left(\frac{\partial p}{\partial z} - \frac{B_z' + \eta(S_z' - B_z')}{S-B} \frac{\partial p}{\partial \eta} \right); \\ \delta_v = -\frac{1}{S-B} \frac{\partial p}{\partial \eta} - \frac{\rho w^2}{r}; \\ \delta_w = -\frac{1}{r} \left(\frac{\partial p}{\partial \theta} - \frac{B_\theta' + \eta(S_\theta' - B_\theta')}{S-B} \frac{\partial p}{\partial \eta} \right).$$

Общий вид аппроксимационных соотношений для уравнений (8) на первом шаге расщепления:

$$A^n_j f^{n-1/2}_{j+1,i} + B^n_j f^{n-1/2}_{j,i} + C^n_j f^{n-1/2}_{j-1,i} = D^n_{j,i}, \quad (9)$$

где

$$A^n_j = \frac{1}{(S_i - B_i)} \frac{1}{\Delta \eta_{j+1/2}} \left(\frac{\alpha^k_{j+1/2,i}}{\Delta \eta_{j+1}} + \frac{\alpha^k_{j,i}}{2\eta_j} \right) - \frac{b_{j,i}}{2\Delta \eta_{j+1/2}}; \\ B^n_j = \frac{-1}{(S_i - B_i)} \frac{1}{\Delta \eta_{j+1/2}} \left(\frac{\alpha_{j+1/2,i}}{\Delta \eta_{j+1}} + \frac{\alpha_{j-1/2,i}}{\Delta \eta_j} \right) - \frac{a_{j,i}}{\Delta z}; \\ C^n_j = \frac{1}{(S_i - B_i)} \frac{1}{\Delta \eta_{j+1/2}} \left(\frac{\alpha^k_{j-1/2,i}}{\Delta \eta_j} - \frac{\alpha^k_{j,i}}{2\eta_j} \right) + \frac{b_{j,i}}{\Delta \eta_{j+1/2}}; \\ D^n_j = -\frac{a_j^{n-1}}{\Delta z} f_j^{n-1} - \delta^k_j (S_i - B_i).$$

Общий вид аппроксимационных соотношений на втором шаге расщепления:

$$A^\theta_i f_{j,i+1}^k + B^\theta_i f_{j,i}^k + C^\theta_i f_{j,i-1}^k = D^\theta_{j,i}, \quad (10)$$

где

$$A^\theta_{j,i} = \frac{S_i - B_i}{r_j^2} \frac{1}{\Delta \theta_{i+1/2}} \frac{\alpha^k_{j,i+1/2}}{\Delta \theta_{i+1}} - c_{j,i}^{n-1} \frac{1}{2\Delta \theta_{i+1/2}},$$

$$B^\theta_{j,i} = -\frac{S_i - B_i}{r_j^2} \frac{1}{\Delta \theta_{i+1/2}} \left(\frac{\alpha^k_{j,i+1/2}}{\Delta \theta_{i+1}} + \frac{\alpha^k_{j,i-1/2}}{\Delta \theta_i} \right) - \frac{a_{j,i}}{\Delta z},$$

$$C^\theta_{j,i} = \frac{S_i - B_i}{r_j^2} \frac{1}{\Delta \theta_{i+1/2}} \frac{\alpha^k_{j,i-1/2}}{\Delta \theta_i} + c_{j,i}^{n-1} \frac{1}{2\Delta \theta_{i+1/2}}.$$

4.3. Разностная аппроксимация уравнений «первого» порядка. Приближение «вязкого слоя»

Уравнение неразрывности в нормированных переменных с учетом уравнения состояния имеет вид:

$$\frac{\partial (S-B)ru / g(T, X_k) \cdot p}{\partial z} + \frac{\partial r\rho v}{\partial \eta} + \frac{\partial (S-B)\rho w}{\partial \theta} = \\ = \frac{\partial r\rho((B_z' + \eta(S_z' - B_z'))u + (B_\theta' + \eta(S_\theta' - B_\theta'))w)}{\partial \eta}, \quad (11)$$

где $p/\rho = g(T, X_k)$.

На первом шаге расщепления используются уравнения:

$$\frac{\partial (S-B)ru / g(T, X_k) \cdot p}{\partial z} + \frac{\partial r\rho v}{\partial \eta} = \\ = \frac{\partial r\rho((B_z' + \eta(S_z' - B_z'))u + (B_\theta' + \eta(S_\theta' - B_\theta'))w)}{\partial \eta}; \quad (12)$$

$$(S-B)\rho u \frac{\partial v}{\partial z} + \rho v_n \frac{\partial v}{\partial \eta} + \frac{\partial p}{\partial \eta} = -(S-B) \frac{\rho w^2}{r}. \quad (13)$$

На втором шаге расщепления используются уравнения:

$$\frac{\partial (S-B)ru / g(T, X_k) \cdot p}{\partial z} + \frac{\partial (S-B)\rho w}{\partial \theta} = 0; \quad (14)$$

$$\rho u \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\rho w}{r} \frac{\partial w}{\partial \theta} + \frac{\rho v w}{r} - \frac{1}{r} \frac{\partial p}{\partial \theta} = 0. \quad (15)$$

После замены производных конечными разностями эти уравнения переписываются в унифицированном виде:

$$a_{1,m} f_{m+1} + b_{1,m} f_m + c_{1,m} p_{m+1} + d_{1,m} p_m = e_{1,m};$$

$$a_{2,m} f_{m+1} + b_{2,m} f_m + c_{2,m} p_{m+1} + d_{2,m} p_m = e_{2,m}, \quad (16)$$

где

$$m = 1, \dots, (M-1).$$

Здесь $f = v_{m,i}$, $p = p_{m,i}$, $m = j$, когда используются соотношения (9), (10) (на первом шаге расщепления) и $f = w_{j,m}$, $p = p_{j,m}$, $m = i$ при использовании соотношений (11), (12) (на втором шаге расщепления).

Коэффициенты $a_{k,m}, b_{k,m}, c_{k,m}, d_{k,m}, e_{k,m}$ ($k = 1, 2$) определяются через коэффициенты

$$A_j^{n,\theta}, B_j^{n,\theta}, C_j^{n,\theta}, D_j^{n,\theta}.$$

Для построения алгоритма вычисления сечочных значений функций соотношения (13) записываются для двух соседних промежутков $[m, m+1]$ и $[m-1, m]$. После исключения из полученных таким образом четырех соотношений

p_m или f_m данную систему можно записать в виде:

$$A_m^f f_{m+1} + B_m^f f_m + C_m^f f_{m-1} = D_m^f$$

или

$$A_m^p p_{m+1} + B_m^p p_m + C_m^p p_{m-1} = D_m^p, \quad (17)$$

где $m = 1, \dots, (M-1)$.

Коэффициенты $A_m^f, B_m^f, C_m^f, D_m^f$ и $A_m^p, B_m^p, C_m^p, D_m^p$, определяются через коэффициенты $b_{k,m}, c_{k,m}, d_{k,m}$ и $e_{k,m}$ ($k = 1, 2$).

Соотношения для определения перечисленных коэффициентов на первом шаге расщепления приведены в [5, 9].

4.4. Приближение «узкого канала». Определение градиента давления

Методической основой определения градиента давления в модели узкого канала как для двумерных, так и трехмерных течений является краевой характер граничных условий для скорости поперечного течения v_n ($v_n = 0$ при $\eta = 0$ и $\eta = 1$), которая определяется из уравнения первого порядка – уравнения неразрывности [6, 11]. В нормированных переменных уравнение неразрывности записывается в виде:

$$\frac{\partial r(B_e - B_i)\rho u}{\partial z} + \frac{\partial r\rho v_n}{\partial \eta} + \frac{\partial(B_e - B_i)\rho w}{\partial \theta} = 0. \quad (18)$$

Представим решение уравнения (2) в виде

$$u_j = u_j^0 + u_j^p \frac{\partial p}{\partial z}. \quad (19)$$

Из системы уравнений (9) для u_j^0 и u_j^p получим:

$$A_j^n u_{j+1}^{0,p} + B_j^n u_j^{0,p} + C_j^n u_{j-1}^{0,p} = D_j^{0,p}, \quad (20)$$

где

$$D_j^0 = -\frac{a_j^{n-1}}{\Delta z} u_j^{n-1} - \frac{\partial(B_e - B_i)\rho w^{n-1}}{\partial \theta};$$

$$D_j^p = -(B_e - B_i).$$

Проинтегрировав (18) по η от 0 до 1 и используя соотношения (19), получим соотношение для определения градиента давления $\partial p / \partial z$:

$$\frac{\partial p}{\partial z} = \frac{1}{\int_0^1 r \rho u^p d\eta} \left(\int_0^1 r \rho u^{n-1} d\eta \right) - \left(\int_0^1 r \rho u^0 d\eta - I_w dz \right),$$

где

$$I_w = \int_0^1 \frac{\partial(B_e - B_i)\rho w^{n-1}}{\partial \theta} d\eta.$$

5. Иллюстрационные результаты расчетов

Были проведены тестовые расчеты обтекания ЛА с ПВРД сверхзвуковым потоком с числом Maxa $M_\infty = 4,1$ под углом атаки $\alpha = 10^\circ$. На рис. 1 приведено поле изолиний продольной скорости в плоскости симметрии течения для внешнего потока около корпуса ЛА, ограниченного снизу поверхностью корпуса ЛА, а сверху – головной ударной волной.

Уступы в нижней части корпуса ЛА соответствуют: входу в канал ВЗУ в сечении $z = 1,8$ и срезу сопла в сечении $z = 5,0$. Через сопло истекает сверхзвуковая струя продуктов горения с числом Maxa $M_j = 1,5$ и давлением на срезе сопла $p_j/p_\infty = 45$, где p_∞ – давление в набегающем потоке. На рис. 1 хорошо виден внутренний скачок, который начинается в угловой точке на корпусе ЛА и формируется в результате взаимодействия выпекающей струи продуктов горения с возмущенным набегающим потоком воздуха около боковой поверхности корпуса ЛА.

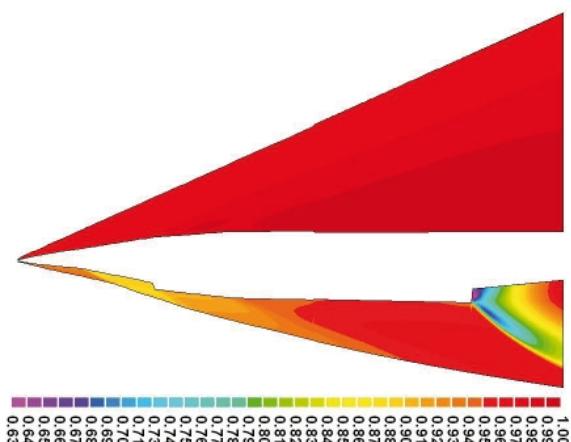


Рис. 1. Поле изолиний продольной скорости в плоскости симметрии течения

На рис. 2 показаны поля изобар p/p_∞ около корпуса ЛА в поперечных сечениях перед срезом сопла для $z=4,5$ и за срезом сопла для $z=5,5$ в области взаимодействия струи с нижней поверхностью корпуса ЛА.

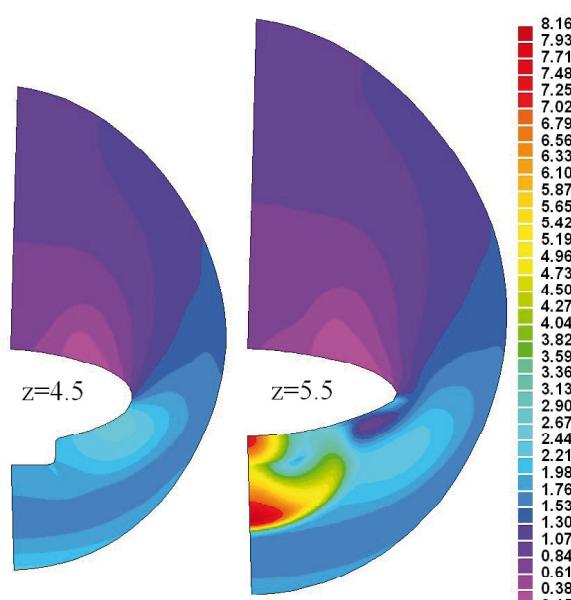


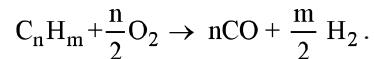
Рис. 2. Поля изобар в поперечных сечениях

На наветренной стороне потока в сечении $z=5,5$ хорошо видна область повышенного давления за внутренним скачком, распространяющимся по направлению к головной ударной волне. Уровень давления в струе и в области сжатия за внутренним скачком уменьшается в окружном направлении с ростом полярного угла θ .

В камере сгорания ПВРД в качестве горючего используется керосин. В литературе предложено множество различных упрощенных

механизмов горения керосина, в частности [12 – 14]. В [12] предложено использовать двухстадийный механизм окисления.

При расчете параметров в камере сгорания на первой стадии рассматривается реакция непосредственно возгорания керосина:



На второй стадии для моделирования кинетического механизма догорания продуктов сгорания керосина используются элементарные химические реакции для C—O—H смесей. Набор компонентов при дальнейших реакциях в воздушном потоке:

O_2 , N_2 , H_2O , CO , CO_2 , O , H , H_2 , OH . Азот воздуха принимается инертной примесью.

На рис. 3 – 5 приведены изменения скорости, числа Маха, давления, температуры и концентраций кислорода, паров керосина и продуктов сгорания CO_2 , H_2O вдоль средней линии камеры сгорания.

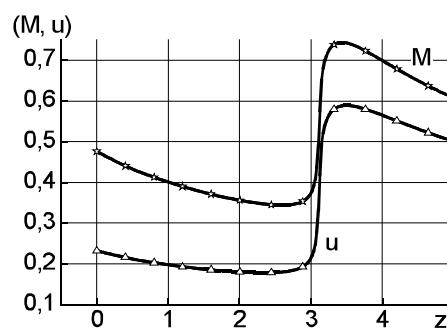


Рис. 3. Изменение скорости и числа Маха вдоль камеры сгорания

В областях до интенсивного воспламенения и после полного сгорания керосина C_8H_{18} расширение камеры сгорания приводит к уменьшению скорости и числа Маха.

Воспламенение керосина приводит к подводу тепла к дозвуковому потоку, вследствие чего возрастают число Маха, скорость и температура, а давление уменьшается.

Промежуточные компоненты CO , H_2 и другие имеются в окрестности области воспламенения и составляют менее одного процента.

Степень расширения камеры сгорания определяется величиной $\partial V_e / \partial z$, в расчетах принято $\partial V_e / \partial z = 0.0225$. При меньшем расширении подвод тепла вследствие горения приводит к звуковому «запиранию» течения в камере сгорания.

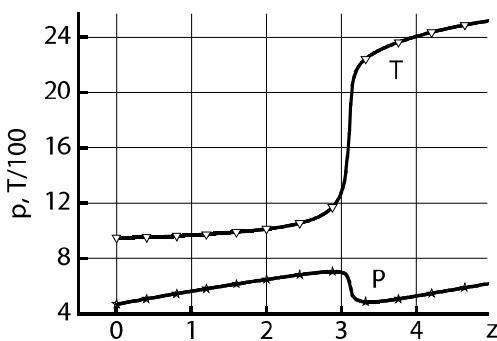


Рис. 4. Изменение температуры и давления вдоль камеры сгорания

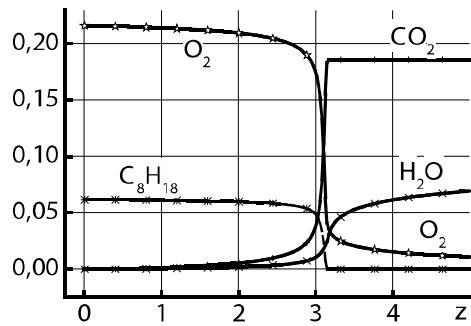


Рис. 5. Изменение концентраций компонентов вдоль камеры сгорания

Выводы

Разработаны маршевые алгоритмы для проведения оперативных комплексных расчетов пространственных течений около корпуса ЛА и термогазодинамических процессов в элементах интегрированного с корпусом ПВРД (воздухозаборник, камера сгорания, сопло истечения продуктов сгорания). Использование предложенной расчетной методики дает возможность существенно уменьшить время проектных расчетов, что особенно важно на этапе предварительного определения параметров функционирования ПВРД, интегрированного с корпусом ЛА.

Работа выполнена за счет финансирования по бюджетной программе «Поддержка развития приоритетных направлений научных исследований» (КПКВК 6541230).

Литература

1. Жуков В. Т. Исследование картины течения в модельном тракте двигателя высокоскоростного летательного аппарата [Текст] / В. Т. Жуков, К. В. Мануковский, Н. Д. Новикова, Ю. Г. Рыков, О. Б. Федоритова // Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2015. – № 5. – 23 с. URL http://keldysh.ru/papers/2015/prep2015_05.pdf.
2. Тимошенко В. И. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспек-
- тивных транспортных космических систем [Текст] / В. И. Тимошенко, В. П. Гусинин // Космическая наука и технология. – 1999. – Т. 5, № 1. – С. 87 – 107.
3. Тимошенко В. И. Концептуальные вопросы математического моделирования процессов аэрогазотермодинамики гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем [Текст] / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец, В. П. Галинский // Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы: сб. науч. трудов. – Харьков : Нац. аэрокосмический ун-т «Харьк. Авиац. ин-т», 2006. – Вып. 2. – С. 161 – 181.
4. Timoshenko V. I. Problems of providing completeness of the methane-containing block-jet combustion in a rocket ramjet engine's combustion chamber [Text] / Timoshenko V. I., I. S. Belotserkovets, V. P. Gusinin // Acta Astronautica. – 2009. – Vol. 65, no. 9-10. – P. 1231 – 1237.
5. Тимошенко В. И. Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком [Текст] / В. И. Тимошенко, И. С. Белоцерковец // Вісник Дніпропетровського університету. – 2008. – Т. 1, Вып. 1. – С. 15 – 23.
6. Тимошенко В. И. Газовая динамика высокотемпературных технологических процессов [Текст] / В. И. Тимошенко // Днепропетровск : Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 460 с.
7. Choi J. Y. A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion [Text] / J. Y. Choi // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 31 July - 03 August 2011, San Diego, California/AIAA-2011-5853.pdf.
8. Рогов Б. В. Обзор моделей вязких внутренних течений [Текст] / Б. В. Рогов, И. А. Соколова // Математическое моделирование. – 2002. – Т. 14, № 1. – С. 87 – 96.
9. Ковеня В. М. Применение метода расщепления в задачах газовой динамики [Текст] / В. М. Ковеня, Г. А. Тарнавский, С. Г. Черный. – М. : Наука, 1981. – 304 с.
10. Родионов А. В. Новый маршевый метод расчета струй продуктов сгорания [Текст] / А. В. Родионов // Журн. выч. мат. и матем. физики. – 2002. – Т. 42, № 9. – С. 1413 – 1424.
11. Тимошенко В. И. Однородный алгоритм расчета течения вязкой сверхзвуковой струи в затопленное пространство [Текст] / В. И. Тимошенко // Техническая механика. – 2019. – № 1. – С. 16 – 24.
12. Westbrook Ch. K. Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion [Text] /

Ch. K. Westbrook, F. L. Dryer // Prog. Energy Combust. Sci. – 1984. – Vol.10. – P.1 - 57.

13. Галицейский К. Б. Моделирование дого-
рания высокоскоростных турбулентных струй
[Текст] / К. Б. Галицейский // Физика горения
и взрыва. – 2006. – Т. 42, № 2. – С. 3 – 9.

14. Термодинамические и теплофизиче-
ские свойства продуктов сгорания: справоч-
ник [Текст] / В. Е. Алемасов, А. Ф. Драга-
лин, А. П. Тишин, В. А. Худяков; под ред.
В. П. Глушко. – М. : Изд-во АН СССР, 1971.
– Т. 1. – 695 с.

Поступила в редакцию 26.06.2019

В.і. Тимошенко, В.П. Галинський. Маршові алгоритми розрахунку термогазодинамічних процесів у прямоточних повітряно-реактивних двигунах, що інтегровані з літальним апаратом, з урахуванням просторових ефектів

Наведено опис розрахунково-методичного забезпечення для проведення оперативних комплексних розрахунків термогазодинамічних процесів в елементах прямоточного повітряно-реактивного двигуна, інтегрованого з корпусом літального апарату, маршовими методами у тривимірному наближенні. Чисельне моделювання обтікання літального апарату з прямоточним повітряно-реактивним двигуном розбивається на чотири складові – обтікання наконечника і бічної поверхні корпусу літального апарату, розрахунок течії в повітrozбірнику, камері згоряння, соплі і вихлопному струмені, який обтікає хвостову частину корпусу літального апарату. Розрахунок надзвукового обтікання корпусу літального апарату і течії в повітrozбірнику здійснюється в нев'язкому наближенні з використанням схеми Годунова або з урахуванням в'язкості з використанням моделі «вузького шару». В області дозвукової течії у вихідній частині повітrozбірного пристрою течія розраховується з використанням моделі «вузького каналу». Ця ж модель використовується і при розрахунку дозвукової нерівновагової течії продуктів згоряння пального в камері згоряння. Розрахунок течії у вихлопному струмені продуктів згоряння пального здійснюється з урахуванням обтікання нижньої хвостової частини поверхні літального апарату і взаємодії струменя продуктів згоряння зі збуреним потоком повітря, що набігає. У камері згоряння прямоточного повітряно-реактивного двигуна в якості пального використовується гас. При розрахунку параметрів потоку в камері згоряння використовується двостадійний механізм із загорянням гасу при окисленні і моделюванням догоорання продуктів згоряння гасу в елементарних хімічних реакціях для C-O-H суміші. Запропонована методика може бути використана на попередньому етапі проектування прямоточного повітряно-реактивного двигуна. Використання розроблених в ТМ НАНУ і ДКАУ математичних моделей і відповідного розрахунково-методичного забезпечення дозволяє проводити оперативні комплексні розрахунки при виборі проектних параметрів літального апарату з прямоточним повітряно-реактивним двигуном.

Ключові слова: літальні апарати, прямоточні повітряно-реактивні двигуни, термогазодинамічні процеси, розрахунково-методичне забезпечення, маршові алгоритми, просторові ефекти.

V.I. Tymoshenko, V.P. Galinskii. March algorithms for the calculation of thermal and gas dynamic processes in ramjet of aircraft with account of spatial effects

A description of the calculation and methodological support for carrying out operational complex calculations of thermogasdynamics processes in the elements of a ramjet engine integrated with the body of the aircraft, by marching methods in a three-dimensional approximation is given. Numerical simulation of the flow around an aircraft with a ramjet engine is broken down into four components: flow around tip and side surface of an aircraft body, calculation of the flow in the air intake device, the combustion chamber, the nozzle and the exhaust jet flowing around the tail section of the aircraft body. The supersonic flows around the body of the aircraft and the flow in the intake device are calculated in the non-viscous approximation using the Godunov scheme or taking into account the viscosity using the “viscous layer” model. The current is calculated using the “narrow channel” model in the region of subsonic flow in the outlet part of the air intake device. The same model is used in the calculation of subsonic no equilibrium flow of combustion products in the combustion chamber. The flow in the exhaust jet is calculated taking into account the flow past the lower tail section of the aircraft and the interaction of the jet of combustion products with a disturbed mainstream air. Kerosene is used as a fuel in the combustion chamber of a ramjet engine. A two-stage mechanism is used with kerosene ignition during oxidation and modeling of the burning of kerosene combustion products in elementary

chemical reactions for C–O–H mixtures when calculating the flow parameters in the combustion chamber. The proposed technique can be used at the preliminary design stage of a ramjet. The use of mathematical models developed at the ITM of NASU and SSAU and the corresponding computational and methodological support allows carrying out operational complex calculations when choosing the design parameters of an aircraft with a ramjet engine.

Keywords: aircraft, ramjet, thermogasdynamic processes, calculation and methodological support, march algorithms, spatial effects.

References

1. Zhukov V. T., Manukovskij K. V., Novikova N. D., Rykov Ju. G., Fedoritova O. B. Issledovanie kartiny techenija v model'nom trakte dvigatelja vysokoskorostnogo letatel'nogo apparata [Study of the current pattern in the model tract of a high-speed aircraft engine]. Preprint IPM im. M.V.Keldysha, 2015, no.5, 23 p.[in Russian]
URL http://keldysh.ru/papers/2015/prep2015_05.pdf.
2. Timoshenko V.I., Gusynin V.P. Ispol'zovanie giperzvukovyh tehnologij pri sozdanií perspektivnyh transportnyh kosmicheskikh sistem [The use of hypersonic technology in the creation of advanced transport space systems]. Kosmicheskaja nauka i tehnologii, 1999, vol. 5, no. 1, pp. 87 – 107 [in Russian].
3. Timoshenko V. I., Belocerkovec I. S., Galinskij V. P. Konceptual'nye voprosy matematicheskogo modelirovaniya processov ajerogazotermodynamiki giperzvukovogo letatel'nogo apparata s prjamotochnym vozдушно-reaktivnym dvigatelem [Conceptual issues of mathematical modeling of processes of aerogasothermodynamics of a hypersonic aircraft with a ramjet engine]. Ajerogid-rodinamika: problemy i perspektivy: sb. nauch. trudov. – Har'kov : Nac.ajerokosmicheskij un-t «Har'k. Aviac. in-t» Publ., 2006, vol. 2, pp.161 – 181 [in Russian].
4. Timoshenko V. I., Belotserkovets I. S., Gusinin V. P. Problems of providing completeness of the methane-containing block-jet combustion in a rocket ramjet engine's combustion chamber. Acta Astronautica, 2009, vol. 65, no. 9-10, pp.1231 – 1237 [in English].
5. Timoshenko V.I., Belocerkovec I.S. Marshevij raschet techenija pri vzaimodejstvii sverhzvukovoj turbulentnoj strui so sputnym ogranicennym dozvukovym potokom [Marching flow calculation in the interaction of a supersonic turbulent jet with a confluent subsonic flow]. Visny'k Dnipropetrov's'kogo universitetu. Mekhanika, 2008, vol.1, no.1, pp.15 – 23 [in Russian].
6. Timoshenko V. I. Gazovaja dinamika vysokotemperaturnyh tehnologicheskikh processov [Gas dynamics of high-temperature technological processes]. Dnepropetrovsk : Institut tehnicheskoy mehaniki NANU i NKAU Publ., 2003, 460 p.[in Russian].
7. Choi J. Y. A Quasi Global Mechanism of Kerosene Combustion for Propulsion.47th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 31 July - 03 August 2011, San Diego, California/AIAA-2011-5853.pdf [in English].
- 8.Rogov B.V., Sokolova I.A. Obzor modelej vjazkih vnutrennih techenij [Overview of viscous internal flow patterns]. Matematicheskoe modelirovanie, 2002, vol. 14, no. 1, pp.87 – 96 [in Russian].
- 9 Kovenja V.M., Tarnavskij G.A., Chernyj S.G. Primenenie metoda rasshheplenija v zadachah gazovoj dinamiki [Application of the splitting method in problems of gas dynamics]. – M.: Nauka Publ., 1981, 304 p.[in Russian].
10. Rodionov A. V. Novyj marshevij metod rascheta struj produktov sgoranija [New marching method of calculating the jets of products of combustion].Zhurn.vych.mat.i matem.fiziki, 2002, vol.42, no.9, pp.1413 – 1424 [in Russian].
- 11.Timoshenko V.I.Odnorodnyj algoritm rascheta techenija vjazkoj sverhzvukovoj strui v zatoplennoe prostranstvo [Homogeneous algorithm for calculating the flow of aviscous supersonic jet into asubmerged space].Tehnickeskaja mehanika, 2019, no.1, pp.16 – 24 [in Russian].
12. Westbrook Ch. K., Dryer F. L. Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion. Prog. Energy Combust.Sci., 1984, vol.10, pp.1 – 57 [in English].
13. Galicejskij K. B. Modelirovanie dogoraniya vysokoskorostnyh turbulentnyh struj [Simulation of burnout of high-speed turbulent jets]. Fizika gorenijai vzryva, 2006, vol.42, no.2, pp.3 – 9 [in Russian].
14. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A.P., Hudjakov V.A..Termodinamicheskie i teplofizicheskie svojstva produktov sgoranija: spravochnik [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products: a handbook] / Pod red. V. P. Glushko. – M.: Izd-vo AN SSSR Publ., 1971, vol.1, 695 p.[in Russian].

УДК 629.7.035.(045)

- Усенко В. Ю.** начальник відділу силових установок, ДП «Антонов», Київ, Україна, e-mail: uv1758@gmail.com;
- Дорошенко К. В.** д-р техн. наук, доцент, доцент кафедри авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: Kiki_ua@ukr.net;
- Мітрахович М. М.** д-р техн. наук, професор, заст. директора, ДП «Івченко – Прогрес», Запоріжжя, Україна, e-mail: mmm777@gmail.com

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ СПІВВІСНОГО ГВИНТОВЕНТИЛЯТОРА НА АКУСТИЧНУ ЕМІСІЮ

Турбогвинтовентиляторні двигуни мають високу економічність при дозвукових швидкостях польоту, однак одна із актуальних проблем цих двигунів – високий рівень шуму співвісного гвинтовентилятора. Багатьма дослідниками було доведено, що параметри однорядних гвинтів мають суттєвий вплив на акустичну емісію. Показано, що змінюючи форму лопатей, діаметр, частоту обертання, кількість лопатей можна забезпечити зменшення акустичної емісії однорядних гвинтів. Однак для співвісних гвинтовентиляторів ці питання залишаються до кінця не дослідженими. Метою роботи є оцінка впливу кількості лопатей на акустичну емісію співвісного гвинтовентилятора. У роботі проведено дослідження зміни рівня акустичного тиску чотирьох модифікованих гвинтовентиляторів. Потужність гвинтовентиляторів є незмінною. Кількість лопатей першого ряду гвинтовентилятора збільшено від 8 до 10...12, другого – від 6 до 8...12. Частоту обертання зменшено на 7,17...12,5%, відношення діаметрів другого і первого рядів співвісного гвинтовентилятора зменшено до 0,987...0,942. Дослідження виконано за допомогою чисельного експерименту. Для замикання осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса використовувалась модель турбулентності SST Gamma Theta Transitional. Розрахункова структурована гексаедральна сітка з адаптацією пограничного шару складалась з 20 млн. комірок. Газодинамічний розрахунок течії показав, збільшення кількості лопатей першого ряду з 8 до 12 приводить до зменшення рівня нерівномірності потоку на вході в другий ряд гвинтовентилятора, що позитивно впливає на аеродинамічні джерела утворення шуму. Отримані результати свідчать, що розрахований модифікований варіант співвісного гвинтовентилятора, що має 12 лопатей первого ряду та 12 лопатей другого ряду, частоту обертання 743,76 об/хв., відношення діаметрів другого і первого рядів співвісного гвинтовентилятора 0,942 дозволяє покращити акустичні характеристики гвинтовентилятора в джерелі на 4 дБ відносно базового варіанту, що в свою чергу впливає на шум силової установки і літака. При цьому якісні характеристики гвинтовентилятора залишаються незмінними.

Ключові слова: акустична емісія, рівень акустичного тиску, співвісний гвинтовентилятор, лопать, частота обертання, діаметр, чисельний експеримент.

Вступ

Турбогвинтовентиляторні двигуни мають високу економічність при дозвукових швидкостях польоту, однак одна із актуальних проблем цих двигунів – високий рівень шуму співвісного гвинтовентилятора.

Шум співвісного гвинтовентилятора має складну структуру. На фоні періодичного силового впливу лопатей гвинтовентилятора на навколошне середовище (шум обертання) з лопатей гвинтовентилятора за всією довжиною відбувається зрив потоку. За рядами лопатей гвинтовентилятора утворюються вихрові аеродинамічні сліди, що є джерелом

вихрового шуму. Крім цього, вихрова завіса за першим рядом гвинтовентилятора є вхідною турбулентністю в другий ряд гвинтовентилятора. В даному випадку можна виділити окрему складову – шум взаємодії первого і другого рядів гвинтовентилятора. Акустична емісія носить нестационарний і періодичний характер [1].

У роботі [2] показано, що навіть для однорядного гвинта хвилеподібна вихідна кромка дозволяє знизити рівень шуму гвинта. Дослідження [3] показали можливість зниження дискретних компонент відповідним вибором відношення кількості лопатей однорядного гвинта. У роботі [4] показано, що

при збільшенні кількості лопатей однорядного гвинта від 3 до 8 в діапазоні чисел Machy від 0,4 до 1 рівень звукового тиску зменшується на 4020 дБ. У роботах [4, 5, 6] показано, що зменшення діаметру другого ряду гвинта дає можливість знизити рівень шуму, однак в роботі розглядався модельний гвинтовентилятор. У роботі [6] зазначається, що для забезпечення необхідної сили тяги при зменшенні діаметру лопатей їх кількість необхідно збільшувати.

Багатьма дослідниками було доведено, що параметри однорядних гвинтів мають суттєвий вплив на акустичну емісію. Так, у роботах [2-6] показано, що змінюючи форму лопатей, діаметр, частоту обертання, кількість лопатей можливо забезпечити зменшення акустичної емісії однорядних гвинтів. Однак для співвісних гвинтовентиляторів ці питання залишаються до кінця не дослідженими.

Метою роботи є оцінка впливу кількості лопатей на акустичну емісію співвісного гвинтовентилятора.

1. Постановка задачі

Базовий варіант співвісного гвинтовентилятора має 8 лопатей першого ряду і 6 лопатей другого ряду, частоту обертання – 850 об/хв, кінцевий діаметр лопатей першого і другого ряду дорівнює 4500 мм.

Проведено попередні теоретичні розрахунки щодо зміни параметрів співвісного гвинтовентилятора при збільшенні лопатей першого ряду з 8 до 12 і другого з 6 до 12 при умові $N_1 = \text{const}$, $N_2 = \text{const}$ і $N = \text{const}$.

Рівняння для визначення потужності першого ряду гвинтовентилятора записується наступним чином [7]:

$$N_1 = \bar{\beta}_{1Z_1} \cdot \rho_1 \cdot n_1^3 \cdot D_1^5,$$

де $\bar{\beta}_{1Z_1}$ – сумарний коефіцієнт потужності першого ряду співвісного гвинтовентилятора,

n_1 – кількість лопатей першого ряду гвинтовентилятора,

ρ_1 – густина повітря,

n_1 – частота обертання першого ряду співвісного гвинтовентилятора,

D_1 – периферійний діаметр першого ряду співвісного гвинтовентилятора.

Рівняння для визначення потужності другого ряду гвинтовентилятора записується наступним чином [7]:

$$N_2 = \bar{\beta}_{2Z_2} \cdot \rho_2 \cdot n_2^3 \cdot D_2^5,$$

де $\bar{\beta}_{2Z_2}$ – сумарний коефіцієнт потужності другого ряду співвісного гвинтовентилятора,

z_2 – кількість лопатей другого ряду гвинтовентилятора, ρ_2 – густина повітря, n_2 – частота обертання другого ряду співвісного гвинтовентилятора, D_2 – периферійний діаметр другого ряду співвісного гвинтовентилятора.

Задаючи значення z_1 і z_2 при умові $N_1 = \text{const}$, $N_2 = \text{const}$ і $N = \text{const}$, були отримані 4 модифікованих варіанти співвісних гвинтовентиляторів (табл.1).

Таблиця 1. Параметри модифікованих гвинтовентиляторів

Номер варіанту \ Параметр	№1	№2	№3	№4
$n_1 = n_2$, об/хв	789,072	789,072	743,76	743,76
z_1 , шт.	10	10	12	12
z_2 , шт.	8	10	10	12
$\bar{D} = D_2/D_1$	0,987	0,942	0,987	0,942

Розрахунок течії виконувався за допомогою осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, що замикалися моделлю турбулентності SST Gamma Theta Transitional [8]. Рішення диференціальних рівнянь, що описують газодинамічні процеси методом кінцевих об'ємів, вимагає розбиття розрахункового об'єму на елементарні елементи. Пошук рішення відбувається в певних точках об'єму – вузлах. Сукупність вузлів утворює розрахункову сітку. Вся досліджувана область співвісного гвинтовентилятора з метою забезпечення коректного моделювання обтікання першого і другого ряду гвинтовентилятора і необхідністю врахувати вплив повітробірника двигуна на параметри за гвинтовентилятором, була розподілена на чотири під області:

- зовнішня;
- канал повітробірника;
- перший ряд гвинтовентилятора;
- другий ряд гвинтовентилятора.

У всіх чотирьох підобластях була побудована структурована гексаедральна сітка з адаптацією пограничного шару ≈ 20 млн. комірок.

На рис.1 зображені фрагменти побудованої розрахункової сітки.

У місцях розрахункової області, в яких передбачається виникнення сильних градієнтів обчислюваних змінних, розрахункова сітка повинна мати відповідне згущення для отримання адекватного рішення. До таких місць відносяться області, в яких має місце суттєвий пограничний шар. При створенні сітки для всіх чотирьох підобластей початкова висота комірок

у стінки склада 0,01 мм. Значення безрозмірної координати першого пристінного вузла y^+ не перевищувало 1,0.

Для моделювання течії обрано розрахункову схему другого порядку з локальним використанням розрахункової схеми першого порядку.

Згідно з отриманими параметрами співвісного гвинтовентилятора було побудовано твердотільні 3D моделі з розроблених модифікованих співвісних гвинтовентиляторів (рис.2).

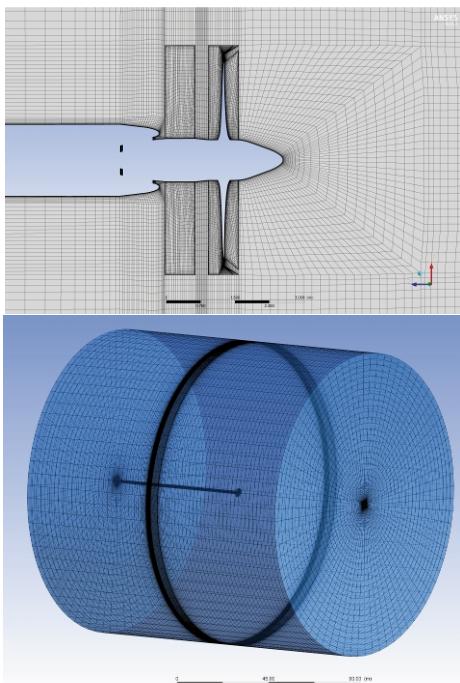


Рис. 1. Фрагменти побудованої розрахункової сітки

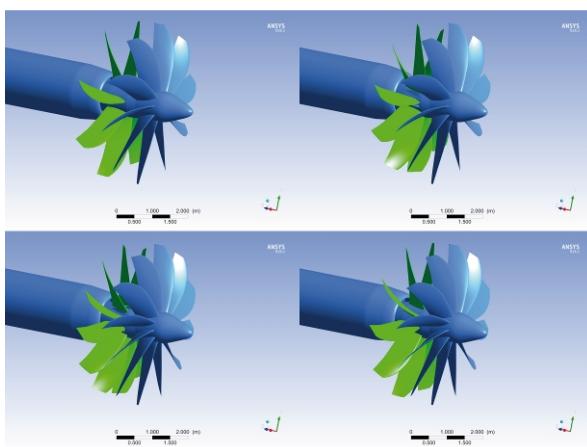


Рис. 2. 3D Моделі розроблених модифікованих співвісних гвинтовентиляторів

Рівень акустичного тиску розраховувався за формулою [4]:

$$L = 20 \lg(P/P_0),$$

де P – звуковий тиск, $P_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Па – величина порогового звукового тиску.

2. Дослідження впливу параметрів співвісного гвинтовентилятора на акустичну емісію

За результатами газодинамічних розрахунків було отримано рівень акустичного тиску досліджуваних модифікованих співвісних гвинтовентиляторів.

Проаналізуємо як змінювався рівень акустичного тиску окремо в першому і другому ряді співвісного гвинтовентилятора.

На рис.3 представлено залежність зміни рівня акустичного тиску ΔL першого ряду співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту від кількості лопатей першого ряду для всіх досліджуваних модифікованих гвинтовентиляторів.

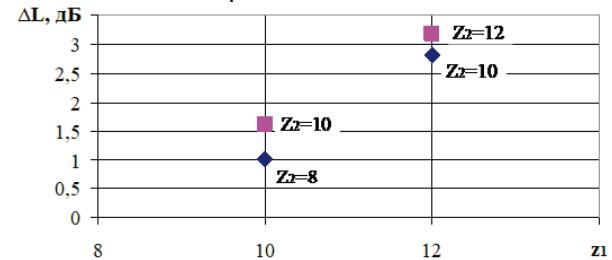


Рис. 3. Залежність зміни рівня акустичного тиску ΔL першого ряду співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту від кількості лопатей першого ряду

Аналіз отриманих результатів показує, що при збільшенні кількості лопатей першого ряду від 8 до 12 рівень акустичного тиску зменшується на від 1 до 3,2 дБ. Найкращий ефект спостерігається для модифікації гвинтовентилятора при максимальній кількості лопатей $z_1 = 12$. Враховуючи, що в модифікованих варіантах гвинтовентиляторів частоту обертання зменшено в порівнянні з базовим варіантом, то ефект від зміни рівня шуму також пов'язано зі зміною частоти обертання. Однак результати отримані для однакової частоти показують, що при збільшенні кількості лопаток є тенденція зменшення шуму.

На рис. 4 представлено залежність зміни рівня акустичного тиску ΔL другого ряду співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту від кількості лопатей другого ряду для всіх досліджуваних модифікованих гвинтовентиляторів.

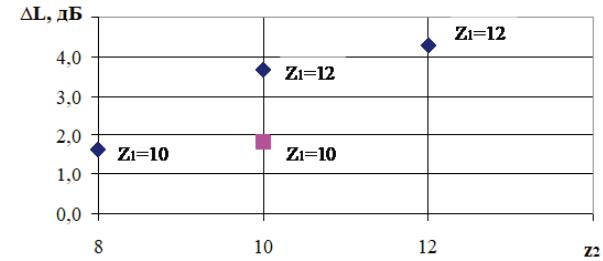


Рис. 4. Залежність зміни рівня акустичного тиску ΔL другого ряду співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту від кількості лопатей другого ряду

При збільшенні кількості лопатей другого ряду співвісного гвинтовентилятора від 6 до 12 відбувається зниження рівня акустичного тиску від 1,7 до 4,3 дБ. Частково це пов'язано зі зменшенням частоти обертання з 850 об/хв до 789,072...743,76 об/хв., а також зі зменшенням відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D} = 0,987 \dots 0,942$. При застосуванні максимальної кількості лопатей $z_2 = 12$ має місце найбільший ефект зниження акустичної емісії. Цікаво, що при однаковій кількості лопатей другого ряду $z_2 = 10$, але при різній частоті обертання і різних співвідношеннях діаметру, кращі показники має варіант, у якого частота обертання найменша, незважаючи на те, що співвідношення діаметру більше $\bar{D} = 0,987$, але також треба брати до уваги, що кількість лопатей першого ряду різна (10 і 12). Слід відмітити, що при збільшенні кількості лопатей першого ряду гвинтовентилятора $z_1 = 12$ відбувається зміна обтікання на вході в другий ряд гвинта, що позитивно впливає на шум взаємодії першого і другого ряду співвісного гвинтовентилятора.

На рис. 5 представлено зміну рівня акустичного тиску ΔL співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту для всіх досліджуваних модифікованих гвинтовентиляторів.

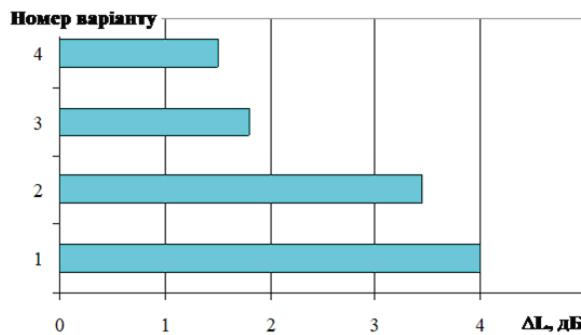


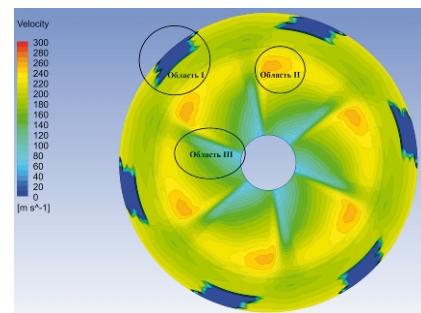
Рис. 5. Зміна рівня акустичного тиску ΔL співвісного гвинтовентилятора відносно базового варіанту для всіх досліджуваних модифікованих гвинтовентиляторів

Представлені результати показують, що збільшення лопатей першого ряду з 8 до 12 і збільшення лопатей другого ряду з 6 до 12, зменшення частоти обертання з 850 об/хв до 789,072...743,76 об/хв., зменшення відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D} = 0,987 \dots 0,942$ приводить до зменшення рівня акустичного тиску на 1,54 дБ. Серед досліджуваних варіантів найбільш ефективним з точки зору зниження акустичної емісії в джерелі є варіант

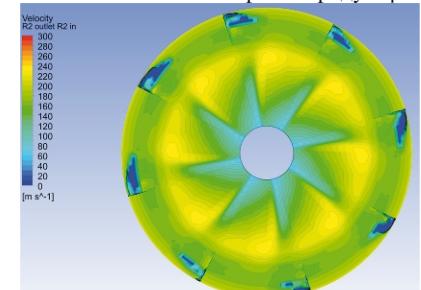
№4 (зменшення рівня акустичного тиску на 4 дБ), що має частоту обертання $n_1 = n_2 = 743,76$ об/хв., кількість лопатей першого ряду $z_1 = 12$, кількість лопатей другого ряду $z_2 = 12$, відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D} = 0,942$.

Результати попередніх досліджень показали, що рівень звукового тиску, що генерує другий ряд співвісного гвинтовентилятора вище, ніж рівень звукового тиску першого ряду гвинта. Одна з причин цього явища є колова та радіальна нерівномірність на вході у другий ряд гвинта, яку створює аеродинамічний слід за першим рядом гвинта [8].

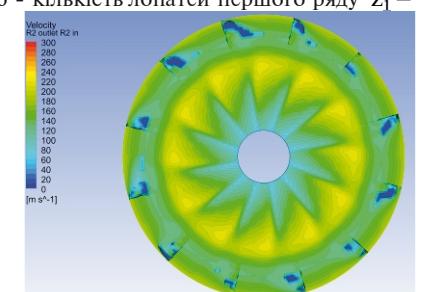
Проаналізуємо, як якісно змінився рівень нерівномірності потоку за першим рядом вентилятора на вході у другий ряд гвинтовентилятора. На рис. 6 представлено розподілення поля швидкості на вході у другий ряд гвинтовентилятора для всіх досліджуваних модифікованих варіантів гвинтовентилятора.



а - кількість лопатей першого ряду $Z_1 = 8$



б - кількість лопатей першого ряду $Z_1 = 10$



в - кількість лопатей першого ряду $Z_1 = 12$

Рис. 6. Розподілення поля швидкості на вході у другий ряд гвинтовентилятора

Аналіз візуалізації полів швидкості базового варіанту гвинтовентилятора з кількістю лопатей першого ряду $z_1 = 8$ (рис.6, а) показує, що на вході у другий ряд гвинтовентилятора для кожної лопаті присутні три характерні області нерівномірності потоку: область I – зона нульових швидкостей над лопаттю гвинтовентилятора, область II – зона підвищених швидкостей у периферійній частині лопаті, область III – зона понижених швидкостей у привтулковій частині лопаті. Збільшення кількості лопатей призвело до перерозподілу поля швидкості на вході у другий ряд гвинтовентилятора.

При збільшенні кількості лопатей першого ряду до $z_1 = 10$ область нульових швидкостей над лопаттю суттєво зменшується, в області підвищених частот швидкість зменшується до 230-240 м/с, область понижених швидкостей біля втулки лопаті залишається майже незмінною.

При збільшенні кількості лопатей першого ряду до $z_1 = 12$ область нульових швидкостей над лопаттю зменшується в порівнянні з варіантом гвинтовентилятора з $z_1 = 10$. В області II відбувається вирівнювання швидкостей і швидкість зменшується від 250 м/с для $\bar{n} = 1$ до 210...200 м/с. Область III в якісному відношенні майже не змінюється.

Таким чином, збільшення кількості лопатей першого ряду з 8 до 12 приводить до зменшення рівня нерівномірності потоку на вході в другий ряд гвинтовентилятора, що позитивно впливає на аеродинамічні джерела утворення шуму.

Можна зробити висновок, що розроблений модифікований варіант співвісного гвинтовентилятора, який має 12 лопатей першого ряду, 12 лопатей другого ряду, частоту обертання $n_1 = n_2 = 743,76$ об/хв., відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D} = 0,942$ дозволяє покращити акустичні характеристики гвинтовентилятора в джерелі на 4 дБ, що в свою чергу впливає на шум силової установки і літака. При цьому тягові характеристики гвинтовентилятора залишаються незмінними.

Висновок

В роботі представлено результати дослідження акустичної емісії співвісних гвинтовентиляторів при збільшенні кількості лопатей першого і другого ряду. Отримані результати свідчать, що розрахований модифікований варіант співвісного

гинтовентилятора, який має 12 лопатей першого ряду, 12 лопатей другого ряду, частоту обертання

$n_1 = n_2 = 743,76$ об/хв., відношення діаметрів другого і першого рядів співвісного гвинтовентилятора $\bar{D} = 0,942$ дозволяє покращити акустичні характеристики гвинтовентилятора в джерелі на 4 дБ відносно базового варіанту, що в свою чергу впливає на шум силової установки і літака. При цьому тягові характеристики гвинтовентилятора залишаються незмінними.

Література

1. Мунин А. Г. Авиационная акустика [Текст] / А. Г Мунин, В. Е. Квитка. – М.: Машиностроение, 1973. – 448 с.
2. Butt F. R. Numerical Investigation of the Effect of Leading-Edge Tubercles on Propeller Performance [Електронний ресурс] / F.R.Butt, T. Talha// Journal of Aircraft. DOI: 10.2514/1.C0348. Режим доступу до журналу: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.C034845>
3. Акустико-аеродинамические исследования [Текст] ; под ред.д.ф.-м.н.А. В. Римского-Корсакова.– М.: Наука, 1975.– 102 с.
4. Мошков П. А. Оценка влияния числа лопастей и диаметра на шум воздушного винта [Текст] / П.А.Мошков , В.Ф.Самохин // Вестник Самарского университета.Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение.– 2016.– Т.15, № 3.– С.25-34.DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34.
5. Janardan B. A. Acoustic characteristics of counterrotating unducted fans from modelscale tests / B. A. Janardan, P. R. Gliebe // Journal of Aircraft. – 1990. – Vol. 27, no. 3. – P. 268-275. DOI: 10.2514/3.45929
6. Lieser J.A. Aeroacoustic design of a 6-bladed propeller [Text] / J. A. Lieser, D. Lohmann, C.H.Rohardt // Aerospace Science and Technology. - 1997.– Vol.1, no.6.– P.381–389.DOI: 10.1016/S1270-9638(97)90012-2
7. Інтеграція авіаційних силових установок і літальних апаратів [Текст] : підручник / Ю. М. Терещенко, М. С. Кулик, В. В. Панін та ін.; за ред. Ю. М. Терещенка.– К.: Вид-во Нац. авіа.ун-ту «НАУ-друк», 2009.– 344с.
8. Усенко В. Ю. Вибір моделі турбулентної в'язкості для моделювання шуму гвинтовентилятора [Текст] / В.Ю.Усенко, М.М.Мітрахович, К.В.Дорошенко // Вчені записки Таврійського національного університету ім. В. І. Вернадського. Сер: Технічні науки. – 2019. - Т. 30 (69), № 1.– С.6-11.

Поступила в редакцію 28.05.2019

В. Ю. Усенко, Е. В. Дорошенко, М. М. Митрахович. Влияние параметров соосного винтовентилятора на акустическую эмиссию

Турбовинтовентиляторные двигатели имеют высокую экономичность при дозвуковых скоростях полета, однако одна из актуальных проблем этих двигателей – высокий уровень шума соосного винтовентилятора. Многими исследователями было доказано, что параметры однорядных винтов имеют существенное влияние на акустическую эмиссию. Показано, что изменяя форму лопастей, диаметр, частоту вращения, количество лопастей можно обеспечить уменьшение акустической эмиссии однорядных винтов. Однако для соосных винтовентиляторов эти вопросы остаются до конца не исследованы. Целью работы является оценка влияния количества лопастей на акустическую эмиссию соосного гвинтовентилятора. В работе проводится исследование изменения уровня акустического давления четырех модифицированных винтовентиляторов. Мощность винтовентиляторов остается неизменной. Количество лопастей первого ряда винтовентилятора увеличено от 8 до 10...12, второго - от 6 до 8...12. Частота вращения уменьшилась на 7,17...12,5%, отношение диаметров второго и первого рядов соосного винтовентилятора уменьшено до 0,987...0,942. Исследование выполнено с помощью численного эксперимента. Для замыкания осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса использовалась модель турбулентности SST Gamma Theta Transitional. Расчетная структурированная гексаэдральная сетка с адаптацией пограничного слоя состояла из 20 млн. ячеек. Газодинамический расчет течения показал, что увеличение количества лопастей первого ряда с 8 до 12 приводит к уменьшению уровня неравномерности потока на входе во второй ряд винтовентилятора, что положительно влияет на аэродинамические источники образования шума. Полученные результаты свидетельствуют, что использование рассчитанного модифицированного варианта соосного винтовентилятора, который имеет 12 лопастей первого ряда и 12 лопастей второго ряда, частоту вращения 743,76 об/мин., отношение диаметров второго и первого рядов соосного гвинтовентилятора 0,942 позволяет улучшить акустические характеристики винтовентилятора в источнике на 4 дБ относительно базового варианта, что в свою очередь влияет на шум силовой установки и самолета. При этом тяговые характеристики винтовентилятора остаются неизменными.

Ключевые слова: акустическая эмиссия, уровень акустического давления, соосный винтовентилятор, лопасть, частота вращения, диаметр, численный эксперимент.

V.Y. Usenko, E.V. Doroshenko, M.M. Mitrahovich. Effect of coaxial propfan parameters on acoustic emission

Turbopropfan engines (TPFE) has high profitability at subsonic flight speed. However, one of the issues for these engine is high noise level of coaxial propfan. Many researchers have proven that single-row propeller parameters has significant influence on acoustic emission. It has been shown, that it is possible to decrease acoustic emission of single-row propellers due to changing of blade shape, diameter, rotational speed, and number of blades. Meanwhile, current questions are not completely investigated for coaxial propfans. The purpose of work is impact assessment of number of blades on coaxial propfan acoustic emission. In the research the changing of acoustic pressure of four modified propfans is addressed. The power of propfans remains constant. The base propfan has 8 blades in the first row and 6 blades in the second row. The number of blades in the first row is increased from 8 to 10...12, and in the second row number of blades is increased from 6 to 8...12. PRM is decreased for 7.17...12.5%. The first and the second row diameter ratio of coaxial propfan is decreased to 0.987...0.942. The research was conducted with a help of numerical experiment method. For the closure of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations the SST Gamma Theta Transitional turbulence model was used. Calculated structured hexahedral mesh adaptation of the boundary layer consisted of 20 million cells. The value of the dimensionless wall distance ($y plus$) did not exceed 1.0. Gas dynamic flow calculation has shown that increasing of the first row number of blades from 8 to 12 leads to a decrease in flow irregularity at the propfan second row entrance, which is a positive effect on the aerodynamic source of noise. The received results shows that use of calculated modified variant of coaxial propfan (with 12 blades in the first row and 12 blades in the second row, rotational speed is 743.76, the coaxial propfan diameter ratio of the first and the second row is 0.942) allows to improve the propfan acoustic characteristics at the source by 4dB relative to the base variant, which in turn affects the noise of aircraft powerplant. At the same time, thrust characteristics of the propfan remains the same.

Keywords: acoustic emission, acoustic pressure level, coaxial propfan, blade, rotation frequency, diameter, numerical experiment.

References

1. Munin A. G., Kvitka V. E. Aviacionnaja akustika [Aviation acoustics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973. 448 p.
2. But F. R, Talha T. Numerical Investigation of the Effect of Leading-Edge Tubercles on Propeller Performance. Journal of Aircraft. DOI: 10.2514/1.C0348. <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.C034845>
3. Rimskij-Korsakov A. V. Akustiko-ajerodinamicheskie issledovaniya [Acoustic aerodynamic research]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 102 p.
4. Moshkov P. A., Samohin V. F. Ocenka vlijanija chisla lopastej i diametra na shum vozdushnogo vinta [Evaluation of the influence of the number of blades and diameter of the propeller noise]. Vestnik Samarskogo universiteta. Ajerokosmicheskaja tehnika, tehnologii i mashinostroenie. 2016, vol. 15, no. 3, pp. 25-34. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-3-25-34.
5. Janardan B. A., Gliebe P. R. [Acoustic characteristics of counterrotating unducted fans from modelscale tests](#). Journal of Aircraft. 1990, vol. 27, no. 3, pp. 268-275. DOI: 10.2514/3.45929
6. Lieser J. A, Lohmann D., Rohardt C. H. Aeroacoustic design of a 6-bladed propeller. Aerospace Science and Technology. 1997, vol 1, no. 6, pp. 381–389. DOI:10.1016/S1270-9638-(97)90012-2
7. Tereshhenko Yu.M., Kulik M.S., Panin V.V. Integracija aviacijnih silovih ustavok i lital'nih aparativ [Integration of aviation plants and airplanes]. Kiiv, Vid-vo Nac. avia.un-tu «NAU-druk», 2009. 344 p.
8. Usenko V.Yu., Mitrahovich M. M., Doroshenko K. V. Vibir modeli turbulentnoi v'jazkosti dlja modeljuvannja shumu gvintoventiljatora [The selection of turbulent viscosity model for modelind propeller fan noise]. Vcheni zapiski Tavrijs'kogo nacional'nogo universitetu im. V. I. Vernads'kogo. Ser. Tehnichni nauki [Scientists of the Taurida National University. V. I. Vernadsky. Sir: Technical Science], 2019, vol. 30 (69), no. 1, pp. 6-11.

УДК 621.763:621.762.224:621.791.72

Педаш А. А.	канд. техн. наук, начальник бюро управления главного металлурга АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;
Ключихин В. В.	главный металлург АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;
Лысенко Н. А.	ведущий инженер управления главного металлурга АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;
Шило В. Г.	начальник отдела управления главного металлурга АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;
Касай П. А.	заместитель директора АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: pavel.kasay@gmail.com

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПОРОШКОВ НА СТРУКТУРУ И СВОЙСТВА ДЕТАЛЕЙ, ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ПЛАВЛЕНИЕМ

В статье приведены результаты сравнительного исследования образцов, изготовленных методом селективного лазерного сплавления (SLM) порошков сплава Inconel 718, полученных методами газовой атомизации расплава инертным газом и центробежным плазменным распылением быстро вращающейся прутковой заготовки. Выполнено исследование химического состава, макро- и микроструктуры, механических свойств при комнатной и повышенных температурах образцов, построенных в направлении XY и Z. Исследование подвергались образцы в состоянии после построения, после термической обработки, а также после горячего изостатического прессования (ГИП) с последующей термообработкой. Результаты исследования показывают, что в состоянии построения в образцах наблюдается структурная неоднородность с четко выраженными зонами послойного сплавления. Установлено, что проведение термической обработки способствует выравниванию микроструктуры и упрочнению сплава в целом, независимо от рассматриваемого направления построения образцов. Проведение операции горячего изостатического прессования образцов с последующей термообработкой способствует практически полному устранению микропористости во внутренних объемах металла и получению более однородного твердого раствора. Применение для изготовления образцов порошков, полученных центробежным плазменным распылением литой заготовки способствует получению несколько более высоких показателей прочностных характеристик как при комнатной температуре, так и при повышенных, в то время как применение порошков, полученных газовой атомизацией, способствует получению более высоких характеристик пластичности и ударной вязкости. Более высокие значения времени до высокотемпературного разрушения (показателя длительной прочности) получены в образцах, изготовленных с использованием порошков центробежного плазменного распыления, построенных в направлении Z. Применение обеих рассматриваемых технологий изготовления порошков, позволяет получать уровень механических свойств, отвечающий требованиям существующих отраслевых стандартов.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, аддитивные технологии, селективное лазерное плавление, PREP-процесс, газовая атомизация, горячее изостатическое прессование, термообработка.

Введение

Стремительное развитие аддитивных технологий обуславливает совершенствование методов изготовления металлических порошков с целью улучшения их качества, снижения стоимости, расширения номенклатуры применяемых материалов и гранулометрического состава. В настоящее время наиболее распространенными являются методы распыления

струи расплавленного металла инертным газом (в литературе для этого процесса также используют такие понятия, как газоструйное распыление или газовая атомизация) и плазменного центробежного распыления литой быстрорвущающейся заготовки (PREP-процесс). Интенсивное развитие получают также новые методы, такие как плазменное распыление проволочной заготовки (PWA-процесс), рас-

пыление с помощью ультразвука, а также технологии, связанные с распылением струи металла водой или газо-водяной смесью.

Основными преимуществами метода газовой атомизации инертным газом (ГА) является относительная простота конструкции оборудования, возможность изготавливать большие количества порошков за одну плавку, невысокая стоимость. Метод центробежного распыления позволяет получать гранулы (порошок) с практически идеальной сферичностью, без сателлитных частиц, при этом доля частиц неправильной формы редко превышает 10% объема партии порошка (рис. 1). Наряду с рядом преимуществ оба метода имеют и определенные недостатки. Так применение в процессе газовой атомизации инертного газа, подающегося под высоким давлением (до 100 бар), способствует появлению в гранулах т.н. аргоновой пористости [1], кроме того, на поверхности гранул основной фракции формируются также мелкие сателлитные частицы (пылевидные частицы, налипающие на более крупные в результате соударения и разной скорости кристаллизации в процессе газовой атомизации), которые могут быть удалены из зоны сплавления при подведении большого количества энергии либо полностью выгореть в процессе лазерного или электронно-лучевого сплавления, из-за чего детали характеризуются повышенной пористостью и невысокой плотностью. Не лишен недостатков и процесс центробежного распыления, при котором производится распыление ограниченного в размерах и массе электрода из-за чего затруднено получение крупных партий порошков за один раз. Кроме того, стоимость такого оборудования значительно дороже оборудования для газовой атомизации, что обуславливает и более высокую стоимость конечного продукта (порошка).

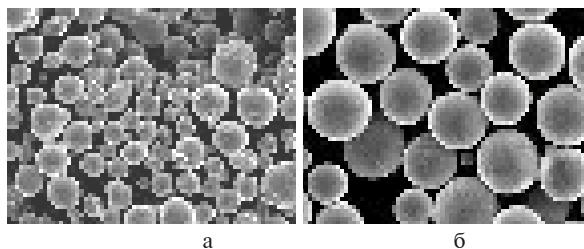


Рис. 1. Морфология порошков, полученных методами газовой атомизации (а) и центробежным плазменным распылением (б), $\times 500$

Обилие методов изготовления обуславливает получение металлических порошков с различными физико-химическими и реологическими характеристиками, что может оказывать воздействие на качество получаемых изделий при выполнении процесса селективного лазерного сплавления. Поэтому целью данной работы

было провести сравнительное исследование технологий получения металлических порошков, с применением газовой атомизации и центробежного плазменного распыления, путем изготовления образцов и деталей, из традиционно используемого в аддитивном производстве жаропрочного сплава Inconel 718, для определения возможности применения данных технологий при изготовлении продукции авиационного назначения.

Материалы и методы исследования

В качестве объекта для исследований использовали образцы из сплава Inconel 718 для испытания механических свойств и микроструктуры, полученные методом селективного лазерного сплавления на 3D-установке фирмы EOS GmbH (Германия) с размерами рабочей камеры ($x/y/z$) $400 \times 400 \times 400$ мм, оснащенной иттербиевым лазером мощностью 1000 Ватт. Фракции гранул, используемых для изготовления образцов по обеим рассматриваемым технологиям, составляли 20-53 мкм. Образцы изготавливали как цилиндрические $\varnothing 14$ мм, так и прямоугольного сечения $\varnothing 16$ мм (рис. 2). Длина образцов составляла 65 мм. Построение образцов на 3D-принтере осуществляли в направлении XY, а также в направлении Z (рис. 2).



Рис. 2. Платформа построения с расположенными на ней образцами, изготовленными селективным лазерным сплавлением в направлении XY и Z

Для устранения внутренней пористости и повышения плотности образцов после процесса селективного лазерного сплавления выполняли горячее изостатическое прессование (ГИП) на горячем изостатическом прессе QIH 09 \times 1,5-2070-1400MURC (ф.QUINTUS, Швеция). ГИП проводили при температурах выше 1150 ± 10 °C, с длительностью выдержки составляла 2-4 ч., давление рабочего газа в сосуде высокого давления составляло 140-160 МПа; при остывании образцов была применена функция высокоскоростного равномерного охлаждения.

Образцы после ГИП подвергали термической обработке в вакуумной печи IPSEN T²T по режиму: Нагрев 980 ± 10 °C с выдержкой в 1 ч. в среде динамического вакуума, охлаждение

ние в потоке инертного газа (аргона). Старение $720 \pm 10^\circ\text{C}$, выдержка 8 часов в среде динамического вакуума, снижение температуры в течение 2 часов до $620 \pm 10^\circ\text{C}$ с последующей выдержкой 8 ч. и охлаждением в потоке аргона.

Для проведения сравнительных исследований часть образцов не подвергали ГИП, а проводили термическую обработку непосредственно после селективного лазерного сплавления.

После обработки по указанным вариантам заготовки проходили механическую обработку для обеспечения размеров, предусмотренных технической документацией на изготовление образцов для механических испытаний.

Химический состав сплава определяли методами спектрального и химического анализов.

Механические свойства (σ_b , σ_{02} , δ , ψ , Е) образцов испытывали на разрывной машине ZDMY 30 на соответствие требованиям стандарта AMS 5662. Кроме того, были проведены кратковременные испытания механических свойств при температурах 500°C , 600°C , 700°C на установке Instron 8862.

Ударную вязкость КСУ определяли на ударных образцах, испытанных на маятниковом копре Instron SI-1M.

Время до высокотемпературного разрушения (показатель, определяемый при испытаниях на длительную прочность) τ_σ^T образцов определяли на установке Instron M3 при температуре 650°C и постоянно приложенной нагрузке 686 МПа ($70 \text{ кгс}/\text{мм}^2$). При испытаниях на длительную прочность образцы доводили до разрушения.

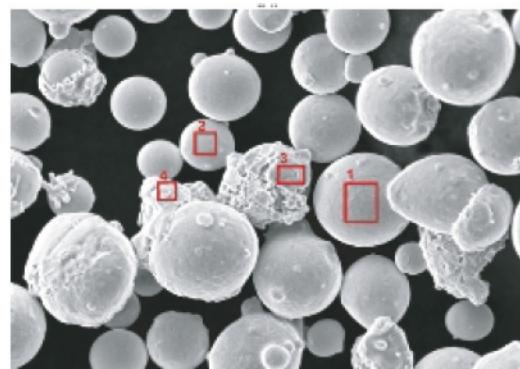
Фрактографическое исследование изломов ударных образцов после испытания на ударную вязкость проводили с использованием бинокулярного микроскопа STEMI 2000-С.

Исследование микроструктуры проводили на нетравленых и травленых микрошлифах на микроскопе «Axio Observer. D1m» и методом растровой электронной микроскопии на сканирующем электронном микроскопе «JEOL JSM 6360LA».

Анализ и обсуждение полученных результатов

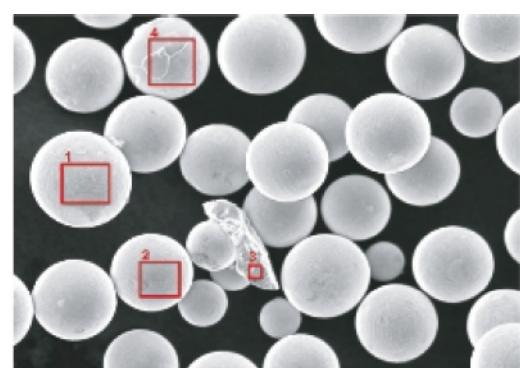
Результаты микрорентгеноструктурного анализа порошков показывают, что порошок, полученный газовой атомизацией (ГА), характеризуется преимущественно сферической формой. При этом в исследуемом объеме присутствует и большое количество частиц нерегулярной формы, а также сателлитных частиц (рис. 3, а). Порошок, полученный центробежным распылением (PREP-процесс), характеризуется гораздо меньшим количеством частиц нерегулярной (преимущественно хлопьевидной) формы, практически полным отсутствием сателлитных

гранул, а также гораздо лучшей сферичностью (рис. 3, б). Отмечается [2], что главным фактором появления таких хлопьевидных частиц в объеме является уменьшение расстояния между плазменной дугой и электродом, обусловленное некоторым биением последнего в процессе вращения при распылении.



Точка	Al	Ti	Cr	Fe	Ni	Nb	Mo
1	0.62	0.99	20	18.3	52.4	4.52	2.72
2	0.71	0.98	19.7	18.1	51.3	5.29	3.53
3	0.63	1.01	19.4	18.1	51.5	5.2	3.44
4	0.54	0.89	19.5	18.3	51.0	5.78	3.06

а



Точка	Al	Ti	Cr	Fe	Ni	Nb	Mo
1	0.48	0.91	20.5	17.8	52.4	4.76	2.90
2	0.56	0.99	18.8	18.6	53.7	4.99	2.99
3	0.62	1.04	18.9	18.3	54.3	4.83	3.10
4	0.51	1.06	18.9	18.4	52.8	4.76	2.84

б

Рис. 3. Результаты микрорентгеноспектрального анализа порошков из сплава Inconel 718 исследуемых вариантов технологий изготовления: а - ГА; б - PREP-процесс

По результатам рентгеноспектрального микроанализа установлено, что химический состав гранул удовлетворительный и находится в пределах марочного состава сплава Inconel 718. Исследование химсостава частиц нерегулярной формы показало его соответствие марочному составу сплава, наряду с частицами регулярной сферической формы (рис. 3). Угара основных химических элементов в процессе селективного лазерного сплавления не произошло. Химический состав изготовленных образцов удовлетворительный, соответствует требованиям AMS 5662 для исследуемого сплава (табл. 1).

Таблица 1. Химический состав образцов из сплава Inconel 718 исследуемых вариантов технологий

Вариант технологии	Содержание элементов, %						
	C	Al	Ni	Ti	Nb	Cr	Mo
ГА	0,07	0,61	52,5	0,90	5,33	18,17	2,91
PREP	0,06	0,62	51,5	0,91	5,50	18,15	2,80
Нормы AMS 5662	≤ 0,08	0,2-0,8	50,0-55,0	0,65-1,15	4,75-5,50	17,0-21,0	2,8-3,3

Примечание: Fe - остаток

При изучении строения изломов ударных образцов, полученных после испытания на ударную вязкость, установлено их мелкозернистое строение (рис. 4). Наличие скосов (до 2,5 мм) в изломах ударных образцов свидетельствует о достаточно высокой пластичности материала в состоянии построения. Следует отметить и существенно большие показатели ударной вязкости в указанных образцах (рис. 7). О высокой пластичности материала в состоянии построения также свидетельствовало и чашечное строение поверхности разрушения разрывных образцов. Проведение термообработки способствует получению изломов, характеризующихся менее вязким характером разрушения и меньшей пластичностью (рис. 4 б, д).

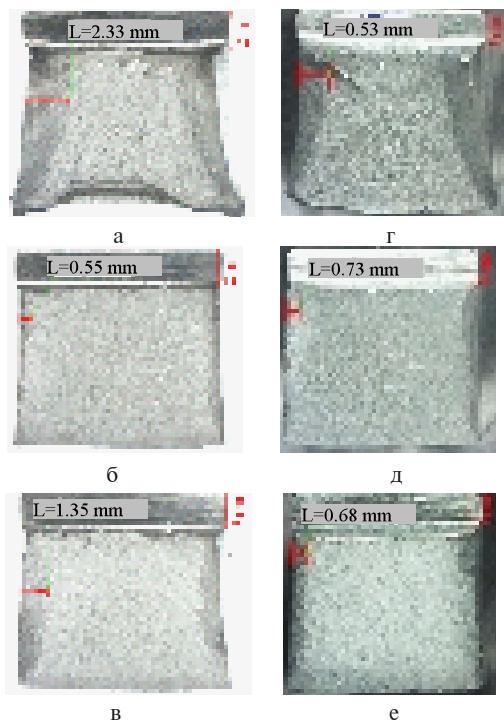


Рис. 4. Фрактографическое строение изломов ударных образцов, изготовленных из порошков ГА (а-в) и PREP-процесса (г-е), $\times 6,5$: а, г - до термообработки; б, д - после термообработки; в, е - ГИП + т/o

После проведения ГИП и термообработки образцов исследуемых вариантов технологий макроструктура характеризовалась плотным, однородным, мелкозернистым строением с характерно выраженной направленностью роста образцов при построении.

Микроструктура материала образцов обоих исследуемых вариантов после проведения селективного лазерного сплавления состоит из дендритов, представляет собой Ni-Fe-Cr γ -твердый раствор с наличием карбидов и карбонитридов и характерна для сплава Inconel 718. В микроструктуре исследуемых образцов (выращенных как в направлении XY, так и в направлении Z) наблюдается структурная неоднородность, обусловленная формированием зёрен, вытянутых в направлении роста образца при изготовлении (рис. 5). При этом в образцах четко просматриваются зоны послойного сплавления.

После проведения стандартной термообработки в структуре образцов обоих исследуемых вариантов наблюдается выделение упрочняющей интерметаллидной γ'' -фазы, с наличием карбидов, карбонитридов и выделений δ -фазы, характерной для сплава Inconel 718 в нормально термообработанном состоянии. Следов перегрева в микроструктуре не выявлено. Из металлографического исследования также отчетливо видно, что в процессе термической обработки происходит выравнивание структуры между зонами послойного сплавления (рис. 5). При этом следует отметить, что упрочнение сплава Inconel 718 достигается, в основном, за счет выделения упорядоченной $\gamma''(Ni_3Nb)$ -фазы с о.ц.т. структурой, а избыточная δ -фаза растёт на выделениях γ'' -фазы в виде параллельных пластин на границах зёрен и внутри них [3] (рис. 6, а).

В процессе выполнения исследования установлено, что проведение операции горячего изостатического прессования (ГИП) с последующей термообработкой по указанным выше режимам способствует практически полному «залечиванию» пор и микронесплошностей, сосредоточенных во внутренних объёмах металла (рис. 5 в, е, и, м). При этом в зонах «залечивания» выявлены глобулярные и (или) плёночные окислы (рис. 6, в). Микроструктура сплава Inconel 718 после проведения операции горячего изостатического прессования (ГИП) с последующей термообработкой более однородна за счет гомогенизации твердого раствора.

При металлографическом исследовании в материале исследуемых образцов до проведения операции горячего изостатического прессования (как выращенных в направлении XY, так и в направлении Z) обнаружена микропористость. При этом размеры пор не превышали 20 мкм при изготовлении образцов с применением порошков, полученных ГА и 10 мкм при применении PREP-процесса. В структуре также наблюдаются локальные несплошности на границе раздела со сферическими частицами окислов (рис. 6, б), а также оксидные и карбонитридные включения. Размеры этих включений в образцах, выращенных в направлении XY, не

превышали 12 мкм (ГА)\15 мкм (PREP-процесс), и 35 мкм (ГА)\30 мкм (PREP- процесс) образцах, выращенных в направлении Z (рис. 6, б).

Практически полное отсутствие сателлитных гранул и аргоновой пористости в порошках,

изготовленных данным методом по-видимому способствовало и меньшей пористости в образцах после выполнения процесса селективного лазерного сплавления.

Анализ результатов испытаний механиче-

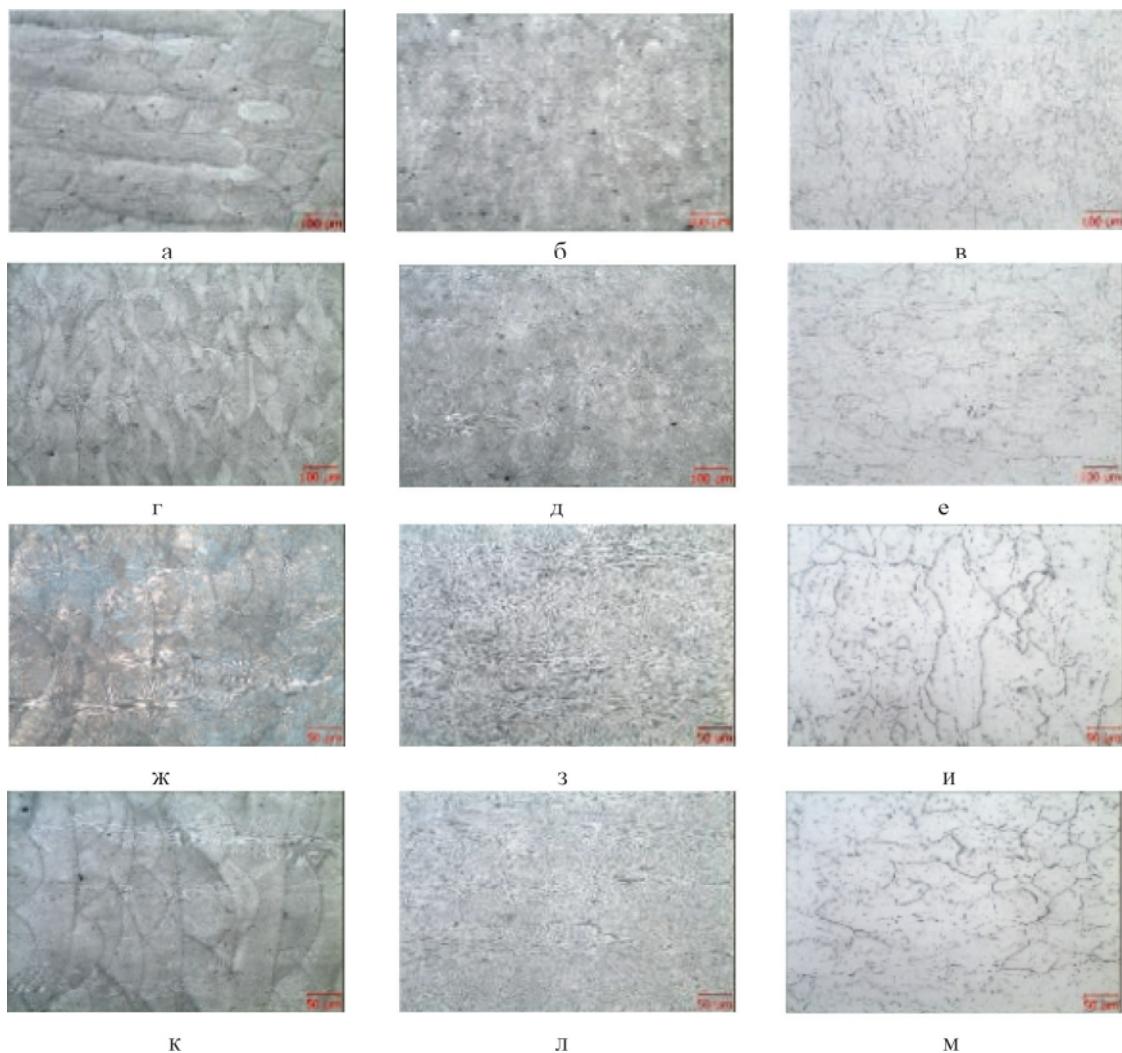


Рис. 5. Микроструктура образцов, изготовленных из порошков ГА (а-е, $\times 100$) и PREP-процесса (г-е, $\times 200$): а, г, ж, к - до термообработки; б, д, з, л - после термообработки; в, е, и, м - ГИП + т/o

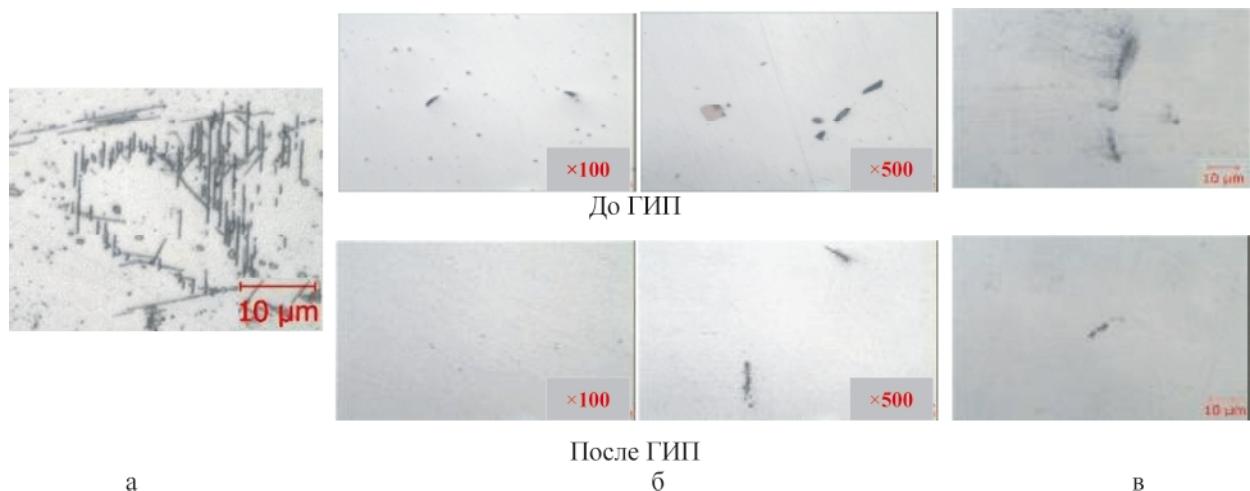


Рис. 6. Избыточная δ -фаза (а) в образцах из сплава Inconel 718 после ГИП и термообработки, микропористость в образцах (б), окислы в зонах «залечивания» пор после ГИП (в, $\times 1000$)

ских свойств при комнатной температуре показывает, что использование обеих технологий изготовления порошка обеспечивает схожие тренды в изменении показателей после выполнения технологических переходов. Так, испытания образцов (как выращенных в направлении XY, так и в направлении Z) показывают, что проведение термообработки способствует повышению и стабилизации механических свойств по сравнению с вариантом после построения (рис. 7). При выполнении ГИП и последующей

термообработки (ГИП+ТО) наблюдается повышение характеристик пластичности материала, ударной вязкости и модуля Юнга (E).

Установлено, что для образцов, изготовленных в направлении Z, в целом, характерно некоторое снижение прочностных свойств (σ_v , $\sigma_{0,2}$) и повышение пластических (δ , ψ , KCU) в сравнении со значениями образцов, выращенных в направлении XY. Некоторое исключение здесь составляют прочностные характеристики

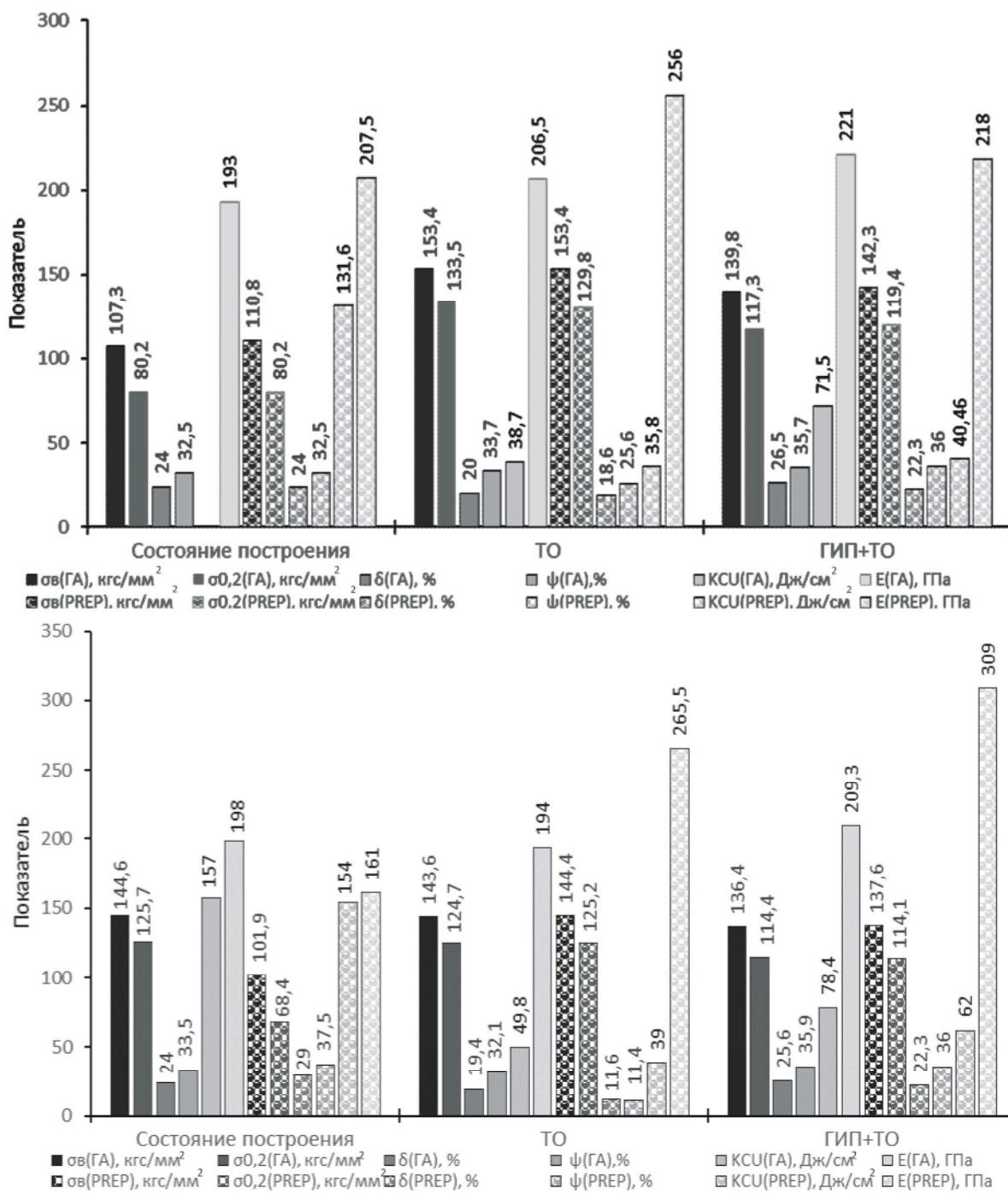
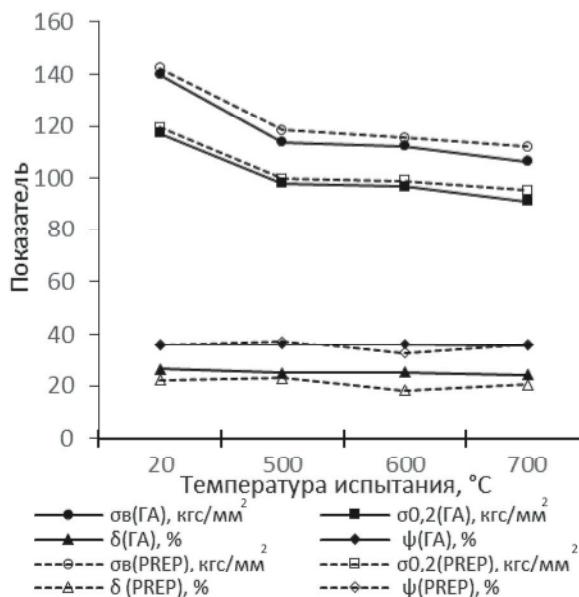


Рис. 7. Механические свойства (средние) при повышенных температурах образцов из сплава Inconel 718, выращенных в направлении XY (вверху) и Z (внизу) исследуемых вариантов технологий изготовления

в образцах, полученных по ГА технологии. Следует отметить, что снижение прочностных характеристик находилось в пределах требований стандарта AMS 5662.

В рамках исследования также были проведены кратковременные испытания механических свойств термообработанных образцов при температурах 500 °C, 600 °C и 700 °C, а также образцов после ГИП и ТО. Результаты испытаний показали, что независимо от направления построения, значения прочностных характеристик образцов, полученных по PREP-процессу, выше, чем образцов в изготовлении



которых использовались порошки ГА, при этом характеристики пластичности несколько ниже (рис. 8). Также следует отметить, что повышение температуры испытания приводит к снижению, в основном, значений прочностных характеристик исследуемого сплава.

Из приведенных на рис. 9 данных видно, что время до высокотемпературного разрушения термообработанных образцов (выращенных как в направлении XY, так и в направлении Z) соответствуют требованиям AMS 5662. Значительно большее время до разрушения получено на образцах, изготовленных в Z-направлении

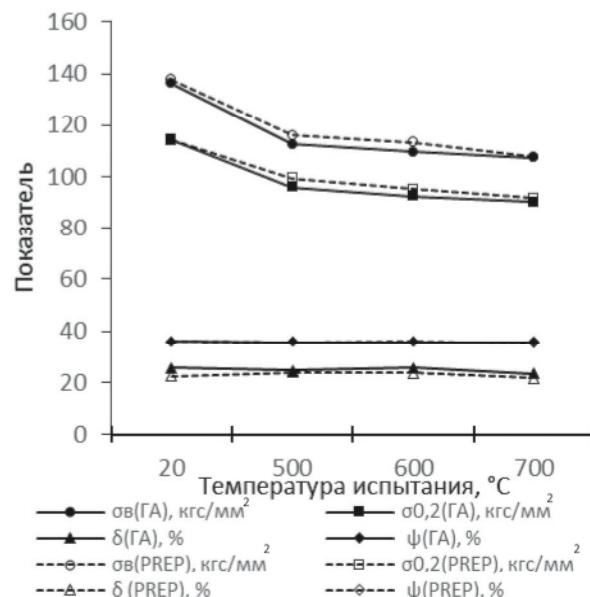


Рис. 8. Механические свойства (средние) образцов из сплава Inconel 718, выращенных в направлении XY, исследуемых вариантов технологий изготовления порошков

из PREP-порошков. Уровень длительной прочности из порошков, полученных по технологии ГА, также выше у образцов, изготовленных в направлении Z. По-видимому, более высокий уровень времени до разрушения связан с тем, что при испытаниях на длительную прочность направление прикладываемого к образцу напряжения перпендикулярно оси построения образца.

Выходы

1. Лучшая сферичность и отсутствие сателлитных гранул в порошках, полученных по PREP-процессу обеспечивает их лучшую насыпную плотность, текучесть и равномерное нанесение при выполнении процесса селективного лазерного сплавления, обеспечивая соответственно меньшую пористость в изготовленных деталях.

2. Выполнение термообработки способствует повышению и стабилизации механических свойств при комнатной температуре. Проведение ГИП с последующей термообработкой способствует повышению пластичности материала, ударной вязкости и модуля Юнга. Большие значения времени до высокотемпературного разрушения получены на образцах, выращенных в Z-направлении.

3. В связи с тем, что обе рассматриваемые технологии изготовления порошков обеспечивают уровень механических свойств, значительно превышающие нормы существующих отраслевых стандартов, то их можно признать

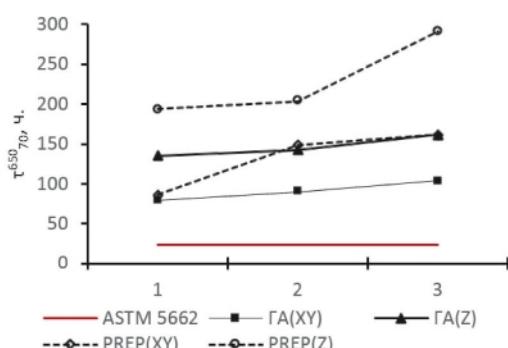


Рис. 9. Время до высокотемпературного разрушения образцов из сплава Inconel 718, исследуемых вариантов технологий изготовления порошков

пригодными для изготовления деталей авиационного назначения. При этом следует отметить, что на качество изготавливаемых по данной технологии деталей, помимо морфологии и фракционного состава применяемых порошков, влияет также и правильная настройка параметров построения установки для 3D-печати.

4. В рамках перспективных работ по изготовлению деталей авиационной техники авторы планируют проведение ряда работ по опробованию изготовления образцов и реальных деталей из гранул сплава Inconel 718, полученных иными прогрессивными способами изготовления металлических порошков, в частности плазменной атомизацией металлической проволоки, которая позволяет получать [4] высококачественные особо чистые порошки в широком и управляемом диапазоне фракционного состава.

Литература

1. Логунов А. В. Современные жаропрочные никелевые сплавы для дисков газовых турбин (материалы и технологии). [Текст] / А. В. Логунов, Ю. Н. Шмотин. – М. : Наука и технологии, 2013. – 264 с.
2. Formation of flake particles during plasma rotating electrode process of Ti6Al4V[Текст] / L. Yang, Y. Fei, H. Zhiyu at all // Proc. of 2018 World congress on Powder Metallurgy – Beijing, China, Sept. 2018. – P. 58–61.
3. Суперсплавы 2 [Текст] / Ч. Симс и др. – М.: Металлургия, 1995. – 384 с.
4. Аддитивные технологии и изделия из металла. Пособие для инженеров [Текст] / М. А. Зленко и др. – СПб. : Изд-во политехнич. ун-та, 2013. – 222 с.

Поступила в редакцию 03.05.2019

О.О. Педаш, В.В. Ключикін, Н.О. Лисенко, В.Г. Шило, П.О. Касай. Вплив технологій виготовлення металевих порошків на структуру й властивості деталей, що отримані селективним лазерним сплавленням

У статті наведено результати порівняльного дослідження зразків, виготовлених з використанням методу селективного лазерного сплавлення (SLM) порошків сплаву Inconel 718, отриманих методами газової атомізації розплаву інертним газом й відцентровим плазменним розпиленням пруткової заготовки, що швидко обертається. Виконане дослідження хімічного складу, макро- й мікроструктури, механічних властивостей при кімнатній та підвищених температурах зразків, побудованих у напрямку XY (горизонтальний напрямок побудови) та Z (вертикальний напрямок побудови). Дослідженю піддавалися зразки у стані після побудови, після термічної обробки, а також після гарячого ізостатичного пресування з наступною термічною обробкою. Результати дослідження показують, що в стані побудови в мікроструктурі зразків спостерігається структурна неоднорідність з чітко виродженими зонами пошарового сплавлення. Встановлено, що проведення термічної обробки сприяє вирівнюванню мікроструктури й зміцненню сплаву в цілому, незалежно від розглядаємого напрямку побудови зразків. Проведення операції гарячого ізостатичного пресування зразків з наступною термічною обробкою сприяє практично повному усуненню мікропористості у внутрішніх об'ємах металу й отриманню більш однорідного твердого розчину. Застосування для виготовлення зразків порошків, що були отримані відцентровим плазменним розпиленням літої заготовки сприяє отриманню дещо більш високих показників міцності, як при кімнатній температурі, так й при підвищених (500°C, 600°C, 700°C), у той час як застосування порошків, що були отримані газовою атомізацією інертним газом, сприяє отриманню більш високих показників пластичності й ударної в'язкості. Більш високі значення часу до високотемпературного руйнування (показника тривалості міцності) отримані в зразках, у яких передбачалося використання порошків відцентрового плазмового розпилення, та побудова у напрямку Z. Застосування обох розглядаємих у статті технологій виготовлення порошків дозволяє отримувати рівень механічних властивостей, що відповідають вимогам існуючих галузевих стандартів.

Ключові слова: жароміцний сплав, аддитивні технології, селективне лазерне сплавлення, гаряче ізостатичне пресування, термічна обробка, PREP-процес, газова атомізація

O.O. Pedash, V.V. Klochikhin, N.O. Lysenko, V.G. Shylo, P.O. Kasay. Influence of the powder manufacturing technique on the structure and properties of the SLM-parts

A comparative study of the specimens, which was obtain by selective laser melting process (SLM) of the powders from Inconel 718 alloy produced by vacuum gas atomization process (VIGA-process) and plasma rotation electrode process (PREP-process), has been carried out in present article.

Chemical composition of the considered powders, macro- and microstructure, mechanical properties at room and elevated temperatures of the smelted by SLM-process specimens which were built in both XY u Z directions were carrying-out. The specimens were investigate in as-build state and after inherent Inconel 718 heat treatment with or without prior hot isostatic pressing (HIP). The composition, structure and mechanical properties of samples obtained from both considered powder production processes regarding production of responsible aviation parts were carrying-out at present article.

Both considered powders from Inconel 718 alloy had the same particle sizing distribution: 20-53 microns.

It was establish that in specimens in as-built state observe structural inhomogeneity with distinct zones of layers fusion. Heat treatment provide microstructure homogeneity and strengthening of the alloy at all, independently from building direction of the specimens. HIP with subsequent heat treatment provides almost full micro porosity releases in the inner volumes of the metal and getting more uniform solid state.

Application of PREP-powders for specimen's production provides slightly bigger indexes of tensile properties as for room temperature, thus for elevated temperatures, whereas application of VIGA-process provides bigger indexes of plasticity characteristics and impact strength.

Bigger indexes of stress rupture strength were obtain in specimens printed in Z direction with a PREP-powders application.

Mechanical properties of the specimens produced by selective laser melting from both considered powders production processes meet the specification requirements.

Authors should be pointed out that application of additive technologies in the manufacture of aerospace parts requires extensive R&D works, and testing efforts to confirm repeatability of alloy characteristics.

Key words: superalloy, additive technologies, selective laser melting, hot isostatic pressing, heat-treatment. PREP-process, VIGA-process.

References

1. Logunov A. V., Shmotin Y. N. Sovremen-nye zharoprochnye nikelевые сплавы для дисков газовых турбин (материалы и технологии). [Modern Heat resistant nickel-base alloys for gas turbine disks (materials and technologies)]. Moscow, Nauka i technologii Publ., 2013. 264 p.
2. Yang L., Fei Y., Zhiyu H., Quingxiang W., Shujin L. Formation of flake particles during plasma rotating electrode process of Ti6Al4V. Proc. of 2018 World congress on Powder Metallurgy. Beijing, China, Sept. 2018, pp. 58-61.
3. Sims Ch. Supersplavy 2 [Superalloys 2]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1976. 384 p.
4. Zlenko M. A. Additivnyie tekhnologii v mashinostoyenii [Additive manufacturing in machinebuilding]. Sankt Petersburg, Polytechnic university publishing, 2013. 222 p.

УДК 539.374+621.7.044.4

Нарыжный А. Г. канд. техн. наук, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: narizniyag@ukr.net

МОДЕЛИРОВАНИЕ СВОБОДНОЙ РАЗДАЧИ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ В УСЛОВИЯХ ДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОГИДРАВЛИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА

Рассмотрена математическая модель термомеханических процессов в технологической системе свободной раздачи тонкостенной оболочки при действии электрогидравлического эффекта. Модель включает а) пароплазменный канал, расширяющийся в результате выделения импульса джоулева тепла, б) технологическую жидкость, передающую и преобразующую действие расширяющегося канала, в) оснастку, канализирующую и направляющую движение жидкости и, наконец, г) технологический объект в виде деформируемой действием жидкости тонкостенной упругопластической оболочки. Модель формально представляет собой сочетание фундаментальных законов механики сплошных сред (уравнения баланса массы, баланса энергии и импульса), неклассических контактных условий, а также реологических моделей материалов элементов модели. В целом модель формально является системой нелинейных дифференциальных уравнений в частных производных и неравенств, не имеющая решений в виде вычисляемых выражений, поэтому решения ищутся численно. С помощью модели изучены процессы в конкретной технологической системе, для которой в литературе приведены результаты экспериментального исследования, в частности, характеристики импульсного возмущения и соответствующий итоговый вид деформирования оболочки. Показано соответствие эксперименту результатов модели с использованием реологической динамической модели со скоростным упрочнением по Джонсону-Куку для алюминиевых сплавов, одновременно обоснована непригодность статической и динамической по Куперу-Саймонду моделей алюминиевого сплава, поскольку они обуславливают слишком малую податливость оболочки и, следовательно, неестественно большие остаточные деформации. Сравнением решений с использованием двух типов линейной и нелинейной сжимаемости жидкости обоснована достаточность применения линейного типа, поскольку такой выбор допускает экономное использование ресурсов компьютера. Отмечено, что погрешности вычислений выражают неравномерности формы и движения элементов системы, наблюдающиеся в эксперименте. В целом отмечена адекватность модели, что делает возможным ее использование для изучения других технологических систем, использующих электрогидравлический эффект.

Ключевые слова: математическая модель, оболочка, свободная раздача, эффект Юткина.

Введение. Электрогидравлический эффект (ЭГЭ, эффект Юткина) представляет собой преобразование импульса электрического тока в жидкости в ее движение, является принципом действия импульсной тепловой машины. В результате электрического пробоя жидкости или сублимации проводника тока между электродами образуется тонкий диаметром в 10^{-5} - 10^{-4} м канал, заполненный ионизированным паром, через который затем течет импульсный электрический ток. Выделяющееся при этом теплоомических потерь приводит к росту давления и интенсивному расширению канала с образованием парогазовой полости (ПГП), вследствие чего в окружающей жидкости распространяются три механических фактора: волна давления, расходящиеся потоки жидкости, а также

© А.Г. Нарыжный, 2019

импульсное быстроменяющееся поле давлений, которые взаимодействуют с телами и стенками сосуда, граничащими с жидкостью. На основе ЭГЭ, начиная с середины прошлого века, предложены и разработаны многочисленные технологии и системы, служащие для деформирования или разрушения объектов [1], в частности, для листовой штамповки [2].

Течение процессов в подобных системах отличается рядом особенностей [3]. Электрофизические, тепловые и механические процессы протекают взаимосвязано, отличаясь высокой интенсивностью и кратковременностью; на протяжении 10^{-4} - 10^{-2} с электрический ток достигает 10^6 А, тепловыделение достигает 10^{12} Вт/м³, скорости элементов достигают сотен метров за секунду, скорости деформации

достигают 10^3 с⁻¹, давления достигают 10⁹ Па и затем снижаются до нуля. Интенсивные изменения отличаются нелинейностью и неоднородностью. Взаимодействие элементов систем имеет контактный характер, параметры которого ситуационно изменчивы и заранее не определимы. Жидкость в замкнутом объеме образует непроизводительные вихри, кинетическая энергия которых теряется из-за вязкости. Подобные системы отличаются гетерогенностью, твердые деформируемые, жидкые и газообразные элементы обладают различными механическими свойствами и контрастными характеристиками.

Отмеченные особенности обуславливают трудности исследований, проводимых с целью обеспечения рационального проектирования, эффективного использования и оптимизации технологических систем и процессов. Дополнительные ограничения на проведение экспериментальных исследований накладывают закрытый характер рабочей зоны, влияние датчиков на процессы движения, качественная ограниченность и, одновременно, необходимость интерпретации большого объема информации с погрешностями.

В настоящее время богатые возможности для изучения кинетики сложных гетерогенных систем предоставляет компьютерное моделирование, основанное на численных решениях задач механики сплошных сред. Успех применения моделирования зависит, с одной стороны, от адекватности математической модели, того как она потенциально отражает свойства системы в их совокупности и взаимосвязи, с другой стороны, от точности решения определяющих соотношений модели, от методики решения.

В работах [4,5,6] приведены результаты экспериментальных исследований и моделирования с помощью авторской программы свободной раздачи цилиндрических тонкостенных оболочек из алюминиевого сплава. Приведены остаточные размеры оболочек после деформирования, имеющих характерную бочкообразную форму, соответствующие определенным электрофизическим параметрам. Описаны параметры и математическая модель электрофизического процесса, отмечено соответствие результатов расчета и экспериментального измерения токов. Для моделирования механических процессов в ПГП и жидкости используется одномерная система определяющих уравнений газовой динамики в эйлеровой системе отсчета с возмущением в виде потока джоулем тепла. Учтена упругая сжимаемость жидкости, для вещества ПГП принята модель идеального газа. При анализе движения оболочки использованы одномерные уравнения баланса энергии, массы и количества дви-

жения, а также упруго-пластическая модель материала со степенным деформационным упрочнением и скоростным упрочнением по Саймонду-Куперу.

В работе [7] описано моделирование с помощью пакета LS-DYNA [8] расширения ПГП и движения жидкости в плоском двумерном приближении, относительно материальных свойств используются, в общем, те же предположения, что и в ранее рассмотренных работах. Отметим завышенное значение начального радиуса канала разряда, равное 1 мм, что искаивает начальное состояние системы. Приведены результаты моделирования, отмечено соответствие результатов моделирования и экспериментального определения давлений жидкости на поверхности жесткой камеры. Там же описано моделирование движений элементов трехмерной технологической системы электро-гидравлической раздачи плоской заготовки, для заготовки использована модель материала со степенным деформационным упрочнением (не указан учет скоростного упрочнения); дано сравнение результатов экспериментов и расчетов. Отмечено, что остаточные перемещения и деформации в эксперименте на четверть меньше расчетных.

В работах [9,10,11] использованы упрощенные модели деформирования плоских заготовок под действием ЭГЭ- без рассмотрения ПГП как отдельно выраженного элемента системы. Воздействие ПГП на жидкость выражалось импульсом давления, изменяющегося во времени в форме полусинуса, параметры которого определяются с помощью технологического эксперимента. Для заготовки принята материальная упруго-пластическая модель со скоростным упрочнением по Джонсону-Куку.

В работе [12] описана и исследована объемная вычислительная модель ЭГЭ в замкнутой жесткой камере, которая включала только два элемента – ПГП и жидкость. Отмечены особенности гидродинамики ПГП и жидкости (самоизвестный переход волновых процессов в колебательный и затем в стационарный режим, «округление» первоначально многоугольного сечения канала разряда, эллиптичность формы первой волны давления в жидкости, превращение первоначально двумерных осесимметричных движений в неосесимметричные трехмерные, специфическая неустойчивость и хаотическое разрушение первоначально сплошной ПГП под действием вихрей жидкости), а также адекватность математической модели и точность ее решения в асимптотическом смысле.

Настоящая статья предназначена для обоснования и уточнения математической модели и методики моделирования процесса деформирования заготовки при действии ЭГЭ [12] и

сравнительного анализа результатов моделирования с результатами экспериментов в условиях свободной раздачи цилиндрических заготовок, описанных в работах [4,5,6]. Своеобразие свободной раздачи в том, что окончательную форму и размеры заготовка приобретает, когда иссякает действие внутренних факторов деформирования, порожденных начальным импульсом тепла, без влияния ограничения в виде матрицы. Иными словами, остаточные форма и размеры оболочки отражают действие первоначального импульса с учетом всех его превращений, расщепления на отдельные факторы и последующего ситуативного объединения и взаимодействия факторов и заготовки на активных этапах процесса. Воспроизведение формы и размеров в модельном расчете является аргументом в пользу адекватности математической модели процессов.

Описание модели. Системы, использующие ЭГЭ, включают две части – электрофизическую и механическую. Первая часть системы обеспечивает электрический разряд в жидкости и управляет им. Математическая модель этой части та же, что в работах [6,7]. Вторая часть организует механическое движение и включает четыре обязательных элемента, каждый из которых играет определенную роль,- ПГП, жидкость, технологический объект и оснастку; ее математическая модель описана ниже.

В ПГП выделяется тепло, она является преобразователем импульса тока в давление и источником импульсного механического возмущения в системе. Жидкость воспринимает и расщепляет уже механический импульс от ПГП в три фактора (волны давления, расходящиеся потоки жидкости, импульсное поле давлений), проводит их и обеспечивает объединенное действие на технологический объект. Оснастка связывает и ограничивает элементы, а также канализирует, направляет и концентрирует действие факторов на объект.

Элементы систем существуют в различных агрегатных состояниях (газообразном, жидким, твердом) и при этом взаимодействуют контактным способом, поэтому особенности поведения элементов имеют системный связанный характер, что необходимо учитывать при исследовании кинетики процессов. Активные этапы процессов протекают в течение десятков миллисекунд, причем образование канала разряда происходит без заметных механических изменений в системе, а последующий импульс тока и тепловыделение во времени протекают одновременно с заметным движением ПГП и жидкости [3].

Нестационарные механические процессы в системах сжимаемых сплошных твердых, жидких и газообразных сред определяются несколькими группами условий, имеющих вид равенств или неравенств. Ниже используются

три системы отсчета: эйлерова неподвижная с координатами x , лагранжева материальная с координатами X , и движущаяся по заданному закону референсная (вспомогательная) с координатами χ . Вводятся в рассмотрение материальная скорость (нижний индекс указывает, в какой системе производится дифференцирование)

$$v(X, t) = \frac{\partial x}{\partial t} \Big|_X = \frac{\partial x}{\partial t}, \quad (1)$$

скорость переносного движения (скорость точки референсной системы отсчета)

$$\hat{v}(\chi, t) = \frac{\partial x}{\partial t} \Big|_{\chi} \quad (2)$$

и относительная скорость (скорость конвекции) точки в референсной системе отсчета

$$c = v - \hat{v}. \quad (3)$$

Уравнение движения (уравнение сохранения импульса) [14]

$$\rho \frac{dv}{dt} = \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} \Big|_{\chi} + (c \cdot \nabla) v \right) = \nabla \cdot \sigma + \rho b, \quad (4)$$

где ρ - плотность; v - вектор скорости материальной частицы; b - массовая плотность внешних сил; σ - тензор напряжений; ∇ - дифференциальный оператор Гамильтона.

Уравнение сохранения массы [14]

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{\partial \rho}{\partial t} \Big|_{\chi} + c \cdot \nabla \rho = \rho \nabla \cdot v. \quad (5)$$

Уравнение баланса энергии [14]

$$\rho \frac{du}{dt} = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} \Big|_{\chi} + c \cdot \nabla u \right) = \sigma : D + \nabla \cdot q + r, \quad (6)$$

где u - массовая плотность внутренней энергии;

$D = \frac{1}{2} (\nabla v + \nabla^T v)$ - симметричный тензор скоростей деформации, $\sigma : D$ удельная мощность внутренних сил как двойная свертка тензоров; q - поток тепла; r - удельная мощность источников тепла.

Два тела могут двигаться независимо или быть в контактном взаимодействии [15]. В первом случае между каждой граничной точкой одного тела и всеми граничными точками другого тела будет зазор

$$(\Delta x^+ - \Delta x^-) \cdot n^+ - \Delta > 0, \quad (7)$$

где $\Delta x^+, \Delta x^-$ - перемещения граничных точек одного и второго тел, n^+ - вектор внешней нормали в граничной точке первого тела, Δ - зазор. В этом случае границы обоих тел свободны от контактных напряжений

$$\sigma^+ = \sigma^- = 0 \quad (8)$$

В случае контактного взаимодействия поверхность контакта определяется как множество всех граничных точек одного тела, для каждой из которых существует граничная точка другого тела с тем же значением актуального лагранжева радиус- вектора $x^+ = x^-$. Контактные граничные условия выражают непрерывность нормальной составляющей скорости

$$(v^+ - v^-) \cdot n^+ = 0, \quad (9)$$

противоположность тензоров контактных напряжений (третий закон Ньютона)

$$\sigma^+ = -\sigma^- \quad (10)$$

и закон трения

$$\sigma_{\alpha} \leq \sigma_n \tilde{f}((v^+ - v^-) \cdot \tau_{\alpha}), \quad \sigma_n = \sigma \cdot n, \alpha = 1,2 \quad (11)$$

где вектор контактное напряжение σ представлено нормальной σ_n и касательными σ_{α} , ($\alpha = 1,2$) составляющими, n и τ_{α} - орты нормали и касательных к поверхности контакта в актуальной конфигурации, $\tilde{f}((v^+ - v^-) \cdot \tau_{\alpha})$ - коэффициент трения, зависящий от направления относительного движения поверхностей.

Уравнения (4)- (11) совместно с естественными граничными и начальными условиями, а также с выражениями для моделей материалов полностью описывают механические процессы в гетерогенной системе. Приведенная система уравнений является нелинейной ввиду конечности деформаций, трения и материальных свойств и поэтому решается численно.

Референсная система отсчета может двигаться по определенному закону относительно эйлеровой, в частности совпадать с материальной или эйлеровой системами отсчета. Уравнения (4)-(6) позволяют эквивалентно переносить изменения функций, определяющих механическое состояние материальной точки, из одной системы отсчета в другую и таким образом снимать методическое различие решения задач в разных системах отсчета. Важным различием задач гидродинамики и твердого деформируемого тела является то, что первые используют эйлеров подход, а вторые - лагранжев. При эйлеровом подходе не возникает затруднений описание характерных для жидкостей и газов больших перемещений, имеющих характер струй и вихрей, но существуют проблемы описания поверхностей раздела как свободных, так, в особенности, - контактных. При лагранжевом подходе в силу того, что материальная система координат просто описывает начальные границы в процессе движения, легко выразить граничные и

контактные условия на старых границах тела. Трудности возникают при образовании новых границ или при больших перемещениях вихревого типа, то есть когда нарушается принцип сплошности, а именно- материальные точки, бывшие бесконечно близкими друг к другу, отдаляются на конечное расстояние или, напротив, отдельные материальные точки занимают одно положение в пространстве одновременно. При исследовании гетерогенных механических систем, включающих элементы, находящиеся в различных фазовых состояниях, разделенных поверхностями, по которым они входят в контактное взаимодействие, необходимо использовать единую систему отсчета или иметь возможность перехода из одной системы отсчета (например, лагранжевой) в другую (например, эйлерову).

Приведенные формы законов сохранения позволяют ситуативно менять систему отсчета для определения левых частей уравнений, которые определяют зависимость изменения НДС от времени, что является основой подхода ALE, в то время как правые части, определяющие зависимость изменения в пространстве, записаны в традиционной эйлеровой форме и сохраняют свое значение. Такое расширение (унификация) уравнений сохранения получило название квази- эйлерова подхода [14].

На рис. 1 слева показана схема установки для электрогидравлической раздачи трубчатых заготовок из работы [4], которая включает механическую (а) и электрофизическую (б) части. На схеме механической части отмечены: основание (1); нижняя (2) и верхняя (7) стальные плиты, сжатые усилием P ; центрирующие полимерные кольца (3); трубчатая заготовка из алюминиевого сплава (4); инициирующая проволочка (5); технологическая жидкость (6, вода). В электрофизической части отмечены: сопротивление цепи r (8); воздушный разрядник (9); внутреннее сопротивление R (10); индуктивность L (11) и емкость C (12) батареи конденсаторов.

Справа показана полупрозрачная схема трехмерной вычислительной модели механической части в начальном состоянии с обозначением размеров. Плита (1), а также кольца (3) считаются абсолютно жесткими и неподвижными. Плита (7) также считается жесткой, но имеет возможность движения вниз при осадке заготовки во избежание утечек технологической жидкости. Плиты и кольца условно не показаны. Заготовка по предположению удовлетворяет гипотезе Кирхгофа о прямых нормалях и представлена на схеме серединной цилиндрической поверхностью диаметром D_1 , высотой H_1 . Жидкость занимает все доступное пространство, контактируя с

пластинами, кольцами, оболочкой, отстоя от серединной поверхности оболочки на половину ее толщины. Канал, заполненный пароплазменной фазой, первоначально совпадает с объемом проволочки, использованной для инициации разряда.

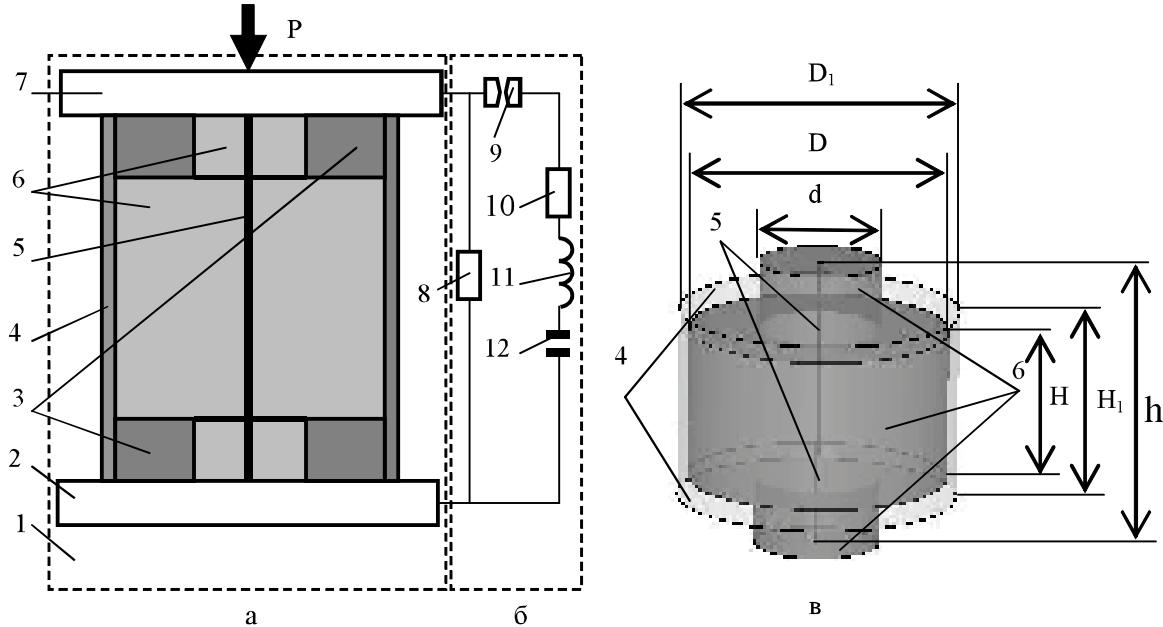


Рис. 1. Схема установки (слева, а- механическая часть, б- электрическая часть) и структура с обозначением размеров (в)

меры $H = 40$ мм, высота оболочки $H_1 = 50$ мм, толщина 5 мм. Поперечные начальные размеры канала разряда $0,5 \times 0,5$ мм, длина канала $h = 75$ мм, объем $1,875 \cdot 10^{-8}$ м³.

Вещество канала разряда, в дальнейшем превращающегося в ПГП, имеет свойства идеального газа с постоянной адиабатой $\gamma = 1,26$ и плотностью при нормальных условиях $1,25$ кг/м³.

Рассмотрены две модели сжимаемой жидкости, обладающей плотностью $\rho = 1000$ кг/м³ и давлением кавитации $P_c = 10^5$ Па – линейно-сжимаемая с объемным модулем упругости

$K = 2,25 \times 10^9$ Па и нелинейно-сжимаемая с уравнением состояния Тета вида [4]

$$P = G \left[\left(\rho / \rho_0 \right)^k - 1 \right], \quad (12)$$

где P – давление, ρ, ρ_0 – актуальная и начальная плотности воды, $G = 3,045 \cdot 10^8$ Па, $k = 7,15$ – эмпирические коэффициенты. Отметим, что вид уравнения состояния не играет заметной роли.

Рассмотрены четыре вида предельных кривых для упруго-пластического материала заготовки с начальным значением предела текучести $2,1 \cdot 10^8$ Па, модулем упругости Юнга

Основные размеры элементов имеют следующие значения: малый диаметр полости камеры $d = 32$ мм, внутренний диаметр оболочки, заполненной жидкостью $D = 67$ мм, средний диаметр оболочки $D_1 = 70$ мм, наибольшая высота камеры $h = 75$ мм, наименьшая высота ка-

меры $H = 40$ мм и плотность 2700 кг/м³:

- статическая со степенным деформационным упрочнением

$$\sigma_T = A \varepsilon_p^n, \quad (13)$$

где σ_T – актуальный предел текучести, $A = 5,22 \cdot 10^8$ Па, $n = 0,2609$ – коэффициенты, ε_p – пластическая деформация;

- динамическая со скоростным упрочнением по Куперу-Саймонду [4]

$$\sigma_T = A(\varepsilon_p + \varepsilon_0)^n (1 + B \dot{\varepsilon}_p^m), \quad (14)$$

где эмпирические коэффициенты $A = 5.22 \times 10^8$ Па, $\varepsilon_0 = 3,7 \times 10^{-3}$, $n = 0,2609$, $B = 1,88 \times 10^{11}$, $m = 3,425$;

- динамическая со скоростным упрочнением по Джонсону-Куку [13] для алюминиевого сплава 2024-T351

$$\sigma_T = (B + C \dot{\varepsilon}_p^m)(1 + D \ln \dot{\varepsilon}_p), \quad (15)$$

где $B = 2,65 \cdot 10^8$ Па, $C = 4,26 \cdot 10^8$ Па, $D = 0,015$, $m = 0,34$ – эмпирические коэффициенты, $\dot{\varepsilon}_p$ – скорость пластической деформации;

- динамическая со скоростным упрочнени-

ем по Джонсону-Куку [13] для алюминиевого сплава 7039 с коэффициентами $B = 3,37 \cdot 10^8$ Па, $C = 3,43 \cdot 10^8$ Па, $D = 0,01$, $m = 0,41$.

Отметим, модели материала заготовки (13) и (14) дали неудовлетворительные результаты в виде больших деформаций и перемещений, не соответствующих экспериментальным данным, что объясняется малой жесткостью заготовок. В то же время две последние материальные модели дали практически совпадающие результаты, приведенные ниже, что говорит о важности и преимуществе модели скоростного упрочнения по Джонсону-Куку в рамках модели раздачи цилиндрической заготовки с помощью ЭГЭ.

На рис. 2 показана зависимость потока тепла в ПГП от времени. Вначале при электрическом пробое (в выбранном масштабе времени практически мгновенно) происходит фазовое превращение материала в канале разряда-сублимация металла с образованием пароплазменной фазы, затем в течение короткого времени $\tau_1 = 2,5 \times 10^{-4}$ с через ионизированный газ протекает импульсный ток, в результате омических потерь выделяется тепло мощностью $q_0 = 6,4 \times 10^{12}$ Вт/м³, что соответствует полному количеству тепла величиной 30 кДж. Теплообмен ПГП с жидкостью и потери на вторичное парообразование жидкости выражены отрицательным потоком в течение интервала времени $(\tau_2 - \tau_3)$, где $\tau_2 = 3,5 \times 10^{-4}$ с, $\tau_3 = 4,5 \times 10^{-4}$ с.

Моделирование проведено в среде пакета LS-DYNA [8] с использованием подхода ALE [14].

Результаты и обсуждение. На рис. 3 показан общий вид оболочки из материала типа (4) после окончания моделирования, имеющей

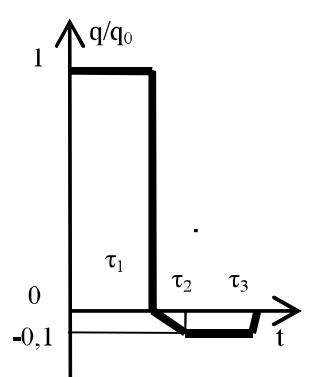


Рис. 2. Изменение потока тепла

характерную бочкообразную осесимметричную форму, повторяющую форму оболочки в эксперименте, формирующуюся в течение 300 мкс. Белыми линиями показаны границы конечных элементов. Отмечены характерные точки: т. 1

на середине образующей, т.3 на торце, т.2 посередине образующей между т.1 и т.3.

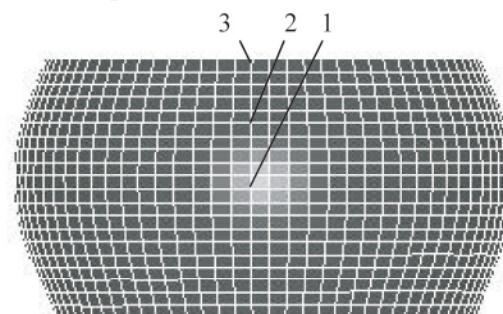


Рис. 3. Вид заготовки после деформации

На рис. 4 дано сравнение результатов моделирования и эксперимента [5,6]. Кривая а) представляет форму образующей оболочки, измеренную в эксперименте, кривые б) и в) представляют форму диаметрально противоположных образующих, полученных при моделировании свободной раздачи. Различие кривых б) и в), заметное вначале графика, объясняется ошибкой вычислений. Теоретически решение должно быть симметричным относительно плоскости, перпендикулярной оси оболочки, проведенной через ее середину. Впрочем, экспериментальная кривая также не симметрична, чему в статье авторов нет объяснения. По-видимому, в столь сложной гетерогенной системе при высокointенсивном возмущении в эксперименте не удается контролировать все факторы, влияющие на течение механических процессов как внутри элементов, так и на контактное взаимодействие между ними. Отметим, вычислительные погрешности, как это бывает, играют роль реальных случайных факторов.

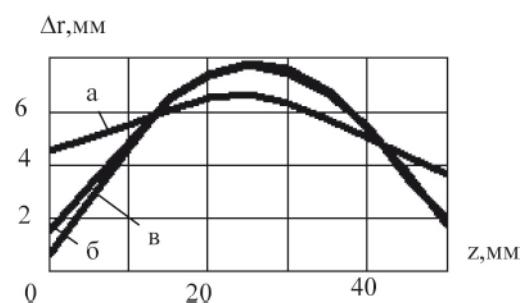


Рис. 4. Остаточная форма образующей оболочки

Поскольку жидкость является посредником между ПГП и оболочкой, то бочкообразность оболочки говорит в пользу адекватного воспроизведения процессов в ПГП и ее взаимодействия с жидкостью. Следует отметить, что в эксперименте образующая оболочки имеет меньшую кривизну, чем при моделировании.

Выводы. Большое значение имеет выбор модели поведения материала при действии ЭГЭ, а именно,- учет и вид скоростного упрочнения.

Несмотря на теоретическую противоречивость эмпирической формулы Джонсона-Кука, которая при малых скоростях деформации дает отрицательные значения предела текучести, она в целом удовлетворительно описывает поведение материала заготовки в условиях действия ЭГЭ. Следует отметить, что значения коэффициентов предельной кривой Джонсона-Кука зависят, в частности, от базовой скорости деформации и, вообще говоря, могут быть различными для одного и того же материала. Это обуславливает возможность повышения точности моделирования посредством подбора подходящих коэффициентов формулы. Неучет скоростного упрочнения (статическая предельная кривая) и учет по Саймондсу-Куперу обуславливают высокую податливость заготовки в условиях действия ЭГЭ.

Учет сжимаемости жидкости в модели важен, поскольку она определяет волновой этап процесса и начало деформирования оболочки. Законы сжимаемости, линейный или Тэта, обуславливают практически одинаковые результаты моделирования свободной раздачи заготовки при действии ЭГЭ.

Высокая степень изменения объема ПГП, а также вихревые течения жидкости в замкнутом объеме требуют специальных методов решения задач механики сплошных сред; метод ALE позволяет преодолеть трудности, возникающие при использовании чисто эйлеровых или лагранжевых математических моделей подобных гетерогенных механических систем с большими деформациями. Рассмотренная трехмерная вычислительная модель технологической системы на этапах активного деформирования заготовки имеет осесимметричный характер и воспроизводит различные эмпирически известные особенности механических процессов, а также остаточных состояний, имеющих накопленный характер. В конце импульсного этапа и на этапе затухания наблюдаются различные отклонения от осесимметричного движения ПГП, жидкости и оболочки, имеющие вычислительное происхождение, но подобные тем, которые наблюдаются в реальности, что подчеркивает адекватность математической вычислительной модели.

В целом рассмотренная математическая модель адекватно отражает известные особенности процессов и состояний элементов и может служить средством количественного исследования, проектирования и оптимизации технологической системы раздачи, например, с целью повышения коэффициента использования тепла, являющегося источником ЭГЭ. Параметры модели многочисленны и имеют различный характер: конструктивные, технологические, электрофизические, механические,

тепловые. Модель можно уточнять и оптимизировать за счет выбора значений параметров, а также применять для других систем, использующих ЭГЭ.

Литература

1. Юткин Л.А. Электрогидравлический эффект и его применение в промышленности [Текст] / Л.А. Юткин. Л-д: Машиностроение, 1986, 253 с.
2. Тараненко М.Е. Электрогидравлическая штамповка: теория, оборудование, техпроцессы [Текст] / М.Е. Тараненко.- Харьков: ХАИ, 2011 – 207 с.
3. Мазуровский Б.Я. Электрогидравлический эффект в листовой штамповке [Текст] / Б.Я. Мазуровский, Ф.Н. Сизев. Киев: Наукова думка, 1983, 192 с.
4. Косенков В.М. Влияние длины канала высоковольтного разряда в воде на эффективность пластического деформирования цилиндрической оболочки [Текст] / В.М. Косенков // Журн. техн. физ. 2011. Т. 81, вып. 10. С. 133-139.
5. Косенков В.М. Экспериментальное исследование влияния электрических разрядов большой длины в воде на энергию деформации цилиндрической оболочки [Текст] / В.М. Косенков, В.М. Бычков, В.Г. Жекул, С.Г. Поклонов // Письма в журн. техн. физ. 2012. Т. 38, вып. 9. С. 103- 110.
6. Косенков В.М. Электрические разряды большой длины в воде и их влияние на энергию пластической деформации цилиндрической оболочки [Текст] / В.М. Косенков, В.М. Бычков, В.Г. Жекул, С.Г. Поклонов // Электронная обработка материалов- 2013.Т 49(3). С. 63- 69.
7. Mamutov V. Simulation of high-voltage discharge channel in waterat electro- hydraulic forming using LS-DYNA [Текст] / V. Mamutov, S. Golovashchenko, A. Mamutov // 13 th international LS-DYNA users conference, 8-10 jun 2014. P. 1-1 – 1-9.
8. LS-DYNA Keyword user's manual [Текст].- Livermore: LSTC, 2006. 2130 P.
9. Mane T. Finite element modeling of electro-hydraulic forming of sheets [Текст] / T. Mane, V. Goel, S.D. Kore // 3rd international conference on materials processing and characterisation (ICMPC 2014), Procedia materials science, 2014. V. 6 P. 105- 114.
10. Atieh S. First results of SFR cavity fabrication by electro- hydraulic forming at CERN [Текст] / S. Atieh, A.A. Carvalho, I.A. Santillana et all // Proceedings of SFR 2015, Whistler, BC, Canada. Pre-press Release 25 sept. 2015. P.1- 7.
11. Bjorkstrom D. FEM simulation of electro-hydraulic forming / D. Bjorkstrom // Diploma thesis. Stockholm: Kungliga Tekniska Hogscolan. 2008.88 p.

12. Нарыжный А.Г. Вычислительная модель электрогоидравлического эффекта [Текст] / А.Г. Нарыжный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч.тр. Нац.аэрокосмич.ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Харьков, 2012.- Вып. 54. С. 112- 124.
13. Johnson G.R. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures [Текст] / G.R.Johnson, W.H. Cook // Proceedings of the 7th international symposium on ballistics. 1983. P.541-547.
14. Donea J. Arbitrary Lagrangian-Eulerian methods [Текст] / J. Donea, A. Huerta, J.-Ph. Ponphot, A. Rodrigues- Ferran// Encyclopedia of computational mechanics. Vol. 1. Fundamentals. Wiley, 2004. P.1-25.
15. Бураго Н.Г. Численное решение задач МСС с подвижными границами раздела. [Текст] Дисдокт. физ.- мат. наук. 01.02.04./Бураго Николай Георгиевич.- М. 2003.- 222 с.

Поступила в редакцию 25.06.2019

О.Г. Нарижний. Моделювання вільного деформування циліндричної оболонки за умов дії електрогоидравлічного ефекту

Розглянута математична модель термомеханічних процесів в технологічній системі вільного деформування тонкошарової оболонки за умов дії електрогоидравлічного ефекту. Модель включає а) пароплазменний канал, що поширяється з-за виділення імпульсу джоулея тепла, б) технологічну рідину, що передає та перетворює дію поширеного каналу, в) технологічне оснащення, що каналізує та направляє рух рідини та на сам кінець г) технологічний об'єкт у вигляді деформуємої дією рідини тонкошарової пружнопластичної оболонки. Формально модель являє собою поєднання фундаментальних законів механіки суцільних середовищ (рівняння балансу маси, енергії та імпульсу), некласичних контактних умов, а також реологічних моделей матеріалів елементів моделі. В цілому модель виявляється системою нелінійних диференціальних рівнянь в часткових похідних та нерівностей, що не має рішень у вигляді обчислюваних виражень, тому рішення шукаються в числовому вигляді. За допомогою моделі вивчені процеси конкретної технологічної системи, для якої в літературі наведені результати експериментального дослідження, зокрема, характеристики імпульсного збурення та відповідні остаточні деформації оболонки. Показана відповідність експерименту результатів моделі з використанням реологічної динамічної моделі змінення за Джонсоном- Куком для алюмінієвих сплавів, одночасно обґрунтована непридатність статичної та динамічної за Купером-Саймондсом моделей, бо вони обумовлюють надто малу жорсткість оболонки, отже, надто великі остаточні деформації. Порівнянням рішень з використанням двох видів стисливості (лінійної та нелінійної) обґрунтована достатність саме лінійного виду, бо він потребує менших ресурсів комп'ютеру. Відзначено, що розрахункові похиби відображують нерівномірності форми та руху елементів, що спостерігаються в експерименті. В цілому відзначено адекватність моделі, що робить її використання можливим для вивчення інших технологічних систем, що використовують електрогоидравлічний ефект.

Ключові слова: математична модель, оболонка, вільне деформування, ефект Юткіна.

A.G. Naryzhnyj. Simulation of the free deformation of the cylindrical shell subjected to electro- hydraulic effect

Is discussed the mathematical model of thermomechanical processes in technological systems for free deformation of thin-wall blank subjected to electro- hydraulic effect. The model includes a) gas-vapor channel expanding as a result of extraction of the Joule heat pulse, b) technological liquid, sending and converting action of the expanding channel, c) technological facilities, canalizing and directing motion of liquids and, finally, d) technological object in the manner of thin-wall elastoplastic shell deformed by liquid. The model formally presents combination of fundamental continuum mechanics laws (the equations of the balance of the mass, balance of energy and pulse), of non-classical contact conditions, as well as material rheological rules for model's elements. As a whole model formally is a system of the nonlinear differential equations in quotient derived and inequalities, not having decisions in the manner of computable expressions so decisions are searched for numerically. By means of models studied processes

in concrete technological system, for which in literature are brought results of the experimental study, specifically, features of the impulse action and corresponding type of residual deformation of shell. It is shown compliance of experimental data and results of models with use rheological dynamic hardening model by Johnson - Cook for aluminum alloy, is simultaneously motivated impracticability steady-state and dynamic hardening model by Cowper and Symonds for the aluminum alloy since they derive too small softness of the shell and, consequently, unnatural greater residual deformation. The comparison of the decisions with use two kinds (linear and nonlinear) compressibility to liquids is motivated sufficiency of the using the linear type since such choice allows economical use of computer resource. It is noted that inaccuracy of the calculations reflects irregularity of forms and motions of system elements, existing in experiment. As a whole Is it noted adequacy of models that permits its use for study other technological systems, using electro-hydraulic effect.

Key words: mathematical model, shell, free deformation, Yutkin's effect.

References

1. Jutkin L.A. Jelektrogidravlicheskiy jeffekt i ego primenenie v promyshlennosti [Electro- hydraulic effect and its using in industry]. Leningrad, Machine Building Publ., 1986. 253 p.
2. Taranenko M.E. Jelektrogidravlicheskaja shtampovka: teoriya, oborudovanie, tehprocessy [Electro- hydraulic stamping: theory, equipment, technological processes].- Kharkov, KhAI Publ., 2011.- 207 p.
3. Mazurovskij B.Ja., Sizov F.N. Jelektrogidravlicheskiy jeffekt v listovoj shtampovke [Electro- hydraulic effect in sheet stamping] Kiev, Naukovadumka Publ., 1983. 192 p.
4. Kosenkov V.M. Vlijanie dliny kanala vysokovol'tnogo razrjada v vode na jeffektivnost' plasticheskogo deformirovaniya cilindricheskoy obolochki [Influence of the length of the channel of the high-tension category in water on efficiency plastic deformation of cylindrical shell], Technical Physics, 2011, t.81, no.10, pp.133-139.
5. Kosenkov V.M., Bychkov V.M., Zhekul V.G., Poklonov S.G. Jeksperimental'noe issledovanie vlijanija elektricheskikh razrjadov bol'shoj dliny v vode najenergiju deformacii cilindricheskoy obolochki [Experimental study of the influence electric category big length in water on energy of the deforming the cylindrical shell]. Technical Physics Letters, 2012, t.38, no.9, pp.103-110.
6. Kosenkov V.M., Bychkov V.M., Zhekul V.G., Poklonov S.G. Jelektricheskie razrjady bol'shoj dliny v vode i ih vlijanie najenergiju plasticheskoy deformacii cilindricheskoy obolochki [Electric categories of the big length in water and their influence upon energy of the plastic deforming the cylindrical shell], Electronic processing material, 2013, t.49(3), pp.63- 69.
7. Mamutov V., Golovashchenko S., Mamutov A. Simulation of high-voltage discharge channel in waterat electro- hydraulic forming using LS-DYNA, 13 th international LS-DYNA users conference, 8-10 jun 2014, pp.1-1– 1-9.
8. LS-DYNA Keyword user's manual.- Livermore, LSTC, 2006. 2130 P.
9. Mane T., Goel V., Kore S.D. Finite element modeling of electro-hydraulic forming of sheets. 3rd international conference on materials processing and characterisation (ICMPC 2014), Procedia materials science, 2014, V. 6, pp. 105-114.
10. Atieh S., A.A. Carvalho, I.A. Santillana et all. First results of SFR cavity fabrication by electro- hydraulic forming at. Proceedings of SFR 2015, Whistler, BC, Canada. Pre-press Release 25 sept. 2015, pp.1- 7.
11. Bjorkstrom D. FEM simulation of electrohy-draulic forming. Diplomathesis. Stockholm, Kungliga Tekniska Hogsolan, 2008. 88 p.
12. Naryzhnyj A.G. Vychislitel'naja model' jelektrogidravlicheskogo jeffekta[Computing model electro- hydraulic effect], Opened information and computer integrated technologies.- Kharkov, KhAI Publ,2012.- no.54.pp.112- 124.
13. Johnson G.R., Cook W.H. A constitutive model and datafor metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures. Proceedings of the 7th international symposium on ballistics. 1983. pp. 541-547.
14. Donea J., Huerta A., Ponphot J.-Ph., Rodrigues-Ferran A. Arbitrary Lagrangian-Eulerian methods. Encyclopedia of computational mechanics. Vol. 1. Fundamentals. Wiley, 2004. pp. 1- 25.
15. Burago N.G. Chislennoe reshenie zadach MSS s podvizhnymi granicami razdela. [Numerical decision of the continuum mechanics problems with moving border of the section]. Dis. doct. thesis.- Moscow, Academy of Science, 2003.- 222 p.

УДК 004.942: 629.4.001.4

- Миргород В. Ф.** д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: v.f.mirgorod@gmail.com;
- Ранченко Г. С.** директор, главный конструктор АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua;
- Гвоздева И. М.** д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua

ДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ, ПОДОБНЫЕ ПО ПРИЗНАКУ МАСШТАБА ВРЕМЕНИ

Выполнено исследование динамических систем, подобных относительно масштаба времени. Признаком подобия является совпадение закономерностей процессов изменения состояния динамических систем при изменении масштаба времени. Установлены необходимые и достаточные условия подобия свободных (задача Коши) и вынужденных движений линейных стационарных динамических систем. Предложены условия подобия линейных стационарных динамических систем, заданных математическими моделями в различных формах: обыкновенных дифференциальных уравнений, математических моделей пространства состояния, передаточных функций и частотных характеристик. Рассмотрены параметрические линейные динамические системы, для которых определено свойство самоподобия. Самоподобной называется параметрическая линейная динамическая система, в которой, после завершения переходных процессов, вызванных изменением (скачкообразным либо постепенным) ее параметров, свободные и вынужденные движения подобны по признаку масштаба времени. Установлены признаки самоподобия параметрических линейных динамических систем первого и второго порядков (линейных осцилляторов). Для нелинейных динамических систем, математические модели которых имеют вид формы Гаммерштейна, получены условия самоподобия процессов изменения состояния при малых отклонениях от установившихся режимов. Решены прикладные задачи исследования подобных и самоподобных динамических систем, в частности, систем регулирования и авиационного газотурбинного двигателя. Математическая модель авиационного газотурбинного двигателя представлена совокупностью моделей пространства состояния, в которой сопровождающая матрица характеристического полинома является λ -матрицей. На основе решения задачи на собственные числа и собственные векторы для этой матрицы получены условия самоподобия переходных процессов изменения оборотов турбин двигателя. Установлено, что в широком диапазоне изменения режимов полета переходные процессы изменения оборотов турбин двигателя описываются одинаковыми закономерностями. Проведено сопоставление результатов моделирования и экспериментальных данных переходных процессов изменения оборотов турбин для трехвального авиационного газотурбинного двигателя. Предлагаемый подход позволяет выполнить синтез таких управлений сложными системами, которые обеспечивают подобие динамических свойств.

Ключевые слова: динамическая система; математическая модель; признак подобия; масштаб времени; газотурбинный двигатель.

Введение

Подобие процессов в различных динамических системах является мощным инструментом их исследования[1].

Методы теории подобия находят широкое применение в различных областях науки и техники, позволяя получить эмпирические математические модели для процессов, не имеющих еще адекватного теоретического математического описания.

Одной из задач теории подобия является исследование процессов, инвариантных относительно масштаба времени.

Повышение интенсивности процессов

преобразования энергии при сохранении динамических свойств системы требует систематического исследования систем, подобных по признаку масштаба времени.

1. Постановка задачи

Подобие процессов в динамических системах (объектах) одной физической природы при масштабном моделировании связано с сохранением ряда фундаментальных физических констант: чисел Маха, Рейнольдса, Эйлера, Прандтля, Струхала и др. методы электромеханической аналогии основаны на подобии законов сохранения процессов различной

физической природы. Однако вопросам систематического исследования систем, подобных по признаку масштаба времени, установлению признаков подобия процессов в динамических системах с различными формами математического описания уделено еще недостаточно внимания.

Целью работы является исследование линейных стационарных и параметрических динамических систем, подобных, и самоподобных относительно масштаба времени. Признаком подобия является совпадение закономерностей процессов изменения состояния динамических систем при изменении масштаба времени.

2. Решение проблемы

Определение 1 (О.1)

Две линейные стационарные системы (ЛСС) являются подобными по признаку масштаба времени, если при изменении масштаба времени процессы изменения состояния ЛСС подобны: описываются одинаковыми закономерностями. Рис. 1 и 2 иллюстрируют процессы в подобных системах при одинаковых входных воздействиях.

Таким образом, две ЛСС, удовлетворяющие О.1, подобны, если процессы изменения их состояния $x_1(t)$ первой и $x_2(\mu t)$ второй систем тождественно совпадают при $\mu = 1$.

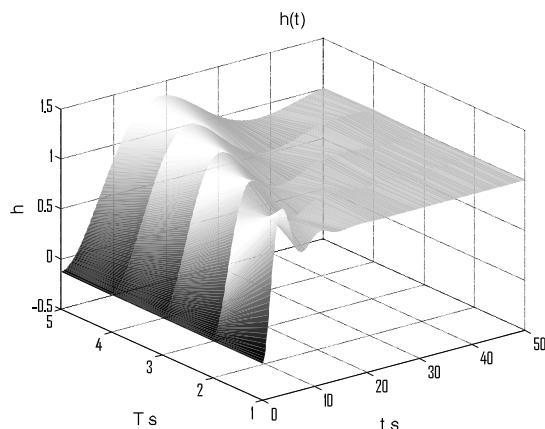


Рис. 1. Процессы в подобных ЛСС

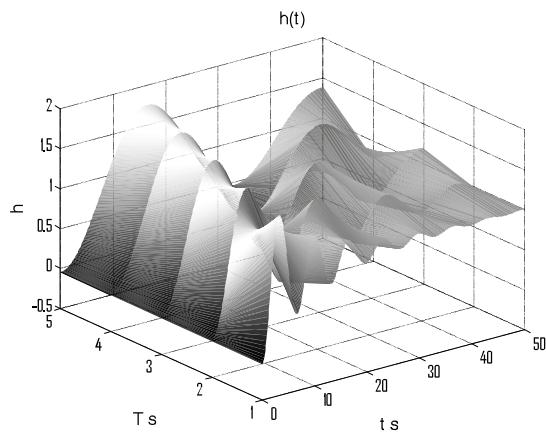


Рис. 2. Процессы в подобных ЛСС

1. Задача Коши. Свободное движение подобных ЛСС

Утверждение 1 (У.1)

Необходимым и достаточным условием подобия свободных движений ЛСС, описываемых обыкновенными линейными дифференциальными уравнениями (ОЛДУ), является масштабность корней характеристического уравнения.

Необходимость: Общее решение ОЛДУ имеет вид:

$$\chi(t) = \sum_{i=1}^n C_i e^{\lambda_i t},$$

где C_i - постоянные интегрирования, определяемые начальными условиями, λ_i - корни характеристического уравнения, n - порядок системы.

Свободное движение $x^{(\mu)}(t)$ подобной по О.1 системы описывается выражением:

$$\chi^{(\mu)}(t) = \sum_{i=1}^n C_i e^{\lambda_i(\mu t)} = \sum_{i=1}^n C_i e^{(\lambda_i \mu)t} = \chi(\mu t).$$

Отсюда непосредственно следует справедливость У.1.

Достаточность следует из существования и единственности решения задачи Коши для ОЛДУ.

Следствие 1.1. Коэффициенты ОЛДУ подобных по О.1 ЛСС пропорциональны масштабу подобия в соответствующей степени μ^i , где степень равна порядку соответствующей производной в ОЛДУ.

Действительно, ОЛДУ вида $\sum_{i=0}^{n-1} \alpha_i \frac{d^i \chi}{dt^i} = 0$, с заданными начальными условиями, имеет известное решение

$$\chi(t) = \sum_{i=1}^n C_i e^{\lambda_i t}.$$

Следовательно, подобные по О.1 ЛСС имеют

следующие характеристические уравнения:

$$\sum_{i=0}^{n-1} \alpha_i (\mu \lambda)^i = \sum_{i=0}^{n-1} (\alpha_i \mu^i) \lambda^i = 0.$$

Следствие 1.2. Все комплексно-сопряженные корни $\alpha \pm j\beta$ на плоскости корней характеристических уравнений подобных по О.1 ЛСС лежат на двух симметричных лучах с одинаковыми углами наклона

$$\operatorname{arctg}(\beta/\alpha).$$

Следствие 1.3. Все ЛСС второго порядка (линейные осцилляторы), которые описываются ОЛДУ с заданными начальными условиями

$$T^2 \frac{d^2 \chi}{dt^2} + 2\xi T \frac{d\chi}{dt} + \chi = 0,$$

подобны друг другу по О.1 при условии

$$\xi = \text{const.}$$

Следствие 1.4. ЛСС, представленные математическими моделями пространства состояний

$$\frac{\rightarrow}{dt} d\chi = A^{(\mu)} \rightarrow \chi,$$

являются подобными по признаку масштаба времени, если при изменении масштаба времени сопровождающие матрицы характеристического полинома масштабно изменяются

$$A^{(\mu)} = A / \mu.$$

Действительно, характеристические уравнения подобных по О.1 ЛСС имеют вид

$$\det(\mu \lambda E - A) = \mu \det(\lambda E - A / \mu) = 0.$$

Отсюда непосредственно следует справедливость Следствия 1.3.

Следствие 1.5. Для подобных по О.1 ЛСС, представленных математическими моделями пространства состояний, собственные векторы расположены одинаковым образом.

Действительно, задача на собственные векторы \vec{v}_k и собственные значения λ_k ЛСС имеет следующий вид:

$$A \vec{v}_k = \lambda_k \vec{v}_k, k = 1, 2, \dots, n.$$

Справедливость Следствия 1.5. непосредственно вытекает из Следствий 1.1 и 1.4.

2. Вынужденное движение подобных ЛСС

Утверждение 2 (У.2)

Необходимым и достаточным условием подобия вынужденных движений ЛСС типа SISO (Single-input single-output system), описываемых обыкновенными линейными дифференциальными уравнениями или моделями пространства состояний, является выполнение У.1 и,

кроме того, масштабность нулей передаточной функции.

Необходимость: Вынужденное движение ЛСС типа SISO описывается следующим векторно-матричным уравнением:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\rightarrow}{dt} d\chi &= A \vec{\chi} + \vec{b} u, \\ y &= \vec{c}^T \vec{\chi}. \end{aligned} \right\}.$$

Передаточная функция ЛСС имеет вид:

$$W(s) = \vec{c}^T (sE - A)^{-1} \vec{b}.$$

Подобная ЛСС имеет следующую передаточную функцию:

$$W(s) = \vec{c}^T (\mu s E - A)^{-1} \vec{b} = \vec{c}^T \frac{\operatorname{adj}(\mu s E - A)}{\det(\mu s E - A)} \vec{b}.$$

Отсюда непосредственно следует справедливость У.2.

Достаточность следует из существования и единственности решения ОЛДУ и однозначности преобразования Лапласа.

Замечание 1. Справедливость представленного утверждения непосредственно следует из следующего свойства преобразования Лапласа:

$$L\{f(\mu t)\} = \frac{1}{\mu} F\left(\frac{s}{\mu}\right),$$

где

$$F(s) = L\{f(t)\}$$

Следствие 2.1. Коэффициенты неоднородных ЛДУ подобных по О.1 ЛСС пропорциональны масштабу подобия в соответствующей степени μ^i , где степень равна порядку соответствующей производной в ЛДУ.

Следствие 2.2. Передаточные функции подобных ЛСС могут быть получены заменой оператора L на оператор μL .

Следствие 2.3. Все амплитудно-фазочастотные характеристики (АФЧХ) подобных ЛСС имеют идентичные графики, однако точки, соответствующие аргументу на этих графиках, разделены масштабно пропорциональными отрезками частот.

Следствие 2.4. Фазовые портреты подобных ЛСС второго порядка в координатах

$$\left(\mu \frac{d}{dt} \chi(t), \chi(t) \right)$$

имеют идентичные графики, однако точки, соответствующие аргументу на этих графиках, разделены масштабно пропорциональными отрезками времени (рис.3).

Следствие 2.5. Логарифмические амплитудно-

частотные характеристики (ЛАЧХ) подобных ЛСС имеют идентичные графики (рис.4) со сдвигом по оси аргумента на $\lg(\mu)$.

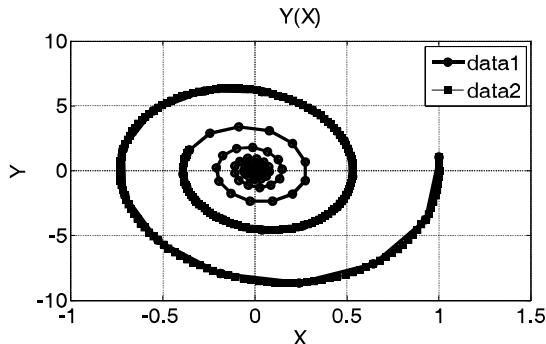


Рис. 3. Фазовые портреты подобных ЛСС
Bode Diagram

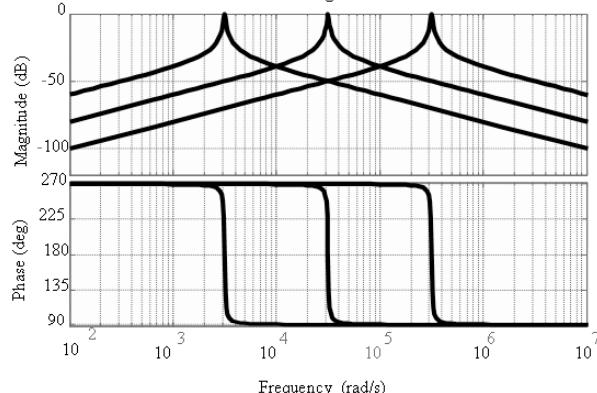


Рис. 4. ЛАЧХ подобных линейных осцилляторов

Следствие 2.6. Траектории оптимальных по квадратичному критерию ЛСС подобны, если критерий подчинен условию масштаба. При этом матрицы Риккатти и законы оптимального управления идентичны для всех подобных оптимальных ЛСС. Подобными являются также оптимальные наблюдатели состояния (фильтр Калмана) при выполнении того же условия.

Замечание 2. Системный оператор $Sys\{\}$ ЛСС удовлетворяет условию:

$$Sys\{e^{j\omega t}\} = K(j\omega t)e^{j\omega t}$$

поскольку его собственными функциями являются гармонические функции. Здесь $K(j\omega t)$ является непрерывным спектром собственных значений системного оператора ЛСС. В обозначениях теории управления $K(j\omega t)$ представляет собой АФЧХ. Подобные ЛСС имеют следующий спектр собственных значений системного оператора

$$K^{(\mu)}(j\omega t) = K(j\mu\omega t).$$

3. Самоподобные параметрические системы

Определение 2 (О.2)

Самоподобной называется параметрическая линейная динамическая система (ЛДС), в которой, после завершения переходных процессов, вызванных изменением (скачкообразным либо постепенным) ее параметров, свободные и вынужденные движения удовлетворяют О.1, то есть подобны по признаку масштаба времени.

Утверждение 3 (У.3)

Необходимым условием самоподобия параметрических ЛДС типа SISO является возможность представления их уравнений движения в виде:

$$\vec{T}(\mu) \frac{d\chi}{dt} = A\vec{\chi} + \vec{b}u,$$

где: $T(\mu) = \mu T$, T -диагональная числовая матрица, в частном случае единичная матрица.

Данное условие является только необходимым, но не достаточным, поскольку возможны иные сочетания параметров ЛДС, обеспечивающие самоподобие их движений.

Следствие 3.1. Все параметрические ЛДС первого порядка самоподобны по признаку масштаба времени.

Действительно, уравнение движения параметрической ЛДС первого порядка имеет следующий вид:

$$T(\mu) \frac{d\chi}{dt} + \chi = ku.$$

Справедливость Следствия 3.1 непосредственно вытекает из У.1, если только за время переходного процесса в параметрической ЛДС постоянная времени не изменяется.

Следствие 3.2. Все параметрические ЛДС второго порядка (линейные осцилляторы), которые описываются ОЛДУ с заданными начальными условиями

$$[T(\mu)]^2 \frac{d^2\chi}{dt^2} + 2\xi T(\mu) \frac{d\chi}{dt} + \chi = 0,$$

самоподобны при условии

$$\xi = \text{const.}$$

Справедливость Следствия 3.2 непосредственно вытекает из Следствия 2.1, если только за время переходного процесса в параметрической ЛДС постоянная времени не изменяется.

4. Нелинейные динамические системы

4.1 Линеаризованные нелинейные динамические системы

Уравнение изменения состояния нелинейных динамических систем имеет вид:

$$\frac{d\vec{\chi}}{dt} = f(\vec{\chi}, \vec{u}).$$

Линеаризация производится в окрестности некоторого k -го установившегося режима, уравнение в отклонениях от которого принимает следующий вид:

$$\frac{d\Lambda\vec{\chi}_k}{dt} = A_k \Lambda\vec{\chi}_k + B_k \Lambda\vec{u}_k,$$

где матрицы градиентов

$$A_k, B_k,$$

зависят от точки k -го установившегося режима

$$f(\vec{\chi}_k, \vec{u}_k) = 0.$$

Такие модели нелинейных систем называются кусочно-линейными динамическими моделями (КЛДМ). Подобие КЛДМ устанавливает $Y.2$, однако, поскольку исходной является одна и та же нелинейная система, то можно говорить лишь о самоподобии движений.

4.2 Линеаризованные параметрические нелинейные динамические системы

Параметризация исходной нелинейной ММПС приводит к модели в форме Гаммерштейна:

$$\frac{d\vec{\chi}}{dt} = A(s)[\vec{\chi} - \vec{\chi}_{st}(s)],$$

где семейство статических характеристик исследуемого объекта задается зависимостью от некоторого режимного параметра s :

$$\vec{\chi}_{st}(s).$$

Утверждение 4 (У.4)

Необходимым условием самоподобия КЛДМ и ММ в форме Гаммерштейна является масштабность собственных чисел сопровождающей матрицы характеристического полинома (матрицы градиентов)

$$A_k = \left. \frac{\partial f}{\partial \vec{\chi}} \right|_{\vec{\chi}} \vec{\chi} = \vec{\chi}_k$$

для различных установившихся режимов.

5. Примеры применения подобных динамических систем

5.1 Равнополосные фильтры

Линейные полосовые фильтры, как это следует из рис. 4 и Следствия 1.3, образуют подобные по масштабу времени ЛДС. Такие фильтры (декадные, октавные и т.п.) называют равнополосными. Имеет место также следующее обобщение: линейные пассивные четырехполюсники образуют подобные по

масштабу времени ЛДС, если только значения индуктивностей катушек и емкостей конденсаторов масштабны.

5.2 Типовые пропорционально-интегрально-дифференциальные регуляторы

Линейные пропорционально-интегрально-дифференциальные регуляторы, как это следует из Следствия 1.3, образуют подобные по масштабу времени ЛДС. Передаточная функция типового регулятора имеет следующий вид:

$$W(s) = k + I \frac{1}{\mu s} + D \frac{s\mu}{T\mu s + 1}.$$

ЛАЧХ таких регуляторов для различных масштабов времени представлены на рис. 5. Изменение параметра масштаба позволяет смещать ЛАЧХ регулятора параллельно по оси аргументов.

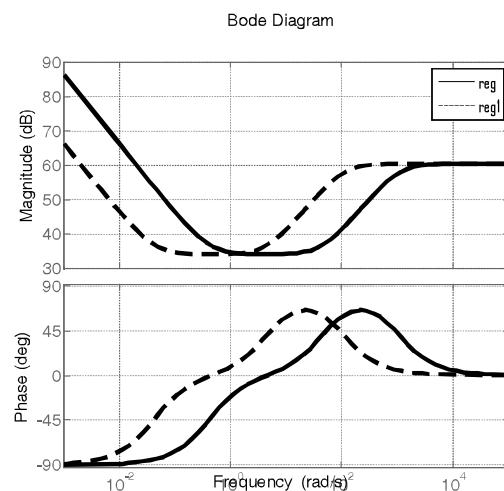


Рис. 5. ЛАЧХ подобных регуляторов

5.3. Газотурбинный двигатель

5.3.1 Одновальный турбореактивный двигатель

Одновальный турбореактивный двигатель (ТРД) в малых отклонениях от установившегося режима описывается линейным дифференциальным уравнением первого порядка относительно оборотов турбины и имеет следующую передаточную функцию [2]:

$$K(s) = \frac{X_N(s)}{X_G(s)} = \frac{k_D(V)}{T_D(V, H)s + 1},$$

где V, H скорость и высота полета.

Следовательно, одновальный ТРД является самоподобной относительно масштаба времени ЛДС. Этот факт отметили практики, в частности, в [2] на с.48 утверждается:

«Отметим интересные свойства подобных режимов двигателей, характеризующие объект регулирования по числу оборотов при различ-

ных высотах полета и $V = \text{const}$. В этом случае коэффициент усиления остается постоянным, и поэтому амплитудно-фазовая характеристика представляется одной полуокружностью для всех высот полета, но с различным распределением частот вдоль характеристики».

5.3.2 Многовальный турбореактивный двигатель

Многовальный турбореактивный газотурбинный двигатель (ГТД) является сложной нелинейной динамической системой, математическая модель которой может быть представлена в виде модели пространства состояний в форме Гаммерштейна. Рис. 6 иллюстрирует зависимости собственных чисел сопровождающей матрицы характеристического полинома модели трехвального ГТД от режимной переменной: степени повышения давления. Как это следует из результатов расчетов и рис. 7, 8 в диапазоне степени повышения давления (8...18) собственные числа масштабны. Следовательно, рассматриваемая динамическая система удовлетворяет условию самоподобия по масштабу времени. Поэтому в указанном диапазоне переходные процессы в ГТД при частичной приемистости подчиняются одинаковым закономерностям, отличаясь лишь масштабом времени протекания (рис. 9).

Адекватность применяемой математической модели трехвального ГТД подтверждают расчеты и рис. 10, на котором представлены процессы приемистости, полученные в процессе летных испытаний экспериментальным путем и по результатам моделирования согласно КЛДМ.

Как это следует из результатов анализа и приведенных иллюстраций, самоподобие процессов в ГТД требует соответствующего изменения параметров, применяемых в САУ регуляторов.

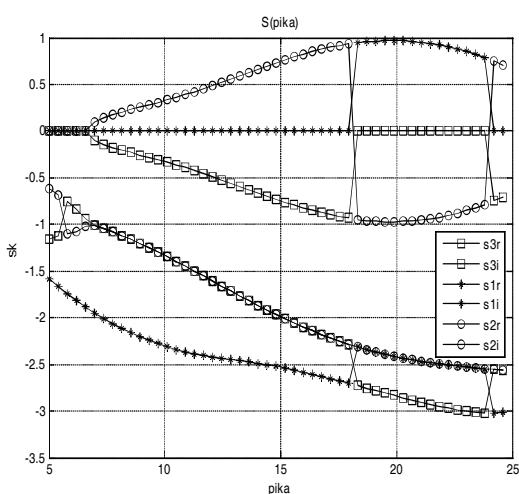


Рис. 6. Траектории собственных значений в зависимости от режимной переменной:

$s1r$ – вещественная часть; $s1i$ – мнимая часть;

$s2r$ – вещественная часть; $s2i$ – мнимая часть;

$s3r$ – вещественная часть; $s3i$ – мнимая часть

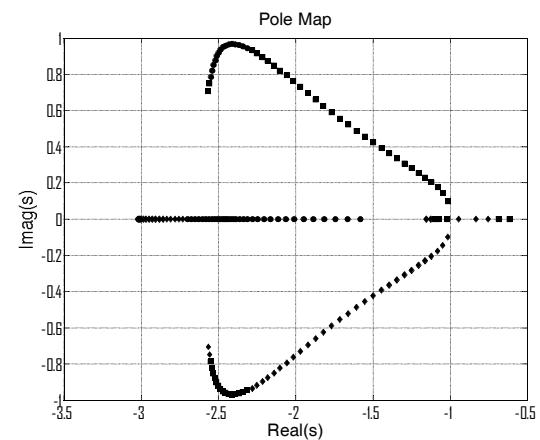


Рис. 7. Траектории собственных значений в зависимости от режимной переменной на комплексной плоскости

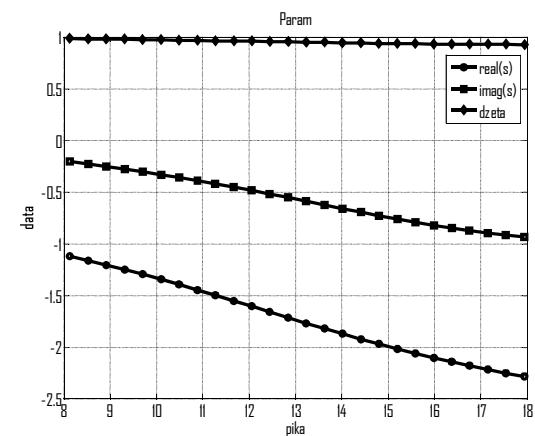


Рис. 8. Траектории собственных значений в зависимости от режимной переменной и коэффициент затухания

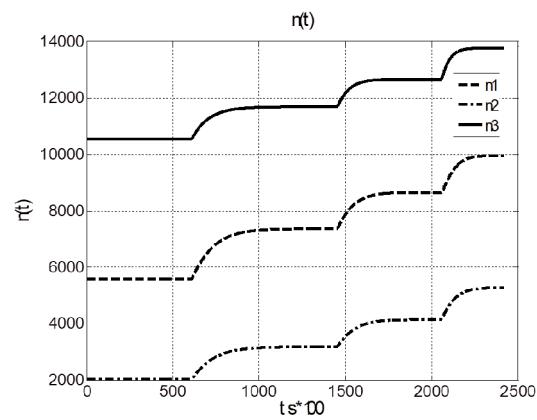


Рис. 9. Изменение оборотов турбин ГТД при частичной приемистости

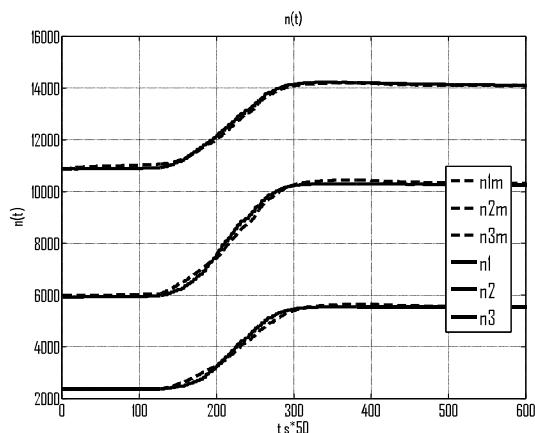


Рис. 10. Изменение оборотов турбин ГТД при приемистости в эксперименте и по данным моделирования

Заключение

Предлагаемый подход к построению подобных и самоподобных динамических систем позволяет расширить возможности анализа их свойств и синтеза соответствующих управлений движением в пространстве состояния.

Перспективы дальнейших исследований заключаются в расширении предлагаемого подхода на стохастические системы.

Литература

1. Клайн С. Дж. Подобие и приближенные методы [Текст] / С.Дж.Клайн. — М.: Мир, 1968. — 302 с.
2. Шевяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок [Текст] / А.А. Шевяков — М.: Машиностроение, 1965. — 548 с.

Поступила в редакцию 30.07.2019

В.Ф. Миргород, Г.С. Ранченко, І.М. Гвоздєва. Динамічні системи, подібні за ознакою масштабу часу

Виконано дослідження динамічних систем, подібних щодо масштабу часу. Ознакою подібності є збіг закономірностей процесів зміни стану динамічних систем при зміні масштабу часу. Встановлено необхідні та достатні умови подібності вільних (задача Коши) і вимушених рухів лінійних стаціонарних динамічних систем. Запропоновано умови подібності лінійних стаціонарних динамічних систем, заданих математичними моделями в різних формах: звичайних диференціальних рівнянь, математичних моделей простору стану, передавальних функцій і частотних характеристик. Розглянуто параметричні лінійні динамічні системи, для яких визначено властивість самоподібності. Самоподібною називається параметрична лінійна динамічна система, в якій, після завершення переходних процесів, викликаних зміною (стрибкоподібним або поступовим) її параметрів, вільні і вимушенні рухи подібні за ознакою масштабу часу. Встановлено ознаки самоподібності параметричних лінійних динамічних систем першого і другого порядків (лінійних осциляторів). Для нелінійних динамічних систем, математичні моделі яких мають вигляд форми Гаммерштейна, отримані умови самоподібності процесів зміни стану при малих відхиленнях від усталених режимів. Вирішенні прикладні завдання дослідження подібних і самоподібних динамічних систем, зокрема, систем регулювання і авіаційного газотурбінного двигуна. Математична модель авіаційного газотурбінного двигуна представлена сукупністю моделей простору стану, в якій супроводжує матриця характеристичного полінома є λ -матрицею. На основі рішення задачі на власні числа і власні вектори для цієї матриці отримані умови самоподібності переходних процесів зміни оборотів турбін двигуна. Встановлено, що в широкому діапазоні зміни режимів польоту переходні процеси зміни оборотів турбін двигуна описуються однаковими закономірностями. Проведено зіставлення результатів моделювання і експериментальних даних переходних процесів зміни оборотів турбін для тривалого авіаційного газотурбінного двигуна. Пропонований підхід дозволяє виконати синтез таких управлінь складними системами, які забезпечують подібність динамічних властивостей.

Ключові слова: динамічна система; математична модель; ознака подібності; масштаб часу; газотурбінний двигун.

V.F. Myrhorod, G.S. Ranchenko, I.M. Gvozdeva. Dynamic systems, like the scale of time

A study of dynamic systems similar to the time scale was performed. A sign of similarity is the coincidence of the laws of the processes of changing the state of dynamic systems with a change in the time scale. The necessary and sufficient conditions for the similarity of free (Cauchy problem) and forced motions of linear stationary dynamic systems are established. Conditions for the similarity of linear stationary dynamic systems, given by mathematical models in various forms, are proposed: ordinary differential equations, mathematical models of the state space, transfer functions, and frequency characteristics. Parametric linear dynamic systems are considered for which the self-similarity property is defined. A parametric linear dynamic system is called self-similar, in which, after the completion of transients caused by a change (jump-like or gradual) of its parameters, the free and forced motions are similar in terms of the time scale. The signs of self-similarity of parametric linear dynamic systems of the first and second orders (linear oscillators) are established. For nonlinear dynamic systems whose mathematical models have the form of the Hammerstein form, the conditions for self-similarity of state change processes with small deviations from steady-state regimes are obtained. Solved applied problems of the study of similar and self-similar dynamic systems, in particular, control systems and aviation gas turbine engine. The mathematical model of the aviation gas turbine engine is represented by a set of models of the state space in which the accompanying matrix of the characteristic polynomial is λ -the matrix. On the basis of solving the eigenvalue problem and the eigenvectors for this matrix, the conditions for self-similarity of transients of changes in engine turbine speed are obtained. It has been established that in a wide range of changes in flight modes transients of changes in revolutions of engine turbines are described by the same laws. Comparison of simulation results and experimental data of transient changes in turbine rotations for a three-shaft aviation gas turbine engine was carried out. The proposed approach allows the synthesis of such controls of complex systems that provide similarity of dynamic properties.

Key words: dynamic system; mathematical model; similarity sign; time scale; gas turbine engine.

References

1. Kline S.J. Podobie i pribljennye metodi [Similarity and approximate methods]. Moscow: Mir, 1968. 302 p.
2. Sevjakov A A. Avtomatika aviacionnyh i raketnih silovih ustyanovok [Aviation and rocket power plant automation]. Moscow, Masinstroenie., 1965. 548 p.

УДК 681.51:629.7.03 (045)

Товкач С. С.канд. техн. наук, доцент кафедри автоматизації та енергоменеджменту
Аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету
«НАУ», Київ, Україна, e-mail: serhii.tovkach@nau.edu.ua

ГІБРИДНИЙ ГЕНЕТИЧНИЙ ПІДХІД ДО ПОБУДОВИ РОЗПОДІЛЕНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

Стаття присвячена розробці системних підходів до побудови розподіленої інформаційної системи автоматичного керування (САК) авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД). Визначено, що для системи автоматичного керування авіаційного газотурбінного двигуна може бути забезпечене використання комплексу математичних моделей двигуна: динамічну повузлову, багаторежимну спрощену та лінійну модель. Для спрощеної схеми процесу розробки та узгодження математичної моделі системи автоматичного керування газотурбінного двигуна розглянуто використання просторового методу розрахунку розташування вузлів газотурбінного двигуна - гібридного підходу до побудови методів оптимізації систем керування газотурбінних двигунів із застосуванням генетичного алгоритму в якості «скелету» гібридного підходу і адаптивного методу оптимізації для визначеного вузла математичної моделі системи керування авіаційного газотурбінного двигуна. Запропоновано схему генетичного алгоритму: кодування, кодування геномів у вигляді дерев, ініціалізація, оцінювання - функція оцінювання, оцінювання - генетичні оператори, умова завершення (межа популяції та задоволення похиби) та параметри алгоритму (розмір популяції, глибина дерева, частота застосування операторів). За рахунок використання програми gatool (optimization tool) розглянуто розв'язок задачі максимізації функції Растрігіна за допомогою гібридної функції patternsearch та заданням функції користувача, кількості змінних цільової функції, матриць обмежень. Для графічної інтерпретації наведено результатуючі графіки при фіксуванні параметра Best Fitness та Best Individual, що визначає кращу особину або вузол електронної системи керування авіаційного газотурбінного двигуна та тривимірне представлення функції Растрігіна. Після проведення чисельного експерименту запропоновано використання розподіленої інформаційної системи автоматичного керування газотурбінного двигуна на базі ідеально упорядкованої області та алгоритму формування хромосоми вузла електронної системи керування авіаційного газотурбінного двигуна.

Ключові слова: авіаційний двигун, система автоматичного керування, системний підхід, генетичний алгоритм, методи оптимізації, кодування геномів, хромосома вузла.

Вступ

Авіаційний двигун (АД) є складовою ланкою будь-якого літального апарату, характеристики якого суттєво впливають на льотно-технічні та економічні показники повітряного судна. Вдалий підбір математичної моделі його системи автоматичного керування (САК) дозволяє [1]:

- розпізнавати стан двигуна (погіршення характерних вузлів, виникнення відмов, роботу на сталому або перехідному режимах і т.д.);
- формувати цілі керування відповідно до результатів розпізнавання стану двигуна;
- здійснювати вибір способу керування двигуном, що забезпечує досягнення заданої цілі (вибір комплексу програм керування, оптимальних для даних умов роботи двигуна);
- формувати та здійснювати вибір параметрів алгоритмів керування, що дозволяють забезпечити задану якість управління при використанні обраних програм.

Цикл робіт в області керування може бути забезпечений використанням комплексу із декількох типів моделей газотурбінних двигунів (ГТД) різного рівня складності, який вцілому повинен відповісти основним вимогам [1, 2]:

- можливістю моделювання усталених і перехідних режимів роботи при змінюваних умовах польоту в широкому діапазоні зміни режиму роботи двигуна;
- отримання точності моделювання на усталених і перехідних режимах, достатньої для вирішення задач керування;
- допустимий час розрахунку на ЕОМ при використанні моделей високого рівня;
- можливістю виконання розрахунків в реальному і прискореному часі при використанні математичних моделей.

Комплекс математичних моделей двигуна для розв'язку задач керування включає в себе моделі трьох типів: динамічну повузлову, багаторежимну спрощену і лінійну [2].

Роботи в напрямку створення комплексу математичних моделей газотурбінних двигунів виконуються в рамках проекту OBIDICOTE (On Board Identification, Diagnosis and Control of Gas Turbine Engines), фірмами SNECMA, Rolls-Royce, MTU [2, 3], які відповідають концепції системи FADEC і стандарту EUROCAE [3].

1. Постановка проблеми

Спрощена схема процесу розробки і узгодження математичної моделі двигуна пред-

ставлена на рис. 1. Спочатку на основі аналізу вихідної інформації (наприклад, характеристик вузлів) на базі типової математичної моделі двигуна створюється ап'яорна модель (АММД). При цьому вихідна інформація про вузли і елементи ранжується за ступенем достовірності. За допомогою розрахунків за цією моделлю попередньо визначаються параметри робочого процесу і характеристики розглядуваного двигуна в умовах, які відповідають умовам досліджень.



Рис. 1. Спрощена схема процесу розробки і узгодження математичної моделі САК ГТД

В результаті зіставлення попередніх розрахованих результатів з даними досліджень як за окремими вузлами (результати вимірювань температури і тиску в різних перерізах), так і за двигуном вцілому, а також аналізу причин можливого розузгодження випрацьовуються способи корекції деякої частини вихідної інформації (головним чином, розрахункового виникнення). Вибір поправок для характеристик того або іншого вузла відбувається із застосенням даних аналізу цього вузла, виконаного відповідними експертами і основаних на існуючому досвіді, а також результатах розрахунків вузла просторовими методами.

У наукових дослідженнях і практичних розробках [4] з метою поєднання кращих властивостей просторових методів розрахунку вузлів системи автоматичного керування газотурбінного двигуна (САК ГТД) використовується гіbridний підхід до побудови методів оптимізації САК ГТД із застосуванням генетичного алгоритму в якості «скелету» гіbridного підходу і адаптованого методу оптимізації для визначеного вузла математичної моделі САК ГТД.

У зв'язку з цим актуальною є задача формування оптимальної технології побудови розподіленої системи автоматичного керування газотурбінним двигуном, вузли якої зможуть одночасно функціонувати в межах робочого простору, – так званого, комбінованого (гіbridного) підходу щодо способу керованості ГТД із високоефективними показниками експлуатації.

2. «Скелет» гіybridного генетичного підходу

Генетичний підхід (ГП) – застосування генетичної моделі навчання у просторі програм САК ГТД. Індивідуумами, що складають популяцію, є комп'ютерні програми (вузли математичної моделі ГТД), які виступають кандидатами на розв'язання визначеної задачі. Форма, розміри і складність програм не відомі заздалегідь, тобто зазначені атрибути розв'язку не відомі заздалегідь.

Кожна програма оцінюється за допомогою функції придатності, яка показує наскільки добре працює дана програма з точки зору конкретної задачі (наприклад, по-

хібка з точністю до якої програма знаходить розв'язок).

У процесі розв'язку оперують поняттями батьківські програми (parent) та програмами-нащадки (offsprings).

Схема генетичного алгоритму:

0) Кодування вводяться множини термінальних і функціональних змінних - Т -термінальні, F - функціональні:

$$T = \{\text{проблемно-орієнтовані константи}\};$$

$$F = \{\text{елементарні функції}\}.$$

Кожна програма є композицією функцій із F F та T. Множини F і T задовольняють властивості замкненості.

1) Кодування геномів у вигляді дерев:

внутрішні вузли - функціональні змінні; листя - термінальні символи;

$$\text{приклад: } T = \{2, x, 4, 7\}, F = \{+, *, /\}$$

2) Ініціалізація:

Дві стратегії побудови програм:

- метод росту - з однаковою ймовірністю весь час обираються функціональні і термінальні символи - доки серед листків є функціональні символи;

- метод повноти (повне бінарне дерево) - листки в самому кінці і бінарно розташовані;

- при побудові використовуються 10% термінальних символів і 90% нетермінальних символів - щоб запобігти термінальності дерева.

3) Оцінювання - функція оцінювання залежить від близкості значень особини і бажаних значень.

Береться середньоквадратична похибка:

$$f(x) = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (y_i - t_i)^2} \quad (1)$$

N - розмір вибірки;

y_i - експериментальні дані;

t_i - дані, обраховані програмою.

4) Оцінювання - генетичні оператори

Основний генетичний оператор - схрещування. Батьки обмінюються піддеревами.

Оператор схрещування дерева з самим собою дає новий результат. Поява та накопичення ІНТРОНІВ - ділянок коду, що нічого не роблять.

5) Умова завершення: межа популяції, задоволення похибки.

Параметри алгоритму: розмір популяції, глибина дерева, частота застосування операторів.

3. Гібридний метод побудови САК ГТД

Для більш зручної реалізації гібридного методу, зокрема у комбінації з іншими методами, доцільно використовувати програму gatool (optimtool) під час розв'язку задачі максимізації функції Растрігіна від двох змінних:

$$f(x_1, x_2) = 20 + x_1^2 + x_2^2 - 10 \cos(2\pi x_1) - 10 \cos(2\pi x_2). \quad (2)$$

Перед використанням програми gatool в основних полях його робочого вікна потрібно вказати гібридну функцію (patternsearch), функцію користувача, кількість змінних цільової функції та матриці обмежень

Для графічної інтерпретації роботи генетичного алгоритму використовуються параметри розділу Plots, зокрема при фіксуванні параметра Best fitness у вікні Genetic Algorithm буде зображене краще значення цільової функції, а при фіксуванні параметра Best Individual - кращу особину або вузол САК ГТД (наближене значення точки екстремуму) (рис.2).

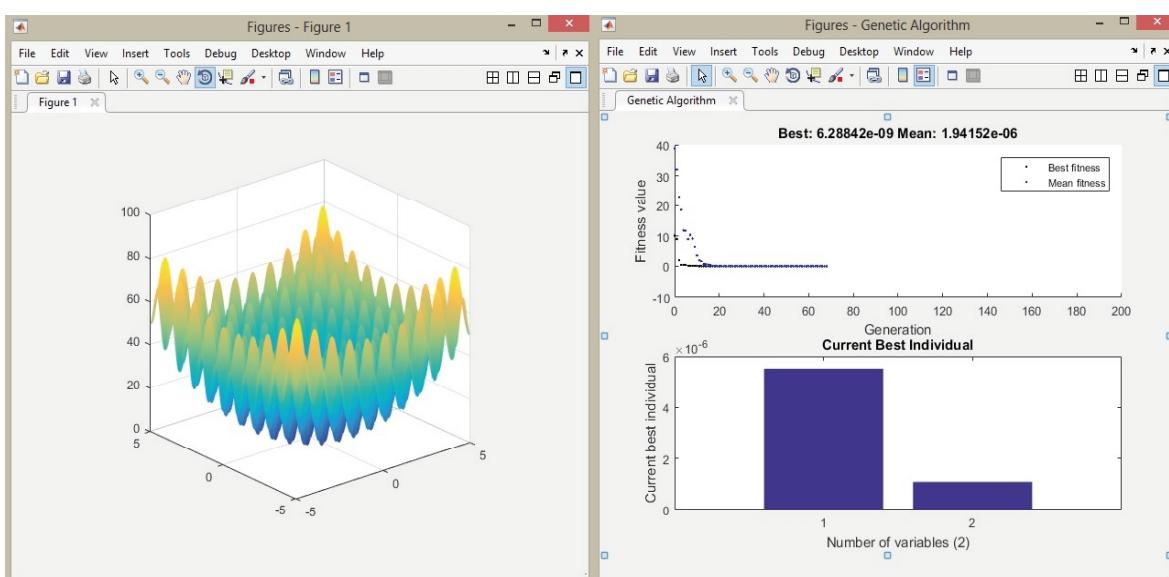


Рис. 2. Графік функції Растрігіна генетичного алгоритму (зліва) та графічна інтерпретація роботи ГА (справа)

4. Модель розподіленої інформаційної системи САК ГТД

При моделюванні САК ГТД розподіл об'єктів в робочій області визначається за допомогою генератора випадкових чисел для формування хромосоми. Так, у випадку (рис. 3), навколо кожного об'єкта на заданій відстані (видимості) повинно знаходитись вісім вузлів.

Можливі напрямки позначають послідовно (починаючи з N) через вісім секторів, формуючи хромосому, де кожному сектору відповідає один або більше сегментів хромосоми, так як в кожному секторі може знаходитись до n мікрооб'єктів (рис.4).

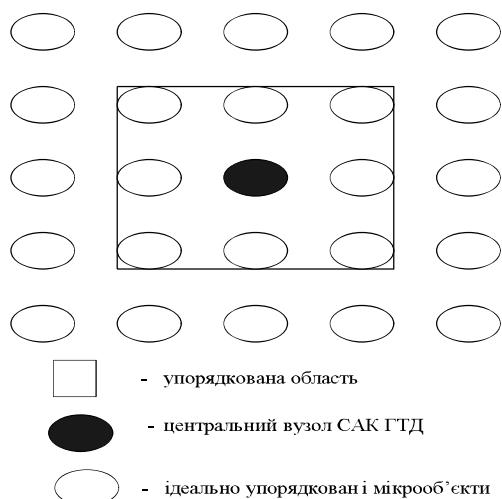


Рис. 3. Ідеально упорядкована область

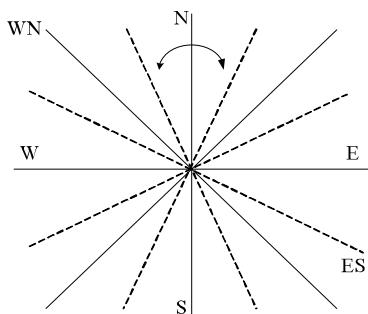


Рис. 4. Алгоритм формування хромосоми

Кількість сегментів визначається кількістю мікрооб'єктів, які знаходяться в цьому секторі (в межах видимості).

Висновок

Актуальність нових технологій в системах керування авіаційними ГТД обумовлена принципом розподілу мікрооб'єктів, який реалізований в генетичному базисі та досягає підвищення швидкодії роботи САК ГТД, а також дозволяє знизити вимоги обчислювача для системи планування локальних переміщень, реалізованих на основі ГА.

В процесі дослідження гібридного підходу до побудови розподіленої САК ГТД визначено, що використання гібридних методів на основі генетичних алгоритмів у більшості випадків покращує результат самого генетичного алгоритму та, в основному, при їх використанні обчислювальні ресурси витрачаються саме на реалізацію ГА, що обумовлює більшу точність заданих параметрів ГА, ніж точність параметрів комбінованого методу оптимізації.

Для проведення модельних експериментів, які підтверджують адекватність запропонованого підходу керування мікрооб'єктами в САК ГТД необхідно враховувати основні характеристики алгоритму: розмір популяції, відбір або мутація із середнім порогом, кросинговер - алгоритм пошуку і знищення клонів.

Література

1. ЦИАМ - Центральный институт авиационного моторостроения имени И. П. Баранова. – Режим доступа: <http://www.ciam.ru/>
2. Гуревич О. С. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями [Текст] ; под ред. О. С. Гуревича. – М. : ТОРУ ПРЕСС, 2010. – 264 с.
3. Товкач С. С. Прогнозування міжелементної взаємодії в системах автоматичного керування авіаційних двигунів [Текст] / С. С. Товкач // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – № 8 (152). – С. 113-117.
4. Дмитрієв С. О. Перспективи використання автоматизованих систем діагностування газотурбінних двигунів на основі гібридних генетичних алгоритмів [Текст] / С. О. Дмитрієв, О. В. Попов, В. Е. Потапов // АВІА-2015. – Т. 2, 2015. – С. 20.46-20.49.

Поступила в редакцию 04.06.2019

С.С. Товкач. Гибридный генетический подход к построению распределенной системы автоматического управления авиационных двигателей

Статья посвящена разработке системных подходов к построению распределенной информационной системы автоматического управления (САУ) авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Определено, что для системы автоматического управления авиационного газотурбинного двигателя может быть обеспечено использование комплекса математических моделей двигателя: динамическую поузловую, многорежимную упрощенную и линейную модель. Для упрощенной схемы процесса разработки и согласования математической модели системы автоматического управления газотурбинного двигателя рассмотрено использование пространственного метода расчета расположения узлов газотурбинного двигателя - гибридного подхода к построению методов оптимизации систем управления газотурбинных двигателей с применением генетического алгоритма в качестве «скелета» гибридного подхода и адаптивного метода оптимизации для определенного узла математической модели системы управления авиационного газотурбинного двигателя. Предложена схема генетического алгоритма: кодирование, кодирование геномов в виде деревьев, инициализация, оценка - функция оценки, оценка - генетические операторы, условие завершения (предел популяции и удовлетворение погрешности) и параметры алгоритма (размер популяции, глубина дерева, частота применения операторов). За счет использования программы gatool (optimization tool) рассмотрено решение задачи максимизации функции Раstrигина с помощью гибридной функции patternsearch и заданием функции пользователя, количества переменных целевой функции, матриц ограничений. Для графической интерпретации приведены результирующие графики при фиксировании параметра Best Fitness и Best Individual, что определяет лучшую особь или узел электронной системы управления авиационного газотурбинного двигателя и трехмерное представление функции Раstrигина. После проведения численного эксперимента предложено использование распределенной информационной системы системы автоматического управления газотурбинного двигателя на базе идеально упорядоченной области и алгоритма формирования хромосомы узла электронной системы управления авиационного газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: авиационный двигатель, система автоматического управления, системный подход, генетический алгоритм, методы оптимизации, кодирование геномов, хромосома узла.

S. S. Tovkach. Hybrid genetic approach for building the distributed automatic control system of aviation engines

The article is devoted to the development of system approaches for the construction of a distributed information system of automatic control (ACS) of aviation gas turbine engines (GTE). It has been determined that for the automatic control system of an aviation gas turbine engine, the use of a complex of mathematical models of the engine can be provided: dynamic node-by-node, multi-mode simplified and linear model. For a simplified scheme of the development and coordination of a mathematical model of an automatic control system for a gas turbine engine, the use of a spatial method for calculating the location of gas turbine engine nodes – a hybrid approach to building optimization methods for gas turbine engine control systems using a genetic algorithm as a “skeleton” of a hybrid approach and an adaptive method of optimization for a certain node of the mathematical model of the aviation control system gas turbine engine – is considered. A scheme of a genetic algorithm is proposed: coding, coding genomes in the form of trees, initialization, evaluation – evaluation function, evaluations – genetic operators, termination condition (population limit and error pleasure) and algorithm parameters (population size, tree depth, operator frequency). Through the use of the gatool (optimization tool) program, the solution of the problem of maximizing the Rastrigin function using the hybrid function patternsearch and setting the user function, the number of variables of the target function, and constraint matrices is considered. For graphical interpretation, the resulting graphs are given when the Best Fitness and Best Individual parameters are fixed, which determines the best individual or node of the electronic control system of an aviation gas turbine engine and a three-dimensional representation of the Rastrigin function. After carrying out a numerical experiment, the use of a distributed information system of the automatic control system of a gas turbine engine on the basis of a perfectly ordered

area and an algorithm for the formation of a chromosome of an electronic control unit node of an aviation gas turbine engine was proposed.

Keywords: *aviation engine, automatic control system, system approach, genetic algorithm, optimization methods, genome coding, chromosome of a node.*

References

1. CIAM - Central Institute of Aviation Motors named after I.P.Baranov. Available at: <http://www.ciam.ru/>
2. Gurevich O. S. Sistemy avtomaticheskogo upravleniya aviatsionnyimi gazoturbinnymi dvigatelyami [Automatic control systems of aviation gas turbine engines]. Moscow, Toru Press, 2010. 264 p.
3. Tovkach S. S., Prohnozuvannia mizhelementnoi vzaiemodii v systemakh avtomatychnoho keruvannia aviatsiynykh dvyhuniv [Prediction of the inter-element interaction in the automatic control systems of aviation engines]. Avyatsyonno-kosmycheskaia tekhnika i tekhnologiya Publ., 2018, no. 8 (152), pp. 113-117.
4. Dmytriiev S.O., Popov O.V., Potapov V.E. Perspektyvy vykorystannia avtomatyzovanykh system diahnostuvannia hazoturbinnikh dvyhuniv na osnovi hibrydnykh henetychnykh alhorytmiv [Prospects for automated automation systems for gas turbine engines using new hybrid genetic algorithms]. AVIA-2015, issue 2, 2015, pp. 20.46-20.49.

УДК 681.518.5

Лопунова Н. Н.

ведущий инженер-программист бюро разработки программного обеспечения, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua;

Нерубасский В. В.

ст. науч. сотрудник бюро разработки программного обеспечения, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua

АРХИТЕКТУРА ЗАЩИЩЕННОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОМПЛЕКТА ПРИНАДЛЕЖНОСТЕЙ ДЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ РЕГУЛЯТОРОВ СЕМЕЙСТВА РДЦ-450 АО «ЭЛЕМЕНТ»

Во вводной части статьи приводится краткая информация о предшественнике КПТО-450 – контрольно-проверочной аппаратуре КПА-450, указываются ее недостатки и проблемы. Многими пользователями отмечена избыточная сложность программного обеспечения КПА-450. Обосновывается необходимость создания нового продукта – комплекса принадлежностей для технического обслуживания регуляторов семейства РДЦ-450 – КПТО-450, приспособленного для пользователей с различными требованиями к функциональности.

Подробно описываются выполняемые функции, приводится внешний вид поставочного комплекса КПТО-450. Отмечается, что основные функции – отображение на экране ПЭВМ параметров при проведении испытаний; ввод эксплуатационных и доводочных регулировок; калибровка насоса-дозатора; считывание и редактирование информации от блока РДЦ-450 об аппаратных отказах, параметрах, вышедших за допуск, суммарной наработке – остаются без изменений, но дорабатываются с точки зрения расширения объема предоставляемой пользователю информации.

Приводится архитектура и дается краткое описание основных программных компонентов, входящих в состав программного обеспечения КПТО-450. Указывается, что для программного обеспечения КПТО-450 предусмотрены три уровня доступа: «Эксплуатант», «Изготовитель» и «Разработчик». Именно эти уровни доступа, а также соответствующие им логин и пароль пользователя, определяют функциональность программного обеспечения КПТО-450.

Приводится описание схемы защиты программного обеспечения КПТО-450 с использованием аппаратных USB-ключей, индивидуальных для каждого из уровней доступа. Описывается схема взаимодействия программных компонентов в зависимости от ключа и уровня доступа. Отдельно описываются особенности доступа к программе просмотра баз данных испытаний, которая является автономным модулем и может использоваться отдельно от остальных программ КПТО-450 со своим вариантом USB-ключа.

Дается краткая информация об аппаратно-программной платформе КПТО-450, сохранившей избыточность по каналам приема/передачи информации для будущих вариантов. Сообщается, что новый программный продукт получил Свидетельство о регистрации авторского права, проведена его стоимостная экспертиза, а первые образцы КПТО-450 подготовлены к поставке Заказчикам.

Ключевые слова: комплекс принадлежностей для технического обслуживания; газотурбинный двигатель; система автоматического управления; тарировка насоса-дозатора; эксплуатационные и доводочные регулировки; техническое обслуживание; электронный ключ.

Введение

АО «Элемент» как одно из головных предприятий Украины по научно-техническому направлению «Электронные системы измерения, контроля параметров и управления авиационными двигателями» уделяет серьезное внимание совершенствованию своих изделий, причем как электронных устройств, так и программного обеспечения. Особое место среди них занимает

контрольно-проверочная аппаратура (КПА) для семейства электронных систем автоматического управления (САУ) ГТД РДЦ-450: РДЦ-450М, РДЦ-450М-С, РДЦ-450М-Ви их вариантов.

Программно-аппаратная часть КПА-450 прошла достаточно длительный путь развития и совершенствования, серийно производится и поставляется ВС Украины, гражданским эксплуатирующим авиационным предприятиям

Украины и ряда иностранных государств. В то же время КПА-450 продолжает использоваться при приемо-сдаточных испытаниях РДЦ на самом предприятии, а также при испытаниях и доводке ГТД семейства АИ-450 на стендах ГП «Ивченко-Прогресс» и АО «Мотор Сич».

В процессе эксплуатации аппаратуры и программного обеспечения (ПО) КПА был выявлен ряд недостатков, но самое главное, что многими пользователями была отмечена ее избыточная сложность. Причина этого кроется в том, что изначально КПА являлась инструментальным средством, рассчитанным на использование высококвалифицированными специалистами-разработчиками АО «Элемент» при доводке аппаратной и программной частей РДЦ-450. «Коммерческая» версия КПА-450 была создана на базе этой «домашней» путем удаления ненужных, например, для эксплуатации, функций. При этом проявились другие, чисто организационные проблемы – многообразие версий и исполнений КПА, что усложняло документирование, сопровождение и доработку изделия.

Поэтому совместно с ГП «Ивченко-Прогресс» была предложена концепция своеобразного «ребрендинга» КПА под новым названием – комплект принадлежностей для технического обслуживания регуляторов семейства РДЦ-450 – КПТО-450. Такая смена названия определяла ориентацию КПТО на основного пользователя – эксплуатанта двигателя и РДЦ.



Рис. 1. Общий вид КПТО-450

ПО КПТО должно было сохранить полный набор функций ПО КПА, но предоставлять

доступ к этим функциям «дозированно» и фактически в зависимости от квалификации пользователя. Повышение «уровня» пользователя должно осуществляться не покупкой другой версии ПО, а лишь приобретением «разрешения» на доступ к дополнительным функциям. Переход к КПТО также упростил разработку новых его вариантов в связи с появлением новых модификаций двигателей АИ-450 и, соответственно, новых модификаций РДЦ-450. Для этого АО «Элемент» и ГП «Ивченко-Прогресс» совместно разработали единые Технические Требования к КПТО-450, отличающиеся только Приложениями, в которых описывались особенности той или иной модификации РДЦ-450.

Предлагаемая статья является описанием архитектуры, состава и функциональных возможностей нового продукта АО «Элемент» – КПТО-450.

1. Функции КПТО-450

Основные функции КПТО-450 остались практически без изменений [1]:

- ввод эксплуатационных и доводочных регулировок при корректировке законов управления двигателем;
- считывание и редактирование информации с блока РДЦ-450 об аппаратных отказах, о суммарной наработке и др.;
- регистрация и отображение на экране ПЭВМ параметров при проведении приемо-сдаточных и других наземных испытаний двигателя и САУ путем формирования и записи баз данных на основе цифровых параметров, выдаваемых блоком РДЦ-450 по последовательному каналу информационного обмена;
- просмотр и вывод на печать базы данных;
- сохранение базы данных на диск или файловый сервер;
- калибровка насоса-дозатора;
- настройка (редактор параметров, редактор протокола информационного обмена с внешними системами);
- помощь (справочная информация по ПО).

Отличием от КПА стала возможность использования этих функций в зависимости от уровня доступа.

Внешний вид поставочного комплекта КПТО-450 представлен на рис. 1.

2. Архитектура КПТО-450

По определению IEEE1472000.2000 архитектура ПО – это базовая организация системы, воплощенная в ее компонентах, их отношениях между собой и с окружением, а также принципы, определяющие проектирование и развитие системы.

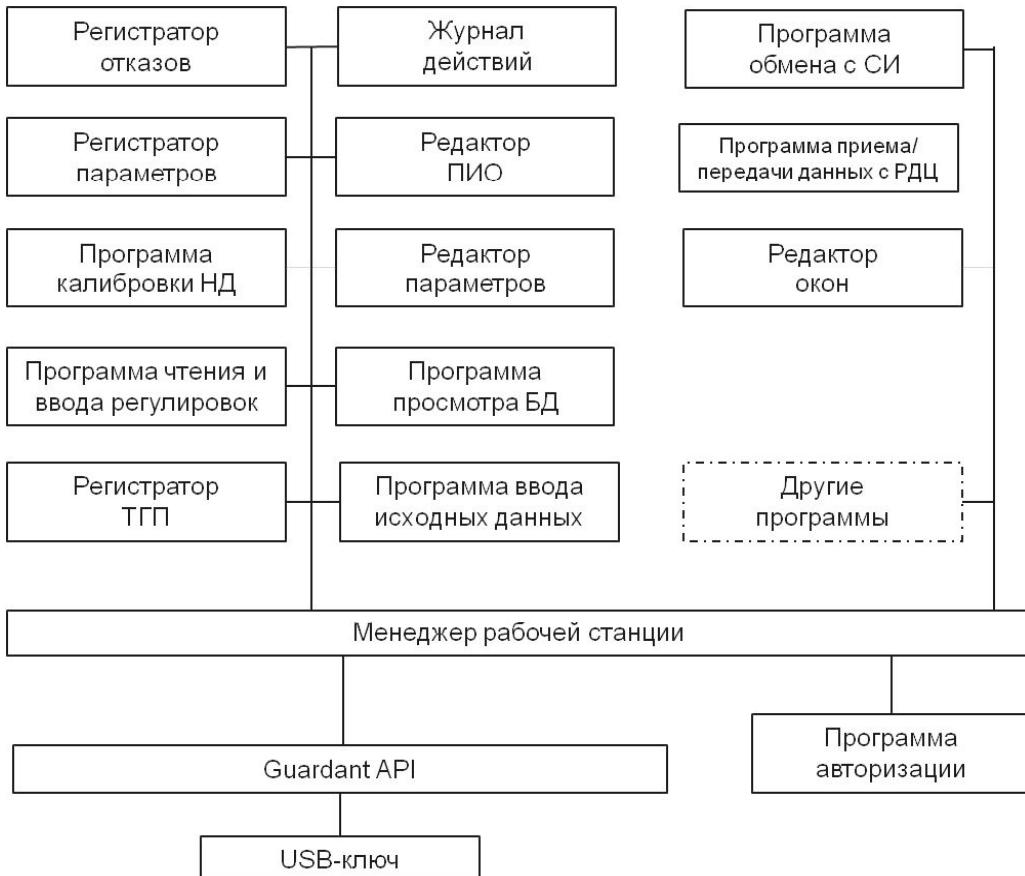


Рис. 2. Схема ПО КПТО-450

Архитектура ПО КПТО-450 по сравнению с КПА изменена в плане четкого разграничения уровней доступа: «Разработчик» (разработчик электронного цифрового регулятора РДЦ-450), «Изготовитель» (изготовитель двигателя АИ-450), «Эксплуатант» (все остальные пользователи).

В состав ПО КПТО-450 входят следующие основные компоненты:

- программа авторизации предназначена для идентификации и авторизации пользователя, а также для запуска менеджера рабочей станции;
- менеджер рабочей станции предназначен для инициализации и запуска программ КПТО-450, управления выполнением программ и синхронизации потоков данных;
- программа ввода исходных данных предназначена для ввода исходных данных о пользователе КПТО-450, а также информации об РДЦ, двигателе, объекте (ЛА, стенд);
- программа просмотра БД предназначена для просмотра базы данных испытаний в графической и табличной форме, вывода информации на печать, экспорта данных. Обеспечивается запись и чтение БД больших размеров (более 1 ГБ);
- редактор параметров предназначен для редактирования списка параметров и градуировки измерительных каналов;

- редактор ПИО предназначен для редактирования адресов, параметров, типов переменных и коэффициентов протокола информационного обмена РДЦ с внешними системами ЛА;

- журнал предназначен для просмотра электронного журнала сообщений;

- регистратор отказов предназначен для считывания содержимого регистратора отказов блока РДЦ и сохранения информации в виде файла;

- регистратор параметров предназначен для считывания содержимого регистратора параметров из блока РДЦ и сохранения информации в виде файла;

- регистратор ТГП предназначен для отображения данных, полученных при контроле технического состояния двигателя по тренду термогазодинамических параметров (ТГП);

- программа калибровки насоса-дозатора предназначена для выполнения калибровки измерительного канала положения дозирующего элемента насоса-дозатора;

- программа чтения и ввода регулировок предназначена для считывания и ввода эксплуатационных и доводочных регулировок блока РДЦ-450, сохранения считанных регулировок в виде файла на ПЭВМ с возможностью автоматического внесения регулировок в блок РДЦ-450, а также текстовой обработки;

- программа обмена со стендом-имитатором (СИ) предназначена для приема и передачи команд и сигналов, в том числе имитации неисправностей, необходимых для проверки функционирования РДЦ-450 с составе силовой установки ЛА;

- программа приема-передачи данных РДЦ обеспечивает прием и передачу данных от РДЦ по протоколу TCP/IP через устройство сопряжения (УС).

Схема ПО КПТО-450 представлена на рис.2. Ниже описаны новые возможности ПО КПТО-450.

При старте ПО КПТО-450, после программы авторизации, автоматически загружается окно программы ввода исходных данных, в котором вводятся номер двигателя, номер РДЦ, номер насоса-дозатора, сведения о номере ЛА и данные пользователя.

В ПО КПТО-450 предусмотрен прием данных о номере РДЦ-450, версиях ПО и номерах модулей центрального процессора, ПЛИС и периферийных модулей, входящих в состав РДЦ-450, непосредственно из регулятора РДЦ-450. Полученные из РДЦ данные индицируются в формате строки на панели менеджера рабочей станции и могут быть представлены подробно в отдельном окне, вызываемом при наведении курсора мыши на специально предусмотренную пиктограмму.

Номер РДЦ-450, считанный из регулятора, используется при формировании имени файла пользовательской БД, что упрощает ее идентификацию.

В течение сеанса работы с КПТО-450 сообщения о действиях персонала, изменениях в исходных данных, регулировках, отказах записываются в специальный журнал сообщений. В программе ведения журнала предусмотрена защита от подмены (искажения) информации. Сообщения в электронном журнале хранятся в кодированном виде и не подлежат редактированию. Доступен просмотр сообщений с

использованием фильтров и вывод сообщений на печать.

В программе чтения и ввода регулировок перечень параметров, доступных в окне эксплуатационных и доводочных регулировок, определяется уровнем доступа пользователя. Для уровня доступа «Эксплуатант» работа с регулировками запрещена, а для уровня «Изготовитель» ограничена группами параметров «Эксплуатационные» и «Наработка». Полный доступ к регулировкам возможен только в режиме «Разработчик». При изменении значения регулировки информация о старом и новом значениях, дате и времени изменения и пользователе, задавшем новое значение, сохраняется в бинарном файле и отображается в графическом окне работы с регулировками. В программу работы с регулировками добавлена возможность сравнения значений регулировок в 1-м и 2-м каналах РДЦ-450.

В протоколы регистрации регулировок и в протоколы регистратора параметров, регистратора отказов и регистратора ТГП добавлена информация о номере РДЦ-450, считанном из регулятора.

Сохранена важная особенность «старого» КПА-450М – возможность одновременной работы с двумя блоками РДЦ-450, управляемыми двумя двигателями АИ-450, которые входят в состав силовой установки вертолета Ми-2М/МСБ-2.

3. Уровни доступа и защита

ПО КПТО-450 реализовано в виде одной версии, но доступность функций и компонентов определяется уровнем доступа (Таблица 1). Для уровня доступа «Разработчик» предусмотрен наиболее полный набор функциональности ПО. Уровень доступа «Эксплуатант» обеспечивает ограниченную функциональность, достаточную для технического обслуживания регуляторов семейства РДЦ-450 в условиях эксплуатации.

Таблица 1. Список функций и программ ПО КПТО и степень их доступности для каждого уровня доступа

Доступность функции или программы	Разработчик	Изготовитель	Эксплуатант
1 Запись БД	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
2 Просмотр и анализ БД	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
3 Ввод исходных данных	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
4 Редактор протокола информационного обмена	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
5 Редактор окон	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
6 Редактор списка параметров	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
7 Журнал	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
8 Регистратор отказов	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
9 Регистратор параметров	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
10 Регистратор газодинамических параметров	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
11 Работа с эксплуатационными регулировками	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
12 Работа с доводочными регулировками	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
13 Калибровка насоса-дозатора	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>
14 Наличие аппаратного USB-ключа	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Уровень доступа пользователя ПО КПТО-450 определяется введенным логином и паролем и подтверждается кодом, полученным в результате алгоритмической обработки данных из аппаратного USB-ключа, входящего в состав КПТО [2].

Электронные ключи используются для уровней доступа «Разработчик» и «Изготовитель». Для каждого из уровней доступа используется свой ключ с отдельным массивом контрольных данных, зашифрованных в нем. Для уровня доступа «Эксплуатант» электронный ключ не используется.

В КПТО применены USB-ключи Guardant Stealth II (рис. 3). При разработке ПО для работы с ключами использовались библиотеки производителя ключей Guardant API.



Рис. 3. Электронный ключ

Первая проверка наличия ключа выполняется на этапе авторизации пользователя при запуске ПО КПТО-450. После ввода логина и пароля уровня доступа «Разработчик» или «Изготовитель» программа авторизации обращается к ключу для подтверждения уровня доступа. Если права пользователя не подтверждаются ключом, выдается предупреждение об автоматическом переходе на уровень доступа «Эксплуатант», в котором функциональность программного обеспечения ограничена. При успешном прохождении проверки прав доступа работа продолжается на уровне, соответствующем логину и паролю пользователя.

После запуска программы менеджера рабочей станции уровня «Разработчик» или «Изготовитель» проверка наличия электронного ключа, а также считывание из него контрольных данных и их обработка происходят с периодом 5 с. Если уровень доступа не подтверждается при очередной проверке, выдается сообщение об ошибке и работа КПТО-450 прекращается.

Программа просмотра БД может быть запущена из меню менеджера рабочей станции уровня «Разработчик» или «Изготовитель». В этом случае контроль ключа продолжает выполняться менеджером. При автономном запуске программы просмотра БД работу с клю-

ром последняя осуществляют самостоятельно. Происходит поиск и проверка данных из трех возможных ключей: для уровней «Разработчик», «Изготовитель» и отдельного ключа, специально предназначенного для программы просмотра БД. Если ни один из трех ключей не обнаружен, программа выдает сообщение об ошибке и закрывается.

При автономной работе программы просмотра БД проверка наличия электронного ключа и считывание из него контрольных данных происходит, как и в программе менеджера рабочей станции, с периодом 5 секунд.

4. Аппаратно-программная платформа КПТО-450

Структура аппаратно-программной платформы КПТО-450 по сравнению с КПА-450 практически не изменилась – это ПО, предназначенное для исполнения на стационарном или переносном ПК (типа «Notebook»), и УС, выполняющее согласование интерфейса ПК Ethernet 10/100BaseT и интерфейса блока РДЦ ARINC-429.

Время непрерывной работы КПТО-450 – 23 ч, с последующим перерывом на 1 ч.

В состав УС входят [2]:

- четыре канала приемников ARINC-429 (100 кбит/с);
- четыре канала передатчиков ARINC-429 (100 кбит/с);
- интерфейс Ethernet 10/100BaseT.

Для обеспечения связи УС с блоком РДЦ и ПК используются специальные интерфейсные кабели.

Корпус УС – пыле- и влагозащищенный – допускает работу при температуре окружающей среды от -20 до +55°C. Масса УС в комплекте с поставляемыми кабелями не превышает 3 кг. Масса самого УС – около 1 кг.

Конструкция, схема питания и подключения, элементная база, внешний вид, размеры и масса УС не изменились [3, 4].

Введена жесткая привязка УС к ПО КПТО-450. Для этого в УС используются два восьмиразрядных DIP-переключателя, а соответствующий им код передается и анализируется в ПО.

Заключение

Необходимо отметить, что процесс совершенствования ПО практически бесконечен. Не является исключением и ПО КПА-450 и КПТО-450. Для АО «Элемент» появление КПТО-450 является шагом вперед по сравнению с КПА-450, о чем говорилось выше. Правильность нашего решения подтвердит только практика, а точнее, положительные отзывы наших Заказчиков и пользователей.

Разработка КПТО-450 практически завершена, выполнено тестирование и отработка ПО на стенде-имитаторе в АО “Элемент”. К моменту написания статьи получено Свидетельство о регистрации авторского права на ПО КПТО-450 и проведена экспертная оценка его стоимости. В ближайшие месяцы начнется серийное производство и поставка КПТО-450 Заказчикам.

Литература

1. Нерубасский В. В. Песпективы развития контрольно-проверочной аппаратуры для семейства электронных САУ АО “Элемент” [Текст] / В. В. Нерубасский, И. К. Лопашенко

// Авиационно-космическая техника и технология. - 2017. - № 8 (143). - С. 139-142.

2. Защита и лицензирование [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://dev.guardant.ru/pages/> viewpage.action?pageId=20414482.-03.02.2019 г.

3. Контрольно-проверочная аппаратура КПА-450М. Руководство по эксплуатации. АХША.426477.001-01 РЭ [Текст] // АО “Элемент”. – 2012. – 18 с.

4. Контрольно-проверочная аппаратура КПА-450М блока РДЦ-450М. Программное изделие. Руководство оператора. АХША.68000-02 34 01 [Текст] // АО “Элемент”. – 2017. – 103 с.

Поступила в редакцию 30.05.2019

Н.М. Лопунова, В.В. Нерубаський. Архітектура захищеного програмного забезпечення комплекта приладдя для технічного обслуговування регуляторів родини РДЦ-450 АТ «ЕЛЕМЕНТ»

У вступній частині статті наводиться коротка інформація про попередника КПТО-450 - контрольно-перевірочної апаратури КПА-450, вказуються її недоліки і проблеми. Багатома відзначена надмірна складність програмного забезпечення КПА-450. Обґрутується необхідність створення нового продукту - комплекту приладдя для технічного обслуговування регуляторів сімейства РДЦ-450 - КПТО-450, краще пристосованого для користувачів з різними вимогами до функціональності.

Детально описуються функції і приводиться зовнішній вигляд поставного комплекту КПТО-450. Відзначається, що основні функції - відображення на екрані ПЕОМ параметрів при проведенні випробувань; введення експлуатаційних і доводочних регулювань; калібрування насоса-дозатора; читування і редагування інформації від блоку РДЦ-450 про апаратні відмови, по параметрах, які вийшли за допуск, сумарного напрацювання - залишаються без змін, але допрацьовуються з точки зору розширення обсягу наданої користувачу інформації.

Наводиться архітектура і дається короткий опис основних програмних компонентів, що входять до складу програмного забезпечення КПТО-450. Вказується, що для програмного забезпечення КПТО-450 передбачені три рівні доступу: «Експлуатант», «Виробник» і «Розробник». Саме ці рівні доступу, а також відповідні їм логін і пароль користувача, визначають функціональність програмного забезпечення КПТО-450.

Наводиться опис схеми захисту програмного забезпечення КПТО-450 з використанням апаратних USB-ключів, індивідуальних для різних рівнів доступу. Описується схема взаємодії програмних компонентів в залежності від ключа і рівня доступу. окремо описуються особливості доступу до програми перегляду баз даних випробувань, яка є автономним модулем і може використовуватися окремо від інших програм КПТО-450 зі своїм варіантом USB-ключа.

Дається коротка інформація про апаратно-програмну платформу КПТО-450, що зберегла надмірність по каналах прийому / передачі інформації для майбутніх варіантів. Повідомляється, що новий програмний продукт отримав Свідоцтво про реєстрацію авторського права, проведена його вартісна експертиза, а перші зразки КПТО-450 підготовлені до постачання Замовникам.

Ключові слова: комплект приладдя для технічного обслуговування; газотурбінний двигун; система автоматичного керування; тарирування насоса-дозатора; експлуатаційні та доводочні регулюровки; технічне обслуговування; електронний ключ

N.N. Lopunova, V.V. Nerubaskyi. Protected software architecture for JSC «ELEMENT» RDTs-450 family regulators maintenance accessory kit

Introductory part of the article provides a brief information about the predecessor KPTO-450 - test equipment KPA-450, identifies its shortcomings and problems. Many have noted the excessive complexity of the KPA-450 software. It justifies the need to create a new product - a maintenance accessory kit for RDC-450 family regulators - KPTO-450, better adapted for users with different requirements for functionality.

The functions and the appearance of the delivery kit KPTO-450 are described in detail. It is noted that the main functions are the display on the screen of the PC parameters during the tests; input of operational and finishing adjustments; calibration of the metering pump; reading and editing information from the RDC-450 on hardware failures, parameters passed for admission, total operating time remain unchanged, but are refined from the point of view of expanding the amount of information provided to the user.

The architecture is given and a brief description of the main software components included in the KPTO-450 software is given. It is indicated that for KPTO-450 software there are three levels of access: «Operator», «Manufacturer» and «Developer». It is these access levels, as well as the corresponding username and user password, that determine the functionality of the KPTO-450 software.

A description is given of the protection scheme of the KPTO-450 software using USB hardware keys, which are individual for different access levels. The scheme of interaction of software components depending on the key and access level is described. Separately describes the features of access to the test database viewer program, which is a stand-alone module and can be used separately from other KPTO-450 programs with its own USB dongle option.

A brief information is given on the KPTO-450 hardware and software platform, which has preserved redundancy through information receiving / transmitting channels for future options. It is reported that the new software product has received a copyright registration certificate, its valuation expertise has been conducted, and the first samples of KPTO-450 have been prepared for delivery to Customers.

Key words: maintenance accessory kit; gas turbine engine; automatic control system; metering pump calibration; operational and development regulations; maintenance; electronic key.

References

1. Nerubasskii V.V., Lopashchenko I.K. Pespektivny razvitiyu kontrol'no-proverochnoi apparatury dlya semeistva elektronnykh SAU AO "Element" [The future of the checkout equipment for the family of ECU developed by JSC "Element"]. Aviationsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya Publ., 2017, no.8 (143), pp.139-142.
2. Zashchita i litsenzirovanie [Protection and Licensing] Available at: <https://dev.guardant.ru/pages/viewpage.action?pageId=20414482..03.02.2019> g.
3. Kontrol'no-proverochnaya apparatura KPA-450M. Rukovodstvo po ekspluatatsii. AKh-ShA.426477.001-01 RE [Control-Test equipment KPA-450M. Maintenance manual]. Odessa, AO "Ele-ment", 2012.18 p.
4. Kontrol'no-proverochnaya apparatura KPA-450M bloka RDTs-450M. Programmnoe izdelie. Rukovodstvo operatora. AKhShA.68000-02 34 01 [Control-Test equipment KPA-450M of RDTz-450M ECU, Software product.Operator's manual]. Odessa, AO "Element", 2017.103 p.

УДК 629.735.083.03.004.58:004.801.3(045)

Кулик М. С.	д-р техн. наук, професор, зав. кафедри авіаційних двигунів аерокосмічного факультета Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: kms@nau.edu.com;
Якушенко О. С.	канд. техн. наук, ст. наук. сотрудник, доцент кафедри авіаційних двигунів аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: yyysss@i.ua;
Попов О. В.	канд. техн. наук, доцент, зав. кафедри збереження льотної придатності авіаційної техніки аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету, Київ, Україна, e-mail: popov@nau.edu.ua, popche75@gmail.com;
Мірзоєв А. Дж.	канд. техн. наук, ст. наук. сотрудник, кафедра літальних апаратів і авіаційних двигунів Національної академії авіації Азербайджана, Баку, Азербайджан, e-mail: azermirzoyev@gmail.com;
Чумак О. І.	зас. генерального директора ТОВ "Авіаремонтне підприємство "УРАРП", Київ, Україна, e-mail: chumak113@ukr.net;
Охмакевич В. М.	наук. співробітник, старший викладач кафедри авіаційних двигунів аерокосмічного факультету Національного авіаційного університету, e-mail: vnakuka@ukr.net

РОЗРОБКА МЕТОДУ ОТРИМАННЯ ДАНИХ ДЛЯ НАВЧАННЯ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ ВИЗНАЧЕННЮ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ГАЗОПЕРЕКАЧУВАЛЬНИХ АГРЕГАТІВ

Одним з перспективних шляхів підвищення ефективності оцінки технічного стану газоперекачувальних агрегатів є використання засобів та методів штучного інтелекту на базі нейронних мереж. Для того, щоб така мережа почала працювати, її необхідно попередньо навчити, використовуючи заздалегідь підготовлені навчальні приклади. Ці дані повинні повно характеризувати роботу об'єкта в широкому діапазоні режимів роботи та при різному технічному стані вузлів, що діагностуються. Слід зазначати, що необхідно мати аналогічний набір даних для контролю якості навчання нейронної мережі. Для якісного навчання мережі розпізнанню одного типу несправностей необхідно мати набір, що містить від 20-200 і більш навчальних прикладів. Одержання такої інформації в експлуатації або при стендових випробуваннях є досить тривалим або дорогим процесом. Розроблено метод одержання навчального і контрольного наборів даних. Набори призначені для навчання статичної нейронної мережі розпізнаванню одиночних і множинних несправностей конструктивних вузлів проточної частини газотурбінного двигуна й газоперекачувального агрегату. Метод дозволяє одержувати набори параметрів робочого процесу, що характеризують роботу об'єкта з різним технічним станом проточної частини, вплив помилок вимірювання об'єкта в широкому діапазоні режимів і зовнішніх умов. Для газоперекачувального агрегату додатково враховується склад газу, що перекачується. Для одержання необхідних параметрів використовується математична модель робочого процесу об'єкта другого рівня складності. Набори характеризують роботу справних об'єктів і об'єктів, що мають значні несправності каскадів компресорів, турбін і камери згоряння, а, у випадку газоперекачувального агрегату, і його нагнітача. Розглянуто два варіанти формування наборів: з використанням вимірюваних параметрів робочого процесу об'єкту; з використанням відхилень вимірюваних параметрів від еталонних значень та параметрів, які використано як режимні у математичній моделі робочого процесу. Даний підхід дозволяє здійснювати класифікацію технічного стану об'єкту з глибиною діагностування до конструктивного вузла.

Ключові слова: діагностування, нейронна мережа, навчальна множина, контрольна множина, газотурбінний, газоперекачувальний агрегат.

Вступ

Одним із шляхів зменшення навантаження експерта, а також підвищення якості та

оперативності діагностування газоперекачувальних агрегатів (ГПА), що складаються з газотурбінного двигуна і нагнітача, є автома-

тизований аналіз параметрів функціонування, реалізований в рамках комп'ютерної діагностичної системи. Одним з перспектививних методів визначення технічного стану (ТС) об'єкта є його діагностування за допомогою нейронних мереж (НМ) [1, 2].

Результатом нейромережевого діагностичного аналізу експлуатаційної інформації може бути:

- віднесення підконтрольного об'єкта до одного з класів технічного стану (наприклад, справні двигуни і двигуни, які мають несправність у вузлі компресора або турбіни);
- визначення параметрів, що характеризують ТС об'єкта (наприклад, зміна ККД компресора щодо стандартного значення).

Якщо говорити про діагностику на базі нейронних мереж, то для того, щоб мережа почала працювати, її необхідно попередньо навчити, використовуючи заздалегідь підготовлені приклади (портрети). Особливістю НМ є її схильність до перенавчання. При перенавчанні мережа точно описує навчальний набір даних, але погано описує дані, які не ввійшли в цей набір. Для вирішення цієї проблеми може бути використано метод трьох наборів даних [2].

У більш загальному методі трьох наборів навчання НМ проводиться з використанням первого (навчального) набору. При досягненні необхідної точності розпізнавання ТС навчання припиняється і на вход навченій мережі подається другий (контрольний) набір і оцінюється коректність його розпізнавання.

У разі якщо оцінка точності, отримана для цього набору, набагато гірше отриманої для навчального набору, можна говорити про перенавчання НМ. При цьому структура мережі повинна бути змінена і проведено її повторне навчання. Таким чином, контрольний набір фактично включається в контур навчання. Тому, після досягнення необхідної точності роботи мережі на контролюному наборі, роботу мережі необхідно ще раз перевірити на третьому (тестовому) наборі. Цей набір не повинен використовуватися більше одного разу.

Інформація в наборах повинна досить повно представляти всі розглянуті типи ТС об'єкта (справний об'єкт, об'єкт, що має розглянуті типи несправностей) і, при необхідності, умови і режими роботи об'єкта.

Як джерело таких наборів даних використовується експлуатаційна інформація або результати математичного моделювання.

Слід зазначити, що для навчання мережі розпізнаванню кожного класу ТС необхідно мати 20-200 і більше розрахункових точок (прикладів). Кожна така точка включає в себе діагностичну інформацію (вимірювані параметри функціонування) для однієї з можливих комбінацій характеристик основних вузлів ГПА при їх справному або несправному стані.

Отримання такої інформації в експлуатації, з огляду на низьку частоту виникнення серйозних несправностей і, тим більше, їх комбінацій, процес досить тривалий. Отримання ж такої інформації при натурних випробуваннях є досить дорогим процесом.

Єдиним реальним джерелом основного обсягу інформації можуть бути тільки результати чисельного експерименту з використанням математичної моделі робочого процесу (ММРП) об'єкта. Інформація про роботу ГПА з реальними несправностями проточної частини (ПЧ), отримана при натурному моделюванні або шляхом збору експлуатаційної інформації, може бути використана тільки для формування тестового набору.

2. Аналіз літературних даних і постановка завдання

Для формування наборів використовуються два підходи. Перший підхід передбачає збір інформації про роботу справних двигунів і двигунів, що мають істотні несправності ПЧ. У ряді робіт для отримання таких даних запропоновано проводити експерименти з використанням випробувальних стендів. При цьому штучно вносяться несправності в систему вимірювання двигуна [3] або в його ПЧ задля отримання дросельних характеристик та значення діагностичних ознак двигуна, що досліджується [4]. Наприклад, згідно даних [5] з урахуванням даних (табл. 1) формується комбінація станів конструктивних вузлів ПЧ, відмінних від справного стану ПЧ. Тут знак «+» вказує на наявність того, чи іншого пошкодження. Далі, за результатами випробувань отримують значення параметрів робочого процесу, або діагностичних відхилень (ДВ), отриманих за допомогою математичної моделі об'єкту досліджень (рис. 1).

Таблиця 1. Комбінації технічного стану ПЧ двигуна

Стан	1	2	3	4	5	6	7	8
Шорсткість лопаток вхідного напрямного апарату	+	-	+	+	+	-	+	-
Шорсткість лопаток компресора низького тиску	+	+	+	-	+	-	+	+
Шорсткість лопаток турбіни низького тиску	-	+	+	+	+	+	-	+
Закоксованість паливної форсунки	-	-	-	+	+	+	+	+

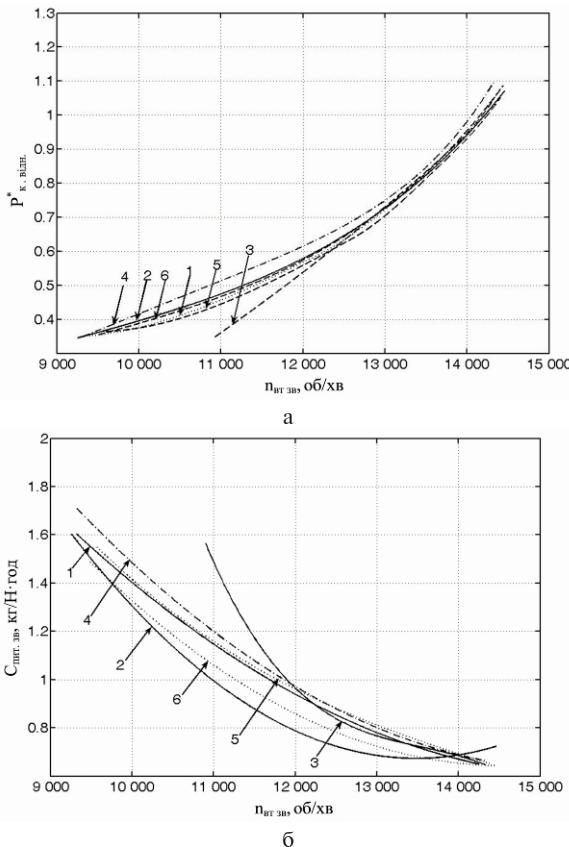


Рис. 1. Динаміка зміни відносного повного тиску за КВТ а - та питомої витрати палива; б - залежно від ТС ПЧ: 1 – шорсткість лопаток вхідного напрямного апарату (ВНА) і КНТ; 2 – шорсткість лопаток КНТ і ТНТ; 3 – шорсткість лопаток КНТ, ТНТ і ВНА; 4 – шорсткість лопаток КНТ, ТНТ і заглушена паливна форсунка; 5 – шорсткість лопаток КНТ, ТНТ, ВНА і заглушена паливна форсунка; 6 – шорсткість лопаток ТНТ і заглушена паливна форсунка

При цьому, основні вимірювані параметри робочого процесу (ПРП): $P_{\text{вл}}^*$ – повний тиск за компресором низького тиску (КНТ), P_{k}^* – повний тиск за компресором високого тиску (КВТ), P_{t}^* – повний тиск за турбіною низького тиску, $T_{\text{вл}}^*$ – температура за КНТ, T_{k}^* – температура за КВТ, T_{t}^* – температура за ТНТ, $G_{\text{пал}}$ – витрата палива, R – тяга. Діагностичним режимом було обрано режим $n_{\text{вт зв.}} = 14250$ об/хв, що приблизно відповідає експлуатаційному режиму 0,85 номінального. Слід зазначати, що в умовах стендових досліджень використався двигун Аи-25, який відрізнявся від серійного додатково встановленими засобами контролю ПРП з метою більш детального вивчення впливу модельованих пошкоджень на ПРП.

Згідно з плануванням експерименту (див. табл. 1), було запропоновано код ТС, котрий відображає комбінацію між конструктивними

вузлами ПЧ, наприклад: 07 – відповідає стану 1; 13 – 2; 14 – 3; 18 – 4; 15 – 5; 17 – 6; 08 – 7; 16 – 8. У табл. 2 наведені результати обробки результатів експерименту з визначенням відхилень деякого комплексу необхідних ДВ.

Таблиця 2. Відносне відхилення ДВ у відсотках

ДВ	Код технічного стану					
	07	13	14	18	15	17
$\Delta\eta_{\text{TH}}^*$	1,83	3,10	1,21	0,28	2,23	3,48
$\Delta\eta_{\text{KB}}^*$	8,83	8,52	8,73	9,33	10,1	7,97
$\Delta\pi_{\text{KB}}^*$	0,66	0,75	1,73	4,28	0,72	1,73
$\Delta C_{\text{пит}}$	6,50	12,9	4,38	3,87	5,4	1,95

На рис. 1 наведено графіки, які демонструють характер зміни ДВ на п'яти сталих режимах роботи двигуна від «малого газу» до 0,85 номінального, з проміжними режимами 0,4 ном., 0,6 ном. та 0,7 номінального. Графіки приведено з урахуванням ТС конструктивних вузлів ПЧ.

Недоліком такого підходу до формування навчального набору є висока вартість проведення робіт, необхідність наявності випробувальних стендів і двигуна, в який вносяться несправності.

Робота [6] присвячена питанням створення НМ для передбачення значення температури газів за турбіною авіаційного ГТД. Для навчання мережі використана експлуатаційна інформація про роботу справного двигуна. Даний підхід ефективний для виявлення простих несправностей, але не забезпечує діагностування «до конструктивного вузла» складних технічних об'єктів.

Другий підхід передбачає використання методів математичного моделювання для отримання необхідного обсягу інформації.

В роботі [7] наведено метод отримання навчального і контрольного наборів даних. Недоліком описаного методу є використання спрощеної лінеарізованої моделі, що дозволяє розрахувати зміну вимірювальних параметрів в залежності від зміни параметрів ТС об'єкта.

В роботі [8] надано досить докладний опис методу підготовки мережі з використанням методу двох наборів. Питання ж формування навчальних наборів в цих роботах розглядаються лише в дуже стислій формі.

Як можна бачити з аналізу розглянутих робіт, вони містять неповний, фрагментарний опис методу отримання необхідних наборів даних. Крім того, в частині робіт при розробці самого методу вводяться значні спрощення і припущення.

При цьому в більшості з перерахованих робіт залишилися невирішеними питання, пов'язані з урахуванням впливу похибок вимірювання. Можна відзначити, що основний масив робіт в області штучного інтелекту відноситься до питань діагностування авіаційних ГТД і парових турбін. Питання ж діагностики ГПА розглядаються рідко.

3. Мета і завдання дослідження

Метою роботи є розробка методу проведення чисельного експерименту для отримання навчального і контрольного наборів для навчання статичної НМ діагностування ПЧ газоперекачувальних агрегатів.

При розробці методу проведення чисельного експерименту необхідно вирішити такі завдання:

- розробити алгоритм, що враховує в експерименті зміну ТС об'єкта;
- розробити алгоритм, що враховує в експерименті зміну режимів роботи і зовнішніх умов експлуатації ГПА;
- розробити алгоритм, що враховує в експерименті вплив похибок вимірювання параметрів;
- розробити алгоритм, що враховує в експерименті довільний хімічний склад робочого тіла в нагнітачі ГПА і його палива;
- об'єднати розроблені алгоритми в єдиний метод проведення чисельного експерименту.

4. Метод отримання набору даних для навчання нейронної мережі діагностуванню проточної частини газоперекачувального агрегату

4.1. Загальна характеристика набору даних

Всі згадані вище набори представляють собою матриці. Кожен рядок такої матриці (розрахункова точка, навчальний приклад (портрет)) являє собою набір даних, що характеризує роботу конкретного об'єкта на заданому режимі в заданих зовнішніх умовах. При цьому розрахункова точка складається з двох частин:

- перша частина включає вихідну інформацію, необхідну для роботи нейронної мережі (вимірювані ПРП або їх відхилення від стандартних значень);
- друга частина складається з очікуваних виходів НМ (маркери, що вказують до якого класу / класів відноситься ця точка, або параметри, які чисельно характеризують ТС об'єкта).

При отриманні наборів даних доцільно застосовувати нелінійну ММРП другого рівня складності [9, 10], що використовує формальний опис характеристик основних елементів ПЧ ГПА (компресори, камера згоряння, турбіни, нагнітач).

Під час експерименту вектор режимних параметрів моделі \mathbf{R} надається до входу ММРП двигуна з заздалегідь визначенням ТС його конструктивних вузлів. Шукані ПРП реєструються на виході моделі. Як діагностичні параметри при навчанні мережі можуть бути використані самі вимірювані параметри, їх відносні значення \bar{D}_i :

$$\bar{D}_i = \frac{P_i - P_i^s}{P_i^s}, \quad (1)$$

або абсолюті D діагностичні відхилення:

$$D_i = P_i - P_i^s, \quad (2)$$

де P_i, P_i^s – значення i -го параметра, відповідно, ГПА, що діагностується, та стандартного двигуна на одному й тому ж режимі та в однакових умовах роботи.

Вектора, складені з цих параметрів, розраховуються з використанням ММРП.

$$\mathbf{P} = F(\mathbf{R}, 0), \mathbf{P}^s = F(\mathbf{R}, \Delta \mathbf{a}), \quad (3)$$

де $\Delta \mathbf{a}$ – набір (вектор) параметрів ММРП, що визначають відмінність характеристик елементів ПЧ об'єкту що моделюється від стандартних;

$F(*)$ – ММРП об'єкту.

При використанні ДВ в набір також можуть бути додані всі або частина режимних параметрів \mathbf{R} . Умовою включення в набір j -го режимного параметра є його суттєва кореляція з отриманим ДВ.

При використанні замість ДВ самих значень параметрів усі режимні параметри \mathbf{R} , що реєструються, обов'язково додаються до набору.

4.2. Урахування технічного стану об'єкту

Для отримання параметрів двигуна зі зміненою ПЧ, модель об'єкта $F(*)$ повинна дозволити проводити коригування функціональних характеристик елементів його ПЧ. Одним з методів такого коригування є масштабування характеристик вузлів [9, 10]. Наприклад, для отримання індивідуальної функціональної характеристики турбіни в цьому методі використовуються залежності:

$$A_T = (1 + \Delta a_A) A_T^0 \left(\left(\frac{\lambda_T}{(1 + \Delta a_\lambda)} \right), \left(\frac{\pi_T^*}{(1 + \Delta a_\pi)} \right) \right), \quad (4)$$

$$\eta_T^* = (1 + \Delta a_\eta) \eta_T^{*0} \left(\left(\frac{\lambda_T}{(1 + \Delta a_\lambda)} \right), \left(\frac{\pi_T^*}{(1 + \Delta a_\pi)} \right) \right),$$

де A_t — параметр витрати турбіни;

η_t^* , π_t^* — коефіцієнт корисної дії та ступень зниження повного тиску в турбіні;

λ_t — зведенна колова швидкість турбіни;

A_t^0 , η_t^{*0} — функціональні характеристики турбіни стандартного двигуна (рис.2);

$(1 + \Delta a_\lambda)$, $(1 + \Delta a_\pi)$, $(1 + \Delta a_A)$, $(1 + \Delta a_\eta)$ — масштабні коефіцієнти, відповідно, при λ_t , π_t^* , A_t та η_t^* .

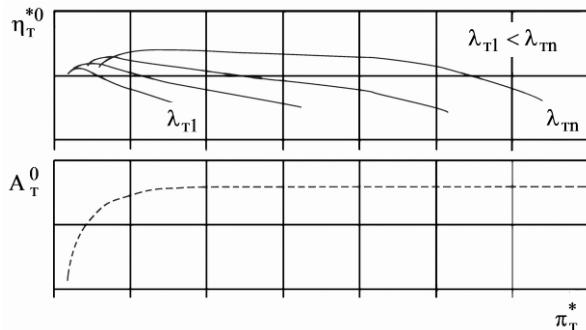


Рис. 2. Приклад стандартних функціональних залежностей пропускної здатності A_t^0 і ККД η_t^{*0} від степені зниження тиску π_t^* при різних значеннях зведененої колової швидкості λ_t для турбіни газотурбінного двигуна

Для стандартного двигуна всі елементи вектора Δa дорівнюють нулю.

Для опису ТС кожного елемента ПЧ обрано два коригувальних масштабні коефіцієнти, один з яких буде вважатися основним, другий — допоміжним. Обидва коефіцієнти є випадковими числами. Закон

розподілу основного коефіцієнта Δa_k^m для k -го класу ТС залежить від несправності, що розглядається.

Для його моделювання в роботі [1] пропонується використовувати нормальній і рівномірний розподіл. У роботах же [7, 11] вказується, що використання рівномірного розподілу забезпечує краще представлення об'єктів з різним ступенем прояву несправності. Крім того, цей розподіл забезпечує більшу кількість даних в найбільш складних для класифікації областях біля кордонів класів. З огляду на це, прийнято, що основний коефіцієнт має рівномірний розподіл і може змінюватися в межах Δa_k^{\min} , Δa_k^{\max} .

Отже значення цього коефіцієнту для k -го класу:

$$\Delta a_k^m = \hat{f}_{uni}(\Delta a_k^{\max}, \Delta a_k^{\min}), \quad (5)$$

де \hat{f}_{uni} — генератор випадкових (псевдовипадкових) чисел, які підпорядковуються рівномірному закону з параметрами Δa_k^{\min} , Δa_k^{\max} .

При виникненні несправності у вузлі ПЧ зміна значень обраної пари коефіцієнтів має, як правило, значну кореляцію. З огляду на це прийнято, що допоміжний масштаб має статистичну залежність від основного.

При однона правленій зміні основного і додаткового масштабів (наприклад, зміна коефіцієнту корисної дії і витрати через компресор при його забрудненні) значення додаткових масштабів можуть бути задані як:

$$\Delta a_k^a = \hat{f}_{norm}\left(\frac{\Delta a_k^m, |\Delta a_k^m|}{K}\right), \quad (6)$$

де \hat{f}_{norm} — генератор випадкових чисел, які підпорядковуються нормальному закону (перший параметр — математичне очікування, другий — стандартне відхилення);

K — постійна;

Δa_k^m — поточне значення основного масштабу.

При протилежно напрямленій зміні основного і додаткового масштабів (наприклад, при прогарі / оплавленні лопаток турбіни зниження коефіцієнта корисної дії супроводжується підвищеннем витрати робочого тіла через турбіну) значення додаткових масштабів знаходяться по залежності

$$\Delta a_k^a = \hat{f}_{norm}\left(\frac{-\Delta a_k^m, |\Delta a_k^m|}{K}\right). \quad (7)$$

Значення параметра K в залежностях (6), (7) залежить від розглянутого класу ТС. Так, якщо виходить з даних роботи [12], при різних видах несправностей компресора (деформація лопаток і ПЧ, збільшення шорсткості) відношення додаткового масштабу до основного близьке до 1, але може змінюватися в залежності від діючих факторів в межах до 0,6-1,4. Виходячи з цього, при використанні в залежностях (6), (7) нормального розподілу можна для параметра K рекомендувати діапазон значень 4-8.

При необхідності навчити мережу розпізнавання ТС при одночасній появі двох

і більше несправностей значення масштабів визначаються аналогічно з урахуванням обраних класів ТС.

4.3. Урахування зовнішніх умов і режиму роботи

Для адекватного розпізнавання ТС НМ необхідно навчати, використовуючи дані, отримані для умов і режимів роботи, на яких буде проводитися діагностування. При цьому робота об'єкта на всіх діагностичних режимах повинна бути представлена однаково. Тоді значення j-го режимного параметра моделі буде задано як:

$$R_j = \hat{f}_{uni}(R_j^{\min}, R_j^{\max}), \quad (8)$$

де R_j^{\min} , R_j^{\max} – мінімальне та максимальне значення j-го режимного параметра на режимах діагностування.

4.4. Урахування складу палива та газу, що перекачується

Газоперекачувальний агрегат складається з двох основних частин: газотурбінна установка і нагнітач. Газотурбінна установка є, фактично, звичайним турбовальним приводом. Нагнітач – відцентровий компресор, що стискає і перекачує природний газ, який при цьому використовується і як паливо для приводу.

Природний газ добувається на різних родовищах і його склад може суттєво змінюватися. Це змінює в широких межах нижчу теплотворну здатність палива, ентальпію, ентропію і питому теплоємність робочого тіла установки (продукти згоряння) і нагнітача (газ, що перекачується) і, відповідно, робочий процес ГПА в цілому. Виходячи з даних [13] визначено можливий діапазон зміни складу газу (табл. 3). У разі, якщо газ проходить очистку від сполук сірки, відсоток сірководню в ньому можна прийняти рівним нулю.

При отриманні набору даних враховуються основні компоненти газу: метан, етан, пропан, вуглекислий газ, азот. Вміст l-го компонента (крім метану) визначається в зазначеніх межах (див. табл. 3).

Таблиця 3. Характеристика хімічного складу природного газу

Складові газу, що перекачується	Склад газу по масі (по об'єму), %							
	Метан	Етан	Пропан	Бутан	Пентан	Сірководень	Вуглекислий газ	Азот
Мінімальна кількість, Y^{\min}	40 (63.7)	0.1 (0.07)	0	0	0.2 (0.01)	0	0	1.1 (0.5)
Максимальна кількість, Y^{\max}	97.9 (99.2)	13.2 (8.8)	22.1 (12.6)	6.2 (2)	4.1 (3.4)	12.4 (3.2)	8.9 (5)	46 (26)

$$\hat{Y}_l = \hat{f}_{uni}(Y_l^{\min}, Y_l^{\max}). \quad (9)$$

Тоді вміст метану в газі:

$$\hat{Y}_{CH_4} = 1 - \sum_{l=2}^5 \hat{Y}_l = 1 - \hat{Y}_{C_2H_6} - \hat{Y}_{C_3H_8} - \hat{Y}_{CO_2} \hat{Y}_{N_2}, \quad (10)$$

де \hat{Y}_{CH_4} , $\hat{Y}_{C_2H_6}$, $\hat{Y}_{C_3H_8}$, \hat{Y}_{CO_2} , \hat{Y}_{N_2} – масові або об'ємні концентрації відповідних складових газу.

Слід зазначити, що склад газу так само є частиною вектора режимних параметрів. Його особливістю є те, що фактичний склад не завжди відомий. Досить часто як його характеристика використовується нижча теплота згоряння.

4.5. Урахування похибок вимірювання параметрів

Похибки і грубі помилки вимірювання є останнім чинником, який може бути врахованій при отриманні наборів для навчання НМ.

Для отримання параметрів P , P^s , що входять у формули (1) і (2), можуть бути використані залежності:

$$\Delta \hat{R}_j = \hat{f}_{norm} \left(0, \Delta R_j^{\max} \right) / 3, \quad j = 1, n_r, \quad (11)$$

$$\hat{R} = R + \Delta \hat{R}, \quad (12)$$

$$\Delta P_i = \hat{f}_{norm} \left(0, \Delta P_i^{\max} \right) / 3, \quad i = 1, n_p, \quad (13)$$

$$\hat{P} = F(\hat{R}, 0) + \Delta \hat{P}, \quad (14)$$

$$\Delta \hat{P}^s = F(\hat{R}, \Delta a), \quad (15)$$

де $\Delta \hat{R}$, $\Delta \hat{P}^s$ – значення параметрів, відповідно, ГПА що діагностується та стандартного, які містять похибки вимірювання;

ΔR_j^{\max} , ΔP_i^{\max} – максимальна похибка вимірювання відповідно j-го режимного й i-го параметра, що діагностується (паспортні характеристики засобу вимірювання);

n_r , n_p – кількість, відповідно, режимних та діагностичних параметрів.

В залежностях (11), (13) прийнято, що помилки вимірювання не мають систематичної складової та розподілені за нормальним законом.

4.6. Схема проведення численного експерименту для газотурбінної установки

Схема проведення описаного чисельного експерименту для отримання однієї розрахункової точки набору, що належить до k -го класу, наведена на рис. 3.

Для отримання необхідного обсягу даних необхідно багаторазово повторити експеримент

при різному початковому значенні генераторів (псевдо) випадкових чисел.

При деяких поєднаннях заданих значень режимних параметрів і параметрів ТС об'єкта можлива ситуація, коли ММРП (функція $F(\cdot)$) в залежності (3) не може виконати розрахунок необхідного режиму через вихід робочої точки одного з лопаткових каскадів об'єкта за межі його функціональних характеристик, закладених у моделі. У цьому випадку модель закінчує роботу з повідомленням про помилку. Результати такої спроби необхідно відкинути і повторити її з новими початковими значеннями генераторів (псевдо) випадкових чисел.

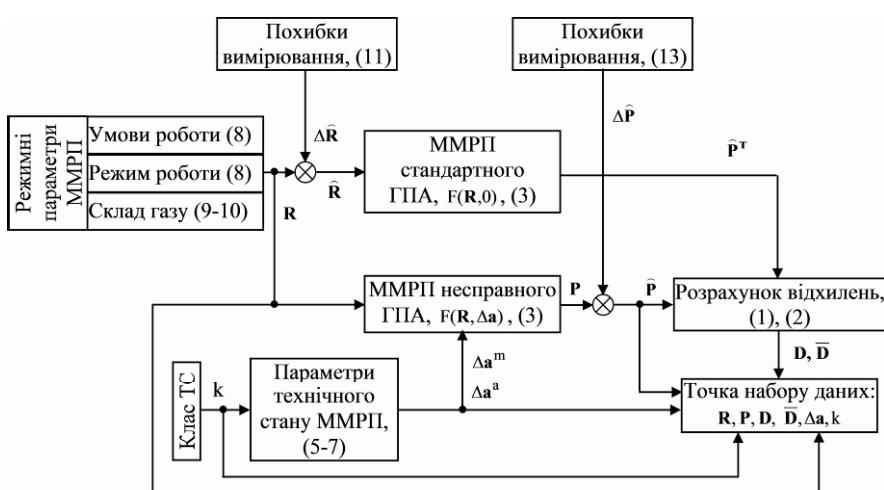


Рис. 3. Схема проведення численного експерименту

5. Приклади реалізації численного експерименту та отримані результати

Для реалізації запропонованого підходу використана ММРП, близька за характеристиками до газоперекачувальних агрегатів ГПА-Ц-6,3/56 М-1,45 [13]. Агрегат складається з приводу Д-336 (ротори низького і високого тиску, ротор силовий турбіни з номінальною потужністю 6,3 МВт) і нагнітача Н-196.

Характеристика класів ТС для розглянутого ГПА наведена в табл. 4. Значення компонентів вектора Δa визначалися на підставі даних робіт [7, 14] і експертних оцінок.

При визначенні значень Δa_k^a (залежності (6)-(7)) прийнято, що $K = 6$ для всіх класів ТС. При такому значенні К діапазон зміни відношення додаткового масштабу до основного для випадку нормального розподілу в залежності (6) або (7) можна приблизно оцінити як 0,5-1,5.

Проведено моделювання восьми основних класів ТС: справний двигун, несправності в компресорі низького і високого тиску, в камері згоряння, в турбіні високого і низького тиску, в силовий турбіні і в нагнітачі. Як режимний

параметр ММРП обрано частоту обертання силової турбіни n_{pt}

Діагностування проводиться на високих режимах, близьких до номінального. Тоді значення режимних параметрів ММРП лежать в діапазоні: тиск на вході в газотурбінну установку – 73,3 ... 110,6 кПа; T_{in} – 223 ... 323 К; частота обертання силової турбіни n_{pt} – 7850 ... 8300 об/хв; повний тиск на вході в нагнітач – 4000 ... 8000 кПа; повна температура на вході в нагнітач – 223 ... 333 К; витрата газу через нагнітач Q – 7 000 000 ... 15 000 000 $\text{nm}^3/\text{дoba}$.

Моделювання проведено для двох варіантів: склад газу відомий і склад газу невідомий. В останньому випадку при розрахунку стандартних значень ПРП P^s вважається, що газ складається з чистого метану.

Таким чином, в результаті проведення численного експерименту отримані два набори даних (рис. 4). Кожна точка набору включає значення абсолютних ДВ (залежність (2)) наступних параметрів: частот обертання роторів низького Δn_{LP} (%) і високого Δn_{HP} (%) тисків,

повного тиску за компресором ΔP_c^* (кПа) і температури за турбіною низького тиску ΔT_{LT}^* (К), витрати палива ΔG_F (кг/с), повних тиску ΔP_s^* (кПа) і температури за нагнітачем ΔT_s^* (К).

Таблиця 4. Список і характеристика класів технічного стану двигуна

Клас k	Несправний вузол	Основний масштаб ММРП ГТД, $\Delta a_i^{\min}, \Delta a_i^{\max}$.	Допоміжний масштаб	Несправність
1	Справний двигун (несправність відсутня)	$\Delta a_{GS} = -0,03 \dots 0,017,$ $\Delta a_{GHS} = -0,04 \dots 0,01,$ $\Delta a_{\xi} = -0,04 \dots 0,01,$ $\Delta a_{ANT} = -0,007 \dots 0,028,$ $\Delta a_{ALT} = -0,028 \dots 0,007$	$\Delta a_{\eta S}, (6),$ $\Delta a_{\eta HC}, (6),$ $\Delta a_{CC}, (6),$ $\Delta a_{\eta HT}, (7),$ $\Delta a_{\eta LT}, (6)$	—
2	Компресор низького тиску	— витрати повітря через КНТ $\Delta a_{GLC} = -0,1 \dots -0,04$	— ККД КНТ $\Delta a_{\eta LC}, (6)$	Збільшення шорсткості, забойни, руйнування лопаток, невірна робота си- стеми автоматично- го керування
3	Компресор високого тиску	— витрати повітря через КВТ $\Delta a_{GHC} = -0,1 \dots -0,04$	— ККД КВТ $\Delta a_{\eta HC}, (6)$	
4	Камера згоряння	— повноти згоряння палива $\Delta a_{\xi} = -0,1 \dots -0,04$	—	Короблення камери, забруднення або прогар форсунок
5	Турбіна високого тиску	— параметру витрати турбіни високого тиску $\Delta a_{ANT} = 0,028 \dots 0,07$	— ККД турбіни високого тиску $\Delta a_{\eta HT}, (7)$	Прогар, оплавлення, часткове руйнуван- ня лопаток
6	Турбіна низького тиску	— параметру витрати турбіни низького тиску $\Delta a_{ALT} = -0,07 \dots -0,028$	— ККД турбіни низького тиску $\Delta a_{\eta LT}, (6)$	Коксування, на- гароутворення на лопатках
7	Турбіна нагнітача	— параметру витрати турбіни нагнітача $\Delta a_{AST} = -0,07 \dots -0,028$	— ККД турбіни нагнітача — $\Delta a_{\eta ST}, (6)$	
8	Нагнітач	— витрати природного газу че- рез нагнітач $\Delta a_{GS} = -0,03 \dots -0,072.$	— ККД нагнітача $\Delta a_{\eta S}, (6)$	Аналогічно п.3, 4

6. Обговорення результатів: перевірка можливості діагностування розглянутих несправностей і уточнення списку використовуваних при діагностуванні параметрів

Як можна бачити з отриманих результатів, при відомому складі газу діагностичні відхилення добре реагують на зміну ТС каскадів (див. рис. 4, б). При невідомому складі газу (див. рис. 4, а) цей фактор значно збільшує розкид значень ДО і може істотно ускладнити процес розпізнавання ТС.

За даними, наведеними на рис. 4, б, проведено якісний аналіз можливості розпізнавання

обраних класів ТС. Проаналізовано напрямок і ступінь зміщення ДВ 2-8 класів (точки 51-400 щодо відхилень класу без несправностей (точки 1-50)). Знаки \uparrow , \downarrow позначають зміщення ДВ вгору або вниз відповідно. Знаки $\uparrow\uparrow$, $\downarrow\downarrow$ позначають значний ступінь зміщення ДВ, а знаки \uparrow , \downarrow – незначний ступінь.

Результати аналізу наведені в табл. 5. Як видно з наведених даних, всі вибрані класи ТС добре розділені в багатовимірному просторі ДВ і можуть бути розпізнані.

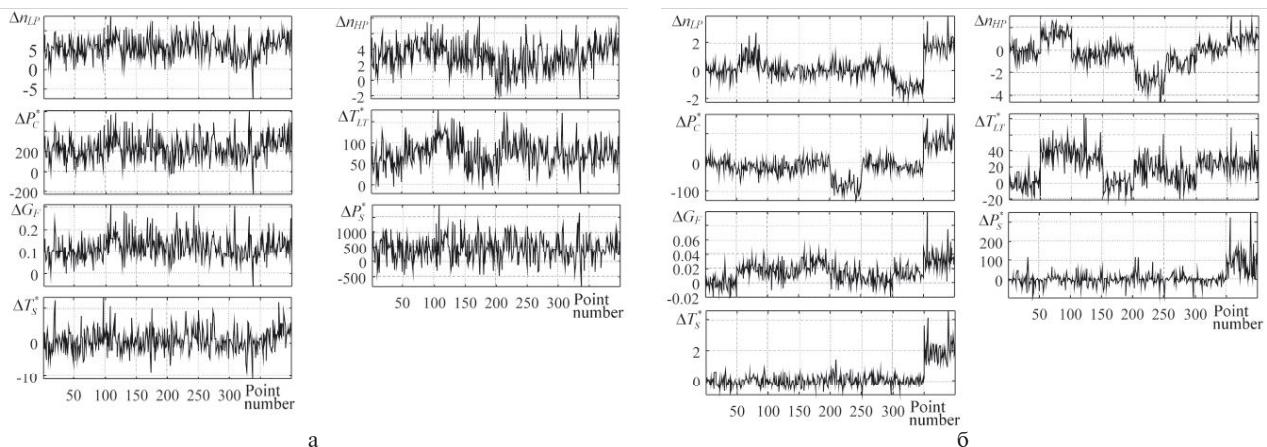


Рис. 4. Значення абсолютнох ДВ в наборі, призначенному для навчання мережі розпізнаванню 8 класів ТС ГПА.

Точки 1–50 належать першому класу, 51–100 – другому і т.ін.

а – склад газу невідомий,
б – склад газу відомий

Таблиця 5. Напрям та ступень зміщення ДВ несправних ГПА

Клас k	ДВ	Напрям зміщення ДВ						
		Δn_{LP}	Δn_{HP}	ΔP_c^*	ΔT_{LT}^*	ΔG_F	ΔP_s^*	ΔT_s^*
2	↑↑	↑↑	↓	↑↑	0	0	0	0
3	0	↓	↓	↑↑	↑	0	0	0
4	0	0	0	0	↑	0	0	0
5	0	↓↓	↓↓	↑	↑	↑	↑	↑
6	↑	↓	0	0	↑	0	0	0
7	↓↓	0	↓	↑	↑	0	0	0
8	↑↑	↑	↑↑	↑	↑↑	↑↑	↑↑	↑↑

6.1. Обговорення: проблеми і перспективи використання методу

Запропонований матеріал дає досить повний і вичерпний опис методу отримання навчально-го і тестового наборів даних, призначених для навчання статичної НМ для діагностування ГТД і ГПА. Описаний метод дозволяє сформувати набори даних, що моделюють інформацію, отриману в процесі тривалої експлуатації парку однотипних об'єктів. При цьому, хоча в статті мова йде тільки про навчання НМ, отримана інформація може бути використана при відпрацюванні методів діагностування, які ґрунтуються на інших підходах.

Описаний метод в подальшому може бути уdosконалений шляхом введення в нього замість узагальнених несправностей (несправність компресора, турбіни, і т. ін.) конкретних несправностей (наприклад, забруднення лопаток, знос лабіринтових ущільнень, некоректна настройка роботи направляючих апаратів компресора і т. ін.). При цьому з'являється можливість перейти від діагностування з глибиною «до вузла» до діагностування «до несправності». Для цього необхідно уточнити список несправностей і

значення параметрів, що характеризують ці несправності (див. табл. 2), а також форму і параметри залежностей (5)-(7).

7. Висновки

Розроблено алгоритм, що дозволяє генерувати дані, що описують роботу об'єкта з несправностями в каскадах компресора, турбіни, в камері згоряння та в нагнітачі. Його особливістю є використання в ММРП об'єкта масштабованих двовимірних функціональних характеристик його лопаткових каскадів. Це, в свою чергу, дозволяє отримати нерозривний, збалансований опис робочого процесу об'єкта з будь-яким ТС каскадів його ПЧ. Показано, що всі отримані в результаті моделювання класи ТС добре розділені в багатовимірному просторі діагностичних відхилень і можуть бути розпізнані.

Розроблено алгоритм, що дозволяє варіювати режимні параметри ММРП об'єкта та підготувати НМ до діагностування ГПА в широкому діапазоні експлуатаційних умов та режимів.

Розроблено алгоритм, що дозволяє моделювати вплив похибок і грубих помилок вимірювання ПРП об'єкта на отримані в

результаті чисельного експерименту результації. Використання розробленого алгоритму забезпечує можливість отримувати дані для підготовки нейронних діагностичних мереж, стійко працюють навіть при наявності похибок і грубих помилок вимірювання ПРП.

Розроблено алгоритм, який враховує довільний хімічний склад робочого тіла в нагнітачі ГПА, і проведено дослідження впливу даного чинника на процес діагностування. Розглянуто ситуації діагностування, коли хімічний склад продукту, що перекачується газу відомий і невідомий.

Розроблено метод проведення чисельного експерименту для отримання навчального і контрольного наборів для навчання статичної НМ діагностування ПЧ ГТД і газоперекачувальних агрегатів.

Використання розробленого методу дозволяє формувати набори даних необхідного обсягу, що характеризують як класи з одиничними, так і з множинними несправностями ПЧ на різних стадіях їх формування. При цьому набори моделюють результати вимірювання ПРП, що відповідають різним умовам і режимам роботи, а також враховують наявність похибок вимірювання параметрів.

Література

1. Patan, K. Artificial Neural Networks for the Modelling and Fault Diagnosis of Technical Processes. Springer [Електронний ресурс] / K. Patan. – Режим доступу: <https://www.springer.com/gp/book/9783540798712>. – 2008.
2. Медведев, В. С. Нейронные сети. Matlab 6 [Текст] / В. С. Медведев, В. Г. Потемкин. – М.: ДІАЛОГ-МИФИ, 2002. – 496 с.
3. Ismail, R. I. B. Artificial Intelligence Application in Power Generation Industry: Initial considerations [Text] / R. I. B. Ismail, Alnaimi F. B. Ismail, H. F. AL-Qrimli // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2016. – Т. 32, № 1. – С. 012007. DOI: <https://doi.org/10.1088/1755-1315/32/1/012007>.
4. Кучер, А. Г. Определение технического состояния ТРДД по данным экспериментальных исследований с использованием нейронных сетей и методов распознавания образов [Текст] / А. Г. Кучер, С. А. Дмитриев, А. В. Попов // Авиационно-космическая техника и технологии, 2007. – № 10 (46). – С. 153–164.
5. Логічна модель діагностування ТРДД з урахуванням перемежованих пошкоджень його проточної частини [Текст] / О. П. Стъопушкіна, О. В. Попов, М. В. Корсуненко и др. // Вісник НАУ, 2007. – №1. – С. 142–145.
6. Yildirim, M. T. Aircraft Gas Turbine Engine Health Monitoring System by Real Flight Data [Text] / M. T. Yildirim, B. Kurt // International Journal of Aerospace Engineering. – 2018. – Т. 2018. – С. 1-12. DOI: <https://doi.org/10.1155/2018/9570873>.
7. Evaluation of gas turbine diagnostic techniques under variable fault conditions [Text] / J. L. Pérez-Ruiz, I. Loboda, L. A. Miró-Zárate at all // Advances in Mechanical Engineering. – 2017. – Т. 9, №10. – С. 168781401772747. DOI: <https://doi.org/10.1177/1687814017727471>.
8. Loboda, I. Neural Networks for Gas Turbine Fault Identification: Multilayer Perceptron or Radial Basis Network [Text] / I. Loboda, Y. Feldshteyn, V. Ponomaryov // Int. J. Turbo Jet-Engines. – 2012. – Т. 29, № 1. – С. 37-48. DOI: <https://doi.org/10.1515/tjj-2012-0005>.
9. Ахмедзянов, А. М. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам [Текст] / А. М. Ахмедзянов, Н. Г. Дубравский, А. П. Тунаков. – М. : Машиностроение, 1983. – 206 с.
10. Ідентифікація математичної моделі авіаційного ГТД за польотними даними [Текст] / О. С. Якушенко, В. Є. Мільцов, О. І. Чумак и др. // Вісник двигунобудування. – 2014. – №2. – С. 130–138.
11. Loboda, I. Gas Turbine Condition Monitoring and Diagnostics. Gas Turbines [Text] / I. Loboda. – 2010. – С. 119-144. DOI: <https://doi.org/10.5772/10210>.
12. Попов, А. В. Экспериментальное исследование характеристик ТРДД при перемежающихся повреждениях проточной части [Текст] / А. В. Попов, Е. П. Степушкина, И. А. Слепухина // Матеріали VIII Міжнар. наук.-техн. конф. АВІА-2007”, Київ, 25-27 квіт. 2007 р. – К. : НАУ, 2007. – Т. 2. – С. 33.37–33.40.
13. Довідник працівника газотранспортного підприємства [Текст] / В. В. Розгонюк, А. А. Руднік, В. М. Коломеєв та ін.; ред. А. А. Рудник. – К. : Росток, 2001. – 1092 с.
14. Ntantis, E. L. Diagnostic Methods for an Aircraft Engine Performance [Text] / E. L. Ntantis, P. N. Botsaris // Journal of Engineering Science and Technology Review, 2015. – Т. 8, № 4. – С.64–72. DOI: <https://doi.org/10.25103/jestr.084.10>.

Поступила в редакцію 04.06.2019

Н.С. Кулик, А.С. Якушенко, А.В. Попов, А.Дж. Мирзоев, О.И. Чумак, В.Н. Охмакевич. Разработка метода получения данных для обучения нейронных сетей определению технического состояния газоперекачивающих агрегатов

Одним из перспективных путей повышения эффективности диагностирования газоперекачивающих агрегатов является использование средств и методов искусственного интеллекта на базе нейронных сетей. Для того, чтобы такая сеть начала работать, ее необходимо предварительно научить, используя заранее подготовленные учебные примеры. Эти данные должны в полном объеме характеризовать работу объекта в широком диапазоне режимов работы и при различном техническом состоянии узлов, которые диагностируются. Кроме того, необходимо иметь аналогичный набор данных для контроля качества обучения нейронной сети.

Для качественного обучения сети распознаванию одного типа неисправностей необходимо иметь набор, содержащий от 20-200 и более учебных примеров. Получение такой информации в эксплуатации или при стендовых испытаниях является достаточно длительным или дорогим процессом.

Разработан метод получения учебного и контрольного наборов данных. Наборы предназначены для обучения статической нейронной сети распознаванию одиночных и множественных неисправностей конструктивных узлов проточной части газотурбинного двигателя и газоперекачивающего агрегата. Метод позволяет получать наборы параметров рабочего процесса, характеризующие работу объекта с различным техническим состоянием проточной части, влияние ошибок измерения и функционирования объекта в широком диапазоне режимов и внешних условий. Для газоперекачивающего агрегата дополнительно учитывается состав перекачиваемого газа.

Для получения необходимых параметров используется математическая модель рабочего процесса объекта второго уровня сложности.

Наборы характеризуют работу исправных объектов и объектов, имеющих значительные неисправности каскадов компрессоров, турбин и камеры сгорания, а в случае газоперекачивающего агрегата, и его нагнетателя.

Рассмотрены два варианта формирования наборов: с использованием измеряемых параметров рабочего процесса; с использованием отклонений измеряемых параметров от эталонных значений и параметров, которые использованы как режимные в математической модели рабочего процесса.

Ключевые слова: диагностирование, нейронная сеть, учебный набор, контрольный набор, газотурбинный, газоперекачивающий агрегат.

M. Kulyk, O. Yakushenko, O. Popov, A. Mirzoyev, O. Chumak, V. Okhmakevych. Development of data obtaining method for neuron networks under classification of the technical condition of gas compress units

One of the promising ways to increase the efficiency of assessing the technical condition of gas pumping units is the use of means and methods of artificial intelligence based on neural networks. In order to start functioning of such network, it should be trained first using the pre-defined training sets. These data should fully characterize work of the object in a wide range of operating modes and at various technical states of the diagnosticated assemblies. In addition, it is necessary to have a similar data set to monitor quality of the neural network learning.

To train the network to recognize faults of one type, a set of from twenty to two hundred or more training examples is required. Obtaining such information in operation or in full-scale tests is a rather long or costly process.

A method for acquisition of training and control data sets was proposed. The sets are intended to train static neural networks recognizing single and multiple faults of the structural units of air-gas channels of gas turbine engines and gas pumping units. The method enables obtaining sets of working process parameters describing operation of objects at various technical states of an air-gas channel, effect of measurement errors and object functioning in a wide range of modes and external conditions. Composition of the pumped gas is additionally taken into account for gas pumping units.

To obtain the required parameters, a mathematical model of the working process of the object of the second level of complexity was used.

The sets characterize work of operable objects and objects with significant malfunctions in spools of compressors and turbines and in a combustion chamber and for the case of a gas pumping unit, in its supercharger.

Two variants of formation of sets were considered: using the measured parameters of the working process; deviations of the measured parameters from their reference values and the parameters used as regime parameters in the mathematical model of the working process. This approach is aimed at the classification of the technical state of the object to the constructive node.

Keywords: diagnosis, neural network, training set, control set, gas turbine, gas pumping unit.

References

1. Patan K. Artificial Neural Networks for the Modelling and Fault Diagnosis of Technical Processes. Springer. Available at: <https://www.springer.com/gp/book/9783540798712>. (accessed 2008).
2. Medvedev V. S., Potemky'n V. G. Nejronnye sety. Matlab [Neural networks. Matlab]. Moscow, DIALOG-MIFI, 2002. 496 p.
3. Ismail R. I. B., Ismail Alnaimi F. B., AL-Qirimli H. F. Artificial Intelligence Application in Power Generation Industry: Initial considerations. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2016, vol. 32, no. 1, pp. 012007. DOI: <https://doi.org/10.1088/1755-1315/32/1/012007>.
4. Kucher A. G., Dmy'try'ev S. A., Popov A. V. Opredeleny'e texny'cheskogo sostoyany'ya TRDD po dannym yekspertymental'nyx y'ssledovany'j s y'spol'zovany'em nejronnyx setej y' metodov raspoznavany'ya obrazov [The determination of the technical condition DSE as of experimental studies with use neural networks and methods of artificial perception]. Avy'acy'onna-kosmy'cheskaya texny'ka y' texnology'y, 2007. t. 10 (46). pp. 153-164.
5. St'opushkina O.P., Popov O.V., Korsunenko M.V., Slyepuxina I.A. Logichna model' diagnostuvannya TRDD z uraxuvannym peremezhovany'x poshkodzen'jogo protchnoyi chasty'ny' [Logical diagnostic model of DSE taking into account intermittent damages of its flow part]. Visny'k NAU, 2007, no. 1, pp. 142-145.
6. Yildirim M. T., Kurt B. Aircraft Gas Turbine Engine Health Monitoring System by Real Flight Data. International Journal of Aerospace Engineering. 2018, vol. 2018, pp. 1-12. DOI: <https://doi.org/10.1155/2018/9570873>.
7. Pérez-Ruiz J.L., Loboda I., Miró-Zárate L.A., Toledo-Velázquez M., Polupan G. Evaluation of gas turbine diagnostic techniques under variable fault conditions. Advances in Mechanical Engineering, 2017. t. 9. no. 10. p. 168781401772747. doi: <https://doi.org/10.1177/1687814017727471>.
8. Loboda I., Feldshteyn Y., Ponomaryov V. Neural Networks for Gas Turbine Fault Identification: Multilayer Perceptron or Radial Basis Network. Int. J. Turbo Jet-Engines. 2012, vol. 29, no 1, pp. 37-48. DOI: <https://doi.org/10.1515/tjj-2012-0005>.
9. Axmedzyanov A.M., Dubravsky'j N.G., Tunakov A.P. Dy'agnosty'ka sostoyany'ya VRD po termogazody'namy'chesky'm parametram [Diagnosis of the state of the AJE on thermogasdynamics parameters]. Moscow, Mechanical engineering, 1983. 206 p.
10. Yakushenko O.S., Mil'czov V.Ye., Chumak O. I., Korol'ov P. V., Oxmakev'ych V. M. Identy'fikaciya matematy'chnoyi modeli aviatsionnogo GTD za pol'otny'm dany'my' [Identification of the mathematical model of aviation GTE for flight data]. Visny'k dv'y'gunobuduvannya, 2014, no. 2, pp. 130-138.
11. Loboda I. Gas Turbine Condition Monitoring and Diagnostics. Gas Turbines, 2010, pp. 119-144. DOI: <https://doi.org/10.5772/10210>.
12. Popov A.V., Stepushky'na E.P., Slepuxyna Y.A. Ekspery'mental'noe y'ssledovany'e xaraktery'sty'k TRDD pry' peremezhayushhy'xsya povrezhdeny'ya protochnoj chasty' [Experimental study of the characteristics of DSE with intermittent damages of the flow section]. Proceeding of VIII MNTK AVIA-2007", 25-27 kvit. 2007. Kyiv, NAU, 2007, vol. 2, pp. 33.37-33.40.
13. Rozgonyuk V.V., Rudnik A.A., Kolomyeyev V.M., Grygil' M. A., Molokan O.O. Dovidny'k pravivny'ka gazotransportnogo pidpr'yemstva [Reference book of the gas transport company employee]. Kyiv, Rostok, 2001. 1092 p.
14. Ntantis E. L., Botsaris P. N. Diagnostic Methods for an Aircraft Engine Performance. Journal of Engineering Science and Technology Review. 2015, vol. 8, no 4, pp. 64-72. DOI: <https://doi.org/10.25103/jestr.084.10>.

УДК 629.78

Дронь Н. М.	д-р техн. наук, профессор кафедры проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua;
Пашков А. В.	инженер 1 категории НИИ энергетики Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: pashav@ukr.net;
Голубек А. В.	канд. техн. наук, доцент кафедры систем автоматического управления Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: juffin@i.ua;
Дреус А. Ю.	д-р техн. наук, профессор кафедры аэрогидромеханики и энергомас-сопереноса Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: Dreus.andrii@gmail.com;
Дубовик Л. Г.	ст. науч. сотрудник НИИ энергетики Днепровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: dubovik066@gmail.com

О ВОЗМОЖНОСТИ КОРРЕКТИРОВКИ ТРАЕКТОРИЙ УВОДИМЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Статья посвящена актуальной проблеме обеспечения заданной точности траектории спуска и пространственной ориентации уводимых с низких околоземных орбит нефункционирующих космических аппаратов и объектов техногенного происхождения (космического мусора) в плотные слои атмосферы, что связано с необходимостью исключения падения несгоревших фрагментов на Землю. Рассмотрен простейший способ управления траекторией спускаемых космических объектов – способ управления по углам атаки и крена. Для получения информации о текущем угловом движении объекта увода предложен датчик набегающего потока флюгарочного типа. С учетом того, что движение космических объектов происходит на сверхзвуковых скоростях, проведена оценка возможности экстраполяции области функционирования предложенного датчика набегающего потока на значительные скорости движения в условиях разреженной атмосферы. Из представленных результатов моделирования датчика видно, что принятая математическая модель позволяет исследовать режимы движения чувствительного элемента датчика пространственного угла атаки – его V-образной аэродинамической поверхности и оценивать угловое положение объекта увода на высотах 80...60 км с разреженными слоями атмосферы и космическими скоростями. Выполнена оценка возможности применения датчика потока для изменения дальности или бокового отклонения космического объекта при входе в плотные слои атмосферы Земли. С этой целью по проекциям абсолютной скорости и текущего положения на оси орбитальной системы координат в точке входа рассчитаны баллистические производные дальности падения и бокового отклонения уводимого космического объекта. Показано, что даже незначительное приращение скорости объекта в радиальном или трансверсальном направлениях может сместить его точку падения на десятки километров относительно номинального значения. Отсюда следует возможное использование датчика набегающего потока как регулятора прямого действия на начальном атмосферном участке траектории увода для корректировки точек падения по дальности и боковому направлению.

Ключевые слова: космический мусор, система увода, низкая околоземная орбита, космический аппарат, флюгарочный датчик набегающего потока, баллистические производные, точка падения.

Введение

Существенным негативным последствием освоения и использования околоземного космического пространства является его техногенное засорение объектами искусственного

происхождения, представляющими угрозу для хозяйственной, научно-исследовательской и военной деятельности. В основном, в число этих объектов входят фрагменты верхних ступеней ракет-носителей (РН), космические аппараты

(КА), отработавшие свой срок, и их осколки, образуя так называемый космический мусор. Одним из способов его удаления является увод крупногабаритных космических объектов (КО) в плотные слои атмосферы Земли, где они прекратят своё существование [1]. Для этого, в частности, могут быть использованы пассивные методы их торможения: аэродинамическое, электромагнитное, заряженными потоками частиц и т.д.

Известно, что при продолжительном торможении с незначительными тормозящими ускорениями, траектория таких объектов представляет собой ниспадающую к планете спираль, которая заканчивается граничной траекторией с эксцентриситетом, близким к нулю, т.е. окружностью. С этой окружности уводимый КО вместе с используемым средством увода осуществляет последний полувиток и, входя в плотные слои атмосферы, полностью сгорает, не представляя опасности для земной окружающей среды. Однако применение вышеназванных методов требует тщательного планирования траектории движения спускаемых космических объектов, поскольку неверное решение увеличивает риски поражения людей и объектов жизнедеятельности человека на Земле за счёт падения несгоревших в плотных слоях атмосферы остатков [2].

Целью настоящей статьи является оценка возможности корректировки траектории спуска космических объектов с низких околоземных орбит (НОО), которая заканчивалась бы в допустимой для окружающей среды области.

1. Постановка задачи

В общем случае траектория спуска КО будет включать 3 участка [3].

Первый, начальный участок, от точки увода космического объекта с орбиты до входа в плотные слои атмосферы, примерно, на высоте 100 км, где появляются аэродинамические силы, действующие на траекторию как возмущающие.

На втором (основном) участке, за счет больших тормозящих аэродинамических сил, превышающих силы гравитации, скорость падает до нескольких метров в секунду.

На третьем, заключительном участке, спуск становится равномерным вследствие баланса силы лобового сопротивления и силы тяжести.

В соответствии с установившейся классификацией режимов спуска с НОО, приведенной в [4], по характеру формирования траектории различают: баллистический спуск, спуск с постоянным аэродинамическим качеством, управляемый спуск или их комбинации.

Исходя из значительного разнообразия конструктивно-компоновочных схем верхних

ступеней РН, разгонных блоков и блоков разведения, их массово-габаритных характеристик, а также КО, предназначенных для увода, можно предположить применение различных режимов, как простейшего – баллистического, так и применения систем управления спуском, основанном на управлении по углам атаки и крена [5].

Поэтому для оснащения средств увода простыми, способными функционировать в достаточно плотных слоях атмосферы устройствами, предназначенными для изменения траектории космического объекта, целесообразно вначале оценить возможность применения датчика набегающего потока флюгарочного типа [6], с целью получения информации о текущих значениях пространственного угла атаки и аэродинамического угла крена в системе координат, связанной с плоскостью угла атаки, и использования этих параметров в системе управления спуском.

Плоскость пространственного угла атаки отслеживается с помощью указателя потока – V-образной аэродинамической поверхности, которая связана по вращению относительно продольной оси средства увода.

2. Решение поставленной задачи

Следует отметить, что принятая математическая модель датчика набегающего потока, описанного в [6], применима в случае непрерывной сплошной среды (а не свободного молекулярного течения). При этом плотность и скорость потока таковы, что величины скоростного напора q сравнимы с теми, которые воздействуют на чувствительные элементы датчика у Земли при скоростях распространенных летательных аппаратов.

Поскольку движение космических объектов происходит на сверхзвуковых скоростях, для решения поставленной задачи была рассмотрена возможность экстраполяции области функционирования предложенного датчика на значительные скорости движения в условиях разреженной атмосферы.

Как известно из кинетической теории газов [7], важным параметром, характеризующим состояние газа с низкой плотностью, является отношение средней длины свободного пробега молекул газа к характерному размеру тела, который определяется числом Кнудсена

$$Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{1}{0,499} \sqrt{\frac{\gamma\pi}{8}} \frac{M}{Re} = \sqrt{\frac{\gamma\pi}{2}} \frac{M}{Re},$$

где Kn – число Кнудсена;

L – характерный размер тела;

λ – средняя длина свободного пробега молекул;

Re – число Рейнольдса;

M – число Maxa;

γ – показатель адиабаты.

Число Рейнольдса определяется по формуле

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{1}{0,499 \bar{v} \lambda} ,$$

а число Maxa как

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} = \frac{V}{\bar{v}} \frac{1}{\sqrt{\gamma \pi / 8}} ,$$

где ρ – плотность газа;

V – скорость потока;

μ – динамическая вязкость газа;

\bar{v} – средняя скорость молекул;

a – скорость звука;

R – газовая постоянная;

T – абсолютная температура газа.

Для двухатомных газов $\gamma = 1,4$, поэтому

$$Kn = 1,48 \frac{M}{Re} .$$

Принимается, что модель непрерывной среды применима при $Re \gg 1$, $\frac{M}{\sqrt{Re}} \ll 1$ и $Kn < 0,01$ [8].

С учетом этого была проведена оценка режима потока функционирования датчика на высоте $H = 70$ км, которая ниже принятой в баллистике за границу плотных слоев атмосферы (100...80 км). Согласно [9], на этой высоте $Re = 10^5$, $M \sim 30$, т.е. $Re \gg 1$ и $Kn < 0,01$, что указывает на пригодность модели сплошной среды для анализа движения удаляемого космического объекта.

Как следует из табл.1, где приведены оценки скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ для высот в диапазоне 80...0 км, угловое движение чувствительных элементов датчика потока может быть описано теми же уравнениями [6], что использовались для моделирования его движения у Земли.

Таблица 1. Величины скоростного напора

H , км	ρ , кг/м ³	V , м/с	q , Н/м ²
80	$2,1 \cdot 10^{-5}$	8000	672
70	$8,2 \cdot 10^{-5}$	8000	2624
60	$3,0 \cdot 10^{-4}$	8000	9600
0	1,225	100	6125

На рис.1 представлены результаты моделирования датчика потока при движении КО на разных высотах и скоростях.

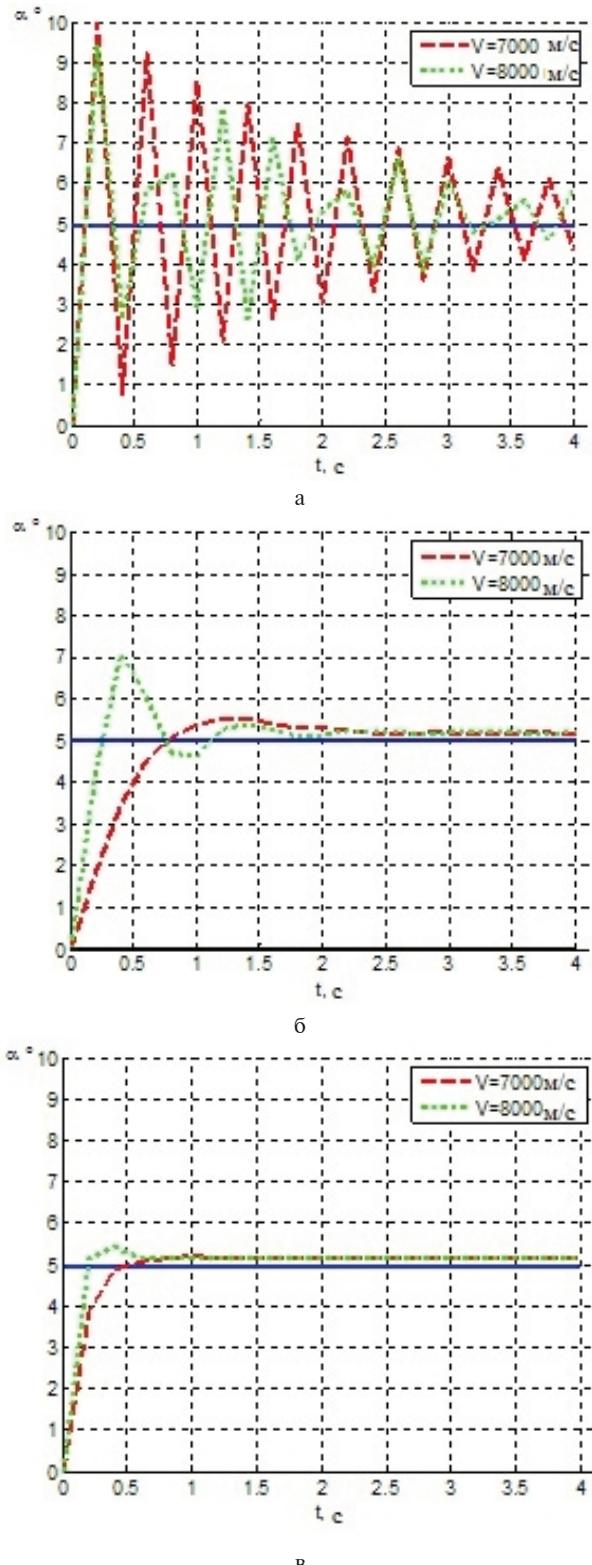


Рис. 1. Переходные процессы чувствительного элемента датчика потока при измерении угла атаки α за время t :

а – $H = 80$ км; б – $H = 70$ км; в – $H = 60$ км

Полученные типовые графики переходных процессов изменения угла атаки КО при нулевых угловых скоростях летательного аппарата показывают, что переходные процессы при измерении угла атаки носят апериодический характер, причем амплитуда колебаний быстро

уменьшается со временем, особенно в достаточно плотных слоях атмосферы. Анализ результатов моделирования указывает на существование балансировочных углов атаки, которые относительно малы, и должны учитываться при проектировании датчика потока.

Таким образом, математическая модель функционирования флюгарочного датчика потока позволяет исследовать режимы движения чувствительного элемента датчика пространственного угла атаки – указателя набегающего потока, выполненного в виде V-образной аэродинамической поверхности и оценивать угловое положение объекта увода на высотах 80...60 км с разреженными слоями атмосферы и космическими скоростями.

Предложенный датчик дает возможность в начале атмосферного участка траектории увода осуществить забор набегающего потока и формирование струи для создания тяги, направление которой фиксируется относительно плоскости пространственного угла атаки, а величина регулируется в зависимости от величины этого угла [10]. Это может быть достигнуто за счет перенаправления набегающего потока относительно плоскости пространственного угла атаки – плоскости подъемной силы.

Работоспособность указателя набегающего потока и его целостность ограничена высотами выше 60 км, так как ниже их, при увеличении плотности атмосферы, нагрузки на конструкцию приведут к разрушению.

Была проведена оценка возможности применения датчика для корректировки дальности или бокового отклонения космического объекта при входе в плотные слои атмосферы Земли. По проекциям абсолютной скорости V и текущего положения R на оси орбитальной системы координат в точке входа были рассчитаны баллистические производные дальности падения L и бокового отклонения B уводимого космического объекта.

Расчеты производились согласно методике, описанной в [10], для КО массой 3 т и характерной площадью 7,69 м² при входе в плотные слои атмосферы Земли на высоте 120 км с наклонением орбиты 98,1°. Долгота восходящего узла и аргумент широты составляли 0°.

В результате было получено, что азимут условной линии дальности [10] составляет 92,855°, а баллистические производные численно равны:

$$\frac{\partial L}{\partial V_{X_0}} = -412 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial L}{\partial V_{Y_0}} = -5194 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial L}{\partial V_{Z_0}} = -313 \text{ с};$$

$$\frac{\partial B}{\partial V_{X_0}} = 296 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial B}{\partial V_{Y_0}} = 2841 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial B}{\partial V_{Z_0}} = -551 \text{ с};$$

$$\frac{\partial L}{\partial R_{X_0}} = -8,387 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial L}{\partial R_{Y_0}} = -0,491 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial L}{\partial R_{Z_0}} = 0;$$

$$\frac{\partial B}{\partial R_{X_0}} = 6,050 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial B}{\partial R_{Y_0}} = 0,359 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial B}{\partial R_{Z_0}} = 0.$$

Отсюда следует, что если необходимо обеспечить коррекцию точки падения космического объекта относительно объектов жизнедеятельности человека, то незначительное приращение скорости, даже порядка 0,1 или 0,01 м/с в радиальном или трансверсальном направлении, при входе КО в плотные слои атмосферы Земли способно сместить точку падения на десятки километров относительно номинального значения.

Выводы

Из вышеизложенного можно сделать вывод, что, используя флюгарочный датчик набегающего потока для определения углового положения уводимого объекта относительно потока, можно решить задачу корректировки траектории увода и пространственной ориентации объектов космического мусора в плотных верхних слоях атмосферы. Это, в свою очередь, позволяет скорректировать точку падения КО по дальности и боковому направлению, а значит обеспечить безопасность людей и объектов жизнедеятельности человека на Земле.

Предметом дальнейших исследований может быть возможность внедрения концептуальной схемы флюгарочного датчика набегающего потока для решения других перспективных задач, связанных с уводом КО с низких околоземных орбит и требующих измерения параметров углового движения объектов увода.

Литература

1. Дронь Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Науковий Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С.125-130.

2. Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to earth atmosphere / Dron M., Dreus A., GolubekA.at all // 69th International Astronautical Congress, IAC-18-A6.1.5, Bremen, Germany, 01 – 05 October 2018. Paper-Nr: IAC-18, A6, IP, 39, x43286.– 7 р.

3. Левантовский В.И.Механика космического полета в элементарном изложении [Текст]: учебник / В. И. Левантовский. – М.: Наука, 1980. – 511 с.

4. Механика космического полета [Текст] ; под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989. – 408 с.
5. Сихарулидзе Ю. Г. Балістика літальних апаратів [Текст] / Ю. Г. Сихарулидзе. – М.: Наука. Физматлит, 1982. – 352 с.
6. Дронь Н. М. Угловая стабилизация вращающихся летательных аппаратов [Текст]: монография / Н. М. Дронь. – Д.: Вид-во ДДУ, 1996. – 186 с.
7. Sundén B. Heat Transfer in Aerospace Applications [Text] / B. Sundén, J. Fu. – Academic Press, 2016.
8. Андриевский В. В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю [Текст] / В. В. Андриевский. – М.: Машиностроение, 1970. – 235 с.
9. Мартин Дж. Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику [Текст] / Дж. Мартин. – М.: Мир, 1969. – 320 с.
10. Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт [Текст]: монографія / М. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, О. В. Голубек и др. – Дніпро: ЛІРА, 2019. – 218 с.

Поступила в редакцию 31.05.2019

М.М. Дронь, А.В. Пашков, О.В. Голубек, А.Ю. Дреус, Л.Г. Дубовик. Про можливість коригування траекторій об'єктів космічного сміття, що відводяться з низьких навколоzemних орбіт

Стаття присвячена актуальній проблемі забезпечення заданої точності траекторії спуску й просторової орієнтації нефункціонуючих космічних апаратів і об'єктів техногенного походження (космічного сміття), які відводяться з низьких навколоzemних орбіт у щільні шари атмосфери, що пов'язано з необхідністю виключення падіння незгорілих фрагментів на Землю. Розглянуто найпростіший спосіб керування траекторією спускних космічних об'єктів – спосіб керування по кутах атаки й крену. Для отримання інформації про поточний рух об'єкта відводу запропонованій датчик набігаючого потоку флюгарочного типу. З врахуванням того, що рух космічних об'єктів відбувається на надзвукових швидкостях, проведено оцінку можливості екстраполяції області функціонування запропонованого датчика набігаючого потоку на значні швидкості руху в умовах розрідженої атмосфери. З наведених результатів моделювання датчика витікає, що прийнята математична модель дозволяє досліджувати режими руху чутливого елемента датчика просторового кута атаки – показника набігаючого потоку, виконаного у вигляді V-подібної аеродинамічної поверхні, й оцінювати кутове положення об'єкта відводу з розрідженими шарами атмосфери та космічними швидкостями. При цьому працездатність показника набігаючого потоку та його цілісність обмежена висотами вище 60 км. Виконано оцінку можливості застосування датчика потоку для зміни дальності або бокового відхилення космічного об'єкта при вході в щільні шари атмосфери Землі. З цією метою за проекціями абсолютної швидкості та поточного положення на осі орбітальної системи координат в точці входу розраховані балістичні похідні дальності падіння та бокового відхилення космічного об'єкта, який відводиться. Показано, що навіть незначний прискорення швидкості об'єкта в радіальному або трансверсальному напрямках може змістити його точку падіння на десятки кілометрів відносно номінального значення. Звідси витікає можливість використання датчика набігаючого потоку як регулятора прямої дії на початковий атмосферний ділянці траекторії відводу для коригування точок падіння по дальності й боковому напрямку.

Ключові слова: космічне сміття, система відводу, низька навколоzemна орбіта, космічний апарат, флюгарочний датчик набігаючого потоку, балістичні похідні, точка падіння.

M. Dron', A. Pashkov, A. Golubek, A. Dreus, L. Dubovik. About possibility of updating of trajectories for deorbiting space debris objects from low near-earth orbits

The article is devoted an actual problem of maintenance the set accuracy of descent trajectory and space orientation of nonfunctioning spacecrafsts and objects of a technogenic origin (space debris) which are deorbit from low earth orbits in the dense layers of the atmosphere, that is connected with necessity of an exception to the fall of unburned fragments on the Earth. The elementary way of control by a trajectory of descent space objects – a control way on angles of attack and list is considered. For obtaining of the information on current angular motion for deorbiting object the sensor of a running flow by winging type is proposed. Taking into account that motion of space objects occurs on supersonic speeds, the estimation of an extrapolation capability of area operation the proposed sensor of a running flow on significant running speeds

in the conditions of a thin atmosphere is conducted. From the presented results of modeling the sensor it is visible that the accepted mathematical model allows to investigate modes of motion of the pickup the sensor of a solid attack angle – the index of a running flow executed in a kind V-shaped aerodynamic surface and to estimate an angular rule of the object for deorbit with rarefied atmospheric slices and space speeds. Functionability of the index of a running flow and its integrity is limited by altitudes above 60 km. The estimation of a feasibility of the flow sensor for change of range or a deflection of space object is executed at entry in the dense layers of the Earth's atmosphere. With that purpose in view on projections of absolute speed and a current position an axis of orbital coordinate system in an input point, ballistic derivative ranges of falling and a deflection of withdrawn space object are calculated for. It has been shown, that even insignificant incremental velocity of object in radial or transversal directions can displace its point of falling on tens kilometers concerning rating value. From here possible use of the sensor of a running flow as regulator of direct action on an initial atmospheric phase of trajectory of deorbit for updating of points of falling on range and a lateral direction follows.

Keywords: space debris, system for deorbiting a low near-earth orbit, the spacecraft, the sensor of a running flow, ballistic derivatives, a falling point.

References

1. Dron' N.M., Horol'skij P.G., Dubovik L.G. Puti umen'shenija tehnogennogo zasorenija okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva [Ways for near-earth technogeneous pollution reduction]. Naukovi Visnyk Natsionalnoho Hirnychoho Universytet, 2014, no 3 (141), pp.125-130.
2. Dron M., Dreus A., Golubek A., Abramovsky, Yev. Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to Earth atmosphere. 69th International Astronautical Congress, IAC-18-A6.1.5, Bremen, Germany, 01 – 05 October 2018. Paper-Nr: IAC-18, A6, IP, 39, x43286, 2018, 7 p.
3. Levantovskij V. I. Mehanika kosmicheskogo poleta v jelementarnom izlozhenii [The mechanics of space flight in an elementary presentation]. Moscow, Nauka Publ., 1980. 511 p.
4. Mehanika kosmicheskogo poleta [The mechanics of space flight]. V. P. Mishin (Ed.). Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 408 p.
5. Siharulidze Ju. G. Balistika lital'nih aparativ [Ballistics of aircrafts]. Moscow, Nauka Publ., Fizmatlit Publ., 1982. 352 p.
6. Dron' N. M. Uglovaja stabilizacija vra-shhajushhihsja letatel'nyh apparatov [Angular stabilization of rotating aircraft]. Dnepropetrovsk, DDU Publ., 1996. 186 p.
7. Sundén B., Fu J. Heat Transfer in Aerospace Applications. Academic Press, 2016.
8. Andrievskij, V. V. Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemljju [The dynamics of the descent of spacecraft to Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 235 p.
9. Martin, Dzh. Vhod v atmosferu. Vvedenie v teoriju i praktiku [Entry into the atmosphere. Introduction to theory and practice]. Moscow, Mir Publ., 1969. 320 p.
10. Dron', M. M., Dubovy'k, L. G., Golubek, O. V., Dreus, A. Yu., Yemecz', V. V., Pashkov, A. V. Sy'stemy' vidvodu kosmichny'x ob'yektiv z ny'z'ky'x navkolozemny'x orbit [Systems for deorbit space objects from low Earth orbits]. Dnipro, LIRA Publ., 2019. 218 p.

УДК 621.454.2.04

Конох В. И.

канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Калиниченко И. И.

начальник сектора отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Гордиец И. Н.

начальник группы отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Миколаевский В. В.

инженер-конструктор 1 категории отдела агрегатов автоматики ЖРД ГП "КБ "Южное", Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ДВУХКОМПОНЕНТНОГО ПНЕВМОНАСОСНОГО АГРЕГАТА НА КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА

На сегодняшний день в жидкостных ракетных двигательных установках космических аппаратов принято применять вытеснительную систему подачи компонентов топлива, так как она является наиболее простой и надёжной. При этом она также обладает некоторыми существенными недостатками – топливные баки находятся под высоким давлением, что приводит их к утяжелению за счет увеличения толщины стенки, а также большие разбросы соотношения компонентов топлива, и как следствие – увеличение гарантийных запасов компонентов топлива на борту космического аппарата. Сегодня отработана новая система подачи компонентов топлива в камеру двигателя – пневмонасосная. Данная система питания двигательной установки занимает отдельное место между вытеснительной и турбонасосной системами подачи компонентов топлива и превосходит их по массовому совершенству для жидкостных двигательных установок тягой до 10 кН. Проведены исследования по теоретическому и экспериментальному определению оптимальных параметров двухкомпонентного пневмонасосного агрегата (ПНА), определению коэффициента полезного действия ПНА на модельной жидкости и рабочих газах – гелии и воздухе. Для подтверждения определенных на первоначальных этапах отработки расходно-напорных и ресурсных характеристик ПНА на модельной жидкости (вода) и газах (гелий и воздух) были проведены испытания на натурных компонентах топлива в широком диапазоне температур. В качестве компонентов топлива с диапазоном температур от 277 К до 312 К использовались: окислитель – АТ (азотный тетраоксид), горючее – НДМГ (несимметричный диметилгидразин). Рабочий газ – гелий и азот в диапазоне температур от 261 К до 364 К. Суммарное время работы каждого экземпляра ПНА составило 10800 с. В результате анализа проведенных испытаний подтверждено соответствие расходно-напорных и ресурсных характеристик работы ПНА на модельных жидкостях и газах с характеристиками работы ПНА на натурных компонентах топлива в широком диапазоне рабочих температур. Суммарные гидравлические потери по гидравлическим линиям окислителя и горючего на воде и компонентах топлива слабо отличаются за счет своей плотности, что оказывает незначительное влияние на снижение напоров на ~1...1,5 %. Данный факт позволит в дальнейшем для других типоразмеров ПНА снизить стоимость и сократить сроки экспериментальной отработки пневмонасосных агрегатов за счет использования более дешевых и безопасных модельных жидкостей, газов. Также была подтверждена возможность длительной работы ПНА в агрессивных средах.

Ключевые слова: двигательная установка; пневмонасосная система подачи; пневмонасос; компоненты топлива; ресурс работы.

Введение

На сегодняшний день в жидкостных ракетных двигательных установках космических аппаратов принято применять вытеснительную систему подачи компонентов топлива, так как она является наиболее простой. Однако она обладает некоторыми существенными недо-

статками – топливные баки находятся под высоким давлением, что приводит их утяжелению за счет увеличения толщины стенки, а также большие разбросы соотношения компонентов топлива, и как следствие – увеличение гарантийных запасов компонентов топлива на борту космического аппарата.

На сегодняшний день сотрудниками ГП «КБ «Южное» проведена отработка новой системы подачи топлива — пневмонасосная [1]. Данная система питания двигателя установки занимает отдельное место между вытеснительной и турбонасосной системами подачи компонентов топлива и превосходит их по массовому совершенству для жидкостных двигательных установок (ЖДУ) тягой до 10 кН.

1. Обзор публикаций и выделение нерешённых задач

ГП «КБ «Южное» уже многие годы занимается разработкой рулевых и маршевых жидкостных ракетных двигателей на различных компонентах топлива с использованием как вытеснительной, так и турбонасосной систем подачи топлива для ракет и спутниковых платформ.

На данный момент ведутся работы по созданию орбитальной ЖДУ, компонентами топлива для которой служат АТ (азотный тетраоксид) и НДМГ (несимметричный диметилгидразин), в состав которой входят маршевый двигатель тягой 40 кгс и рулевые двигатели малой тяги. Для повышения энергомассовых характеристик двигательной установки (ДУ) спутниковой платформы была разработана пневмонасосная система подачи топлива. Типичная схема ЖДУ с пневмонасосной системой подачи приведена на рис. 1. В состав ЖДУ входят топливные баки окислителя и горючего, пневмоблок, камера маршевого двигателя, рулевых двигателей малой тяги (РДМТ), пневмонасосный агрегат (ПНА), клапан редукционный для наддува топливных баков и управляющая автоматика.

Были проведены исследования по определению оптимальных параметров и границ работоспособности двухкомпонентного ПНА [2], определению коэффициента полезного действия ПНА [3] на модельной жидкости — воде и рабочих газах — гелии и воздухе. Воздух использовался как модельный газ для уменьшения стоимости проведения испытаний, а гелий — как рабочий газ, используемый при работе в составе двигательной установки.

Фото разработанного ПНА [4] представлено на рис. 2, а его пневмогидравлическая схема — на рис. 3. По принципу действия ПНА относится к насосам объемного типа.

Конструктивно ПНА состоит из двух насосных блоков 1(1) и 1(2), составляющими элементами которых являются пневмоприводы 8, работающие на редуцированном гелии высокого давления. К каждому пневмоприводу жестко прикреплены гидравлические насосы окислителя 6 и горючего 7; циклический режим работы каждого из насосных блоков обеспечивается газовыми пневмораспределителями 10, взаимодействующими с концевыми

клапанами 9 нажимного действия, которые размещались в газовых полостях пневмопривода.

Работает ПНА следующим образом [2]. В любой момент поршни пневмоприводов с насосами окислителя «Ох» и горючего «Fu» могут занимать произвольное положение относительно концевых клапанов. На запуск ПНА это начальное положение влияния не оказывает. Штоки всех концевых клапанов имеют одинаковое выступание относительно днища. Полости гидравлических насосов 6(1), 6(2) заполнены окислителем, полости 7(1), 7(2) — горючим.

Основные характеристики ПНА приведены в таблице 1

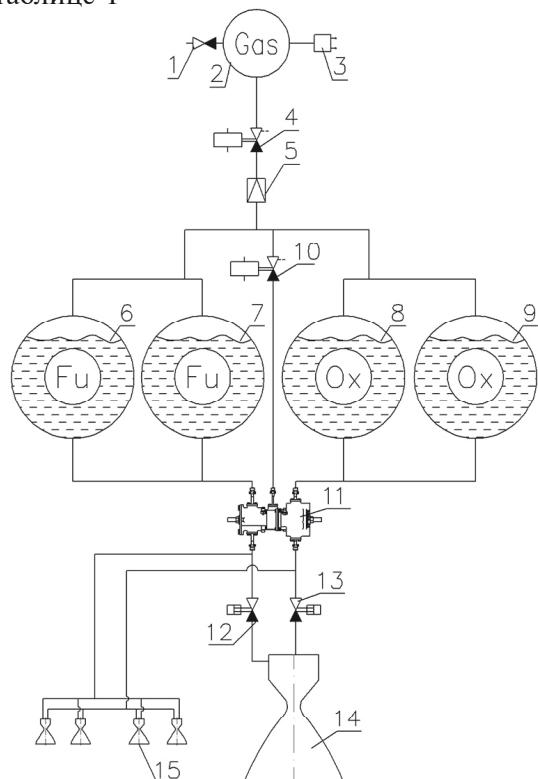


Рис. 1. ЖДУ с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива:

1 - клапан заправки; 2 - баллон с гелием; 3 - сигнализатор давления; 4, 10 - электропневмоклапан; 5 - клапан редукционный; 6, 7 - бак горючего; 8, 9 - бак окислителя; 11 - пневмонасосный агрегат; 12, 13 - электрогидроклапан; 14 - камера маршевого двигателя, 15 - рулевые двигатели малой тяги



Рис. 2. Фото поршневого ПНА

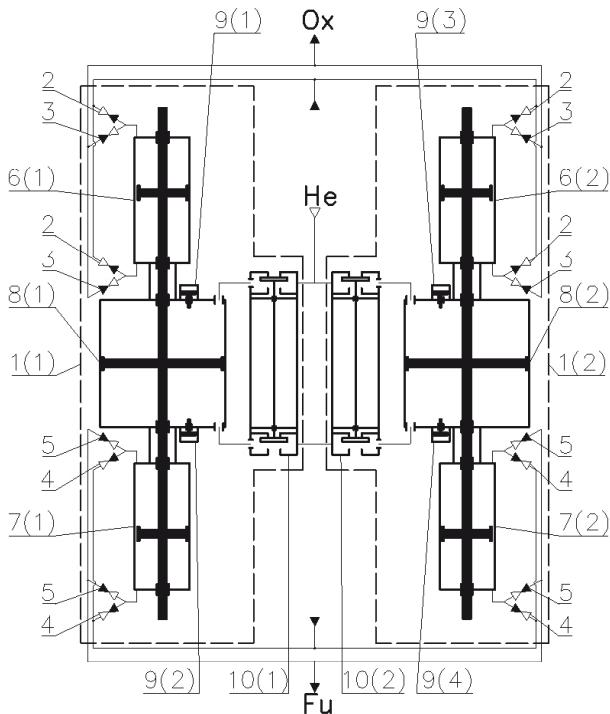


Рис. 3. Принципиальная схема поршневого ПНА двухстороннего действия:

1(1), 1(2) – насосный блок; 2 – обратный клапан по линии входа «Ox»; 3 – обратный клапан по линии выхода «Ox»; 4 – обратный клапан по линии входа «Fu»; 5 – обратный клапан по линии выхода «Fu»;
6(1), 6(2) – гидравлический насос «Ox»;
7(1), 7(2) – гидравлический насос «Fu»;
8(1), 8(2) – пневмопривод; 9(1)9(4) – концевой клапан;
10(1), 10(2) – пневмораспределитель

Таблица 1. Характеристики пневмонасосного агрегата при работе в составе двигательной установки

1	Рабочее тело пневмопривода	Гелий
2	Окислитель	АТ
3	Горючее	НДМГ
4	Номинальное абсолютное давление гелия на входе, кгс/см ²	7,5
5	Диапазон температур гелия при различных режимах работы, К – при работе только РДМТ – при работе маршевого двигателя	273-323 323-373
6	Номинальное абсолютное давление топлива на входе, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	7 7
7	Номинальное абсолютное давление топлива на выходе из ПНА, кгс/см ² : – по линии окислителя – по линии горючего	17 17
8	Расходы компонентов топлива, г/с – окислителя – горючего	64,7-155 35,3-85

2. Постановка задачи данного исследования

На первоначальных этапах отработки опытных конструкций ПНА определение основных расходно-напорных параметров ПНА и ресурсных характеристик уплотнительных элементов проводились на гидравлических стендах с использованием модельного рабочего тела (воды) вместо натурных компонентов топлива (АТ+НДМГ). Такой подход позволяет исключить негативные последствия в случае возникновения отказов (выход из строя подвижных уплотнений) в процессе проведения испытаний. Однако для завершения отработки, с целью подтверждения расходно-напорных параметров ПНА и ресурсных характеристик уплотнительных элементов, необходимо было проведение цикла испытаний на натурных компонентах топлива в рабочем диапазоне температур. Такие испытания являются высокозатратными и ресурсоёмкими, т.к. возникает необходимость создания испытательной базы для безопасной работы с самовоспламеняющимися компонентами топлива. Целью такой задачи является проведение испытаний с целью оценки степени влияния различных рабочих сред на характеристики ПНА.

3. Изложение основного материала с обоснованием полученных научных результатов

Поставленная задача определения влияния природы рабочего тела на процессы в ПНА при различных вариантах как рабочего газа, так и рабочих жидкостей требовала проведения большого объёма испытаний, которые в свою очередь проводили в несколько этапов.

На всех этапах испытаний регистрировали следующие параметры: давление газа на входе в ПНА, давление жидкостей по трактам окислителя и горючего на входе, а также средне интегральное значение давления из жидкостных трактов на выходе с ПНА.

Первым этапом были испытания на модельной жидкости и газах. Исходя из условий безопасности, максимальной простоты в эксплуатации в качестве модельной жидкости была выбрана вода, а в качестве рабочего тела для пневмопривода ПНА – гелий и воздух. Гелий использовался, т.к. он является рабочим телом в двигательной установке, а воздух имеет низкую себестоимость.

Модельный режим выбирается исходя из условия сохранения скорости движения поршней при работе в составе ДУ. Скорость движения поршней определяет расход $Q_{o,g}$, обеспечивающийся гидравлическим поршнем ПНА [5]:

$$Q_{o,r} = F_{\text{пор}}^K \cdot \frac{dx}{dt}, \quad (3)$$

где $F_{\text{пор}}^K$ – площадь гидравлических поршней;

$\frac{dx}{dt}$ – скорость движения поршня.

Испытания проводились на пневмогидростенде, собранном по схеме, представленной на рис. 4. Характер изменения параметров при работе на воздухе и гелии представлен на рис. 5 и рис. 6 соответственно.

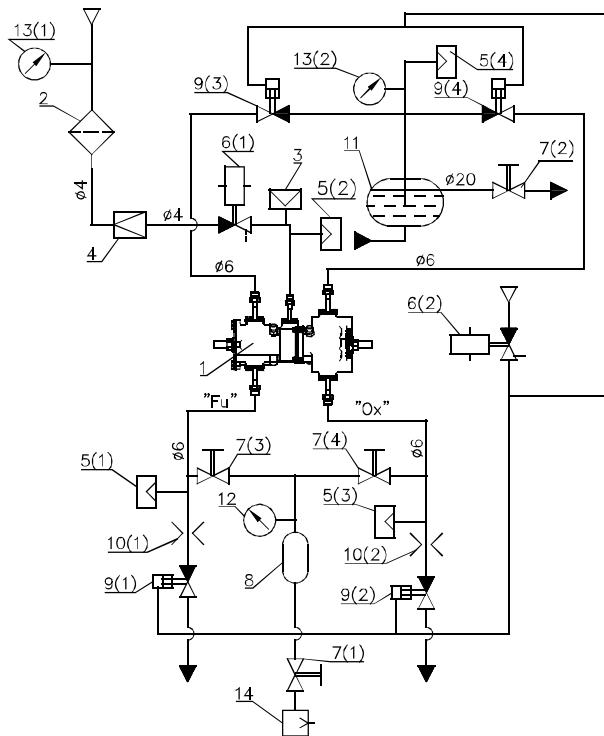


Рис. 4. Схема испытаний ПНА на гидравлическом стенде:

1 – ПНА; 2 – фильтр; 3 – преобразователь первичной температуры; 4 – клапан редукционный; 5(1)…5(4) – преобразователь первичного давления; 6(1), 6(2) – электропневмоклапан; 7(1)…7(4) – вентиль; 8 – разделительная ёмкость; 9(1)…9(4) – пневмоклапан; 10(1), 10(2) – жиклёр; 11 – емкость; 12 – вакуумметр; 13(1), 13(2) – манометр; 14 – вакуум-насос

Требуемый ресурс работы подвижных уплотнений для работы в составе двигательной установки составляет 5400 с. Согласно требованиям, для подтверждения ресурсного запаса агрегат должен отработать не менее двойного ресурса (10800 с), что и было подтверждено экспериментально.

Сравнивая полученные результаты испытаний на гелии и воздухе следует отметить, что длительность переходных процессов

пневмораспределителей при работе на воздухе выше. Это связано с характеристиками газов, из-за которых динамические процессы опорожнения и заполнения пневмополостей гелием, проходят быстрее чем воздухом. Для оценки влияния природы газов на скорость опорожнения пневматической полости можно воспользовавшись следующей формулой, использованной в [2]:

$$\tau_p = \frac{2 \cdot V_p \cdot \left(\left(\frac{P_{\text{abs}0}}{P_{\text{abs}1}} \right)^{2-k} - 1 \right)}{\mu \cdot A_{\text{gas}} \cdot f_s \cdot (k-1) \cdot \sqrt{R_{\text{gas}} \cdot T_0}}, \quad (1)$$

где V_p – объём пневмополости;

$P_{\text{abs}0}$ – абсолютное начальное давление в пневмополости;

$P_{\text{abs}1}$ – абсолютное конечное давление в пневмополости;

μ – коэффициент расхода;

A_{gas} – газодинамический комплекс, для гелия – 0,7267, для воздуха – 0,685;

f_s – минимальная площадь дренажного канала;

k – показатель адиабаты, для гелия – 1,67, для воздуха – 1,4.

R_{gas} – газовая постоянная, для гелия – 2078,5 Дж/(кг·К), для воздуха – 287 Дж/(кг·К);

T_0 – начальная температура газа в пневмополости, К.

По результатам проведенных испытаний замечаний по функционированию подвижных уплотнений ПНА не было.

Следующим этапом были испытания ПНА при различных температурах рабочего газа и натурных компонентах топлива. Условия испытаний необходимо было максимально приблизить к штатным условиям работы ПНА в составе двигательной установки, поэтому в качестве рабочего газа использовался гелий, в качестве окислителя («Ох») – АТ, а в качестве горючего («Fu») – НДМГ.

Испытания проводились на специально обустроенном пневмогидростенде, схема которого представлена на рис. 7.

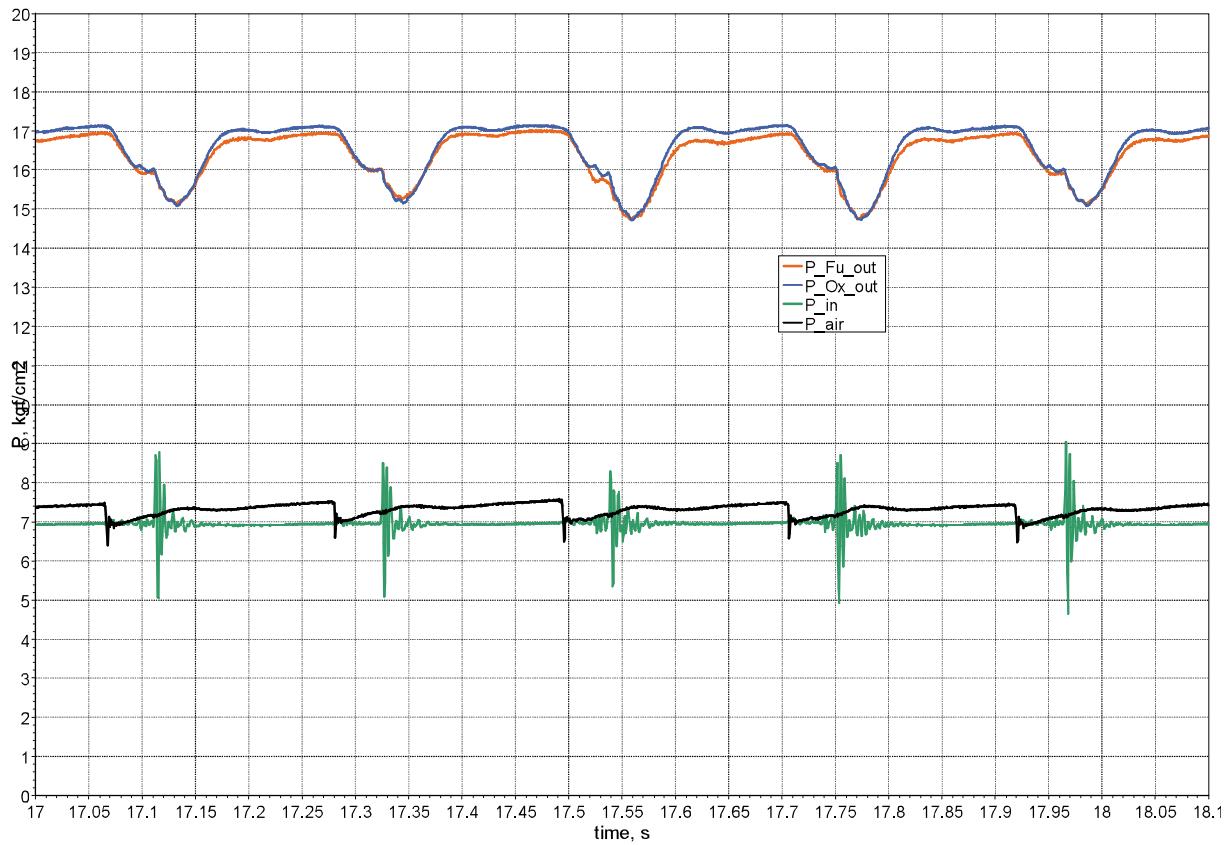


Рис. 5. Характер изменения параметров ПНА при испытаниях на воде и воздухе

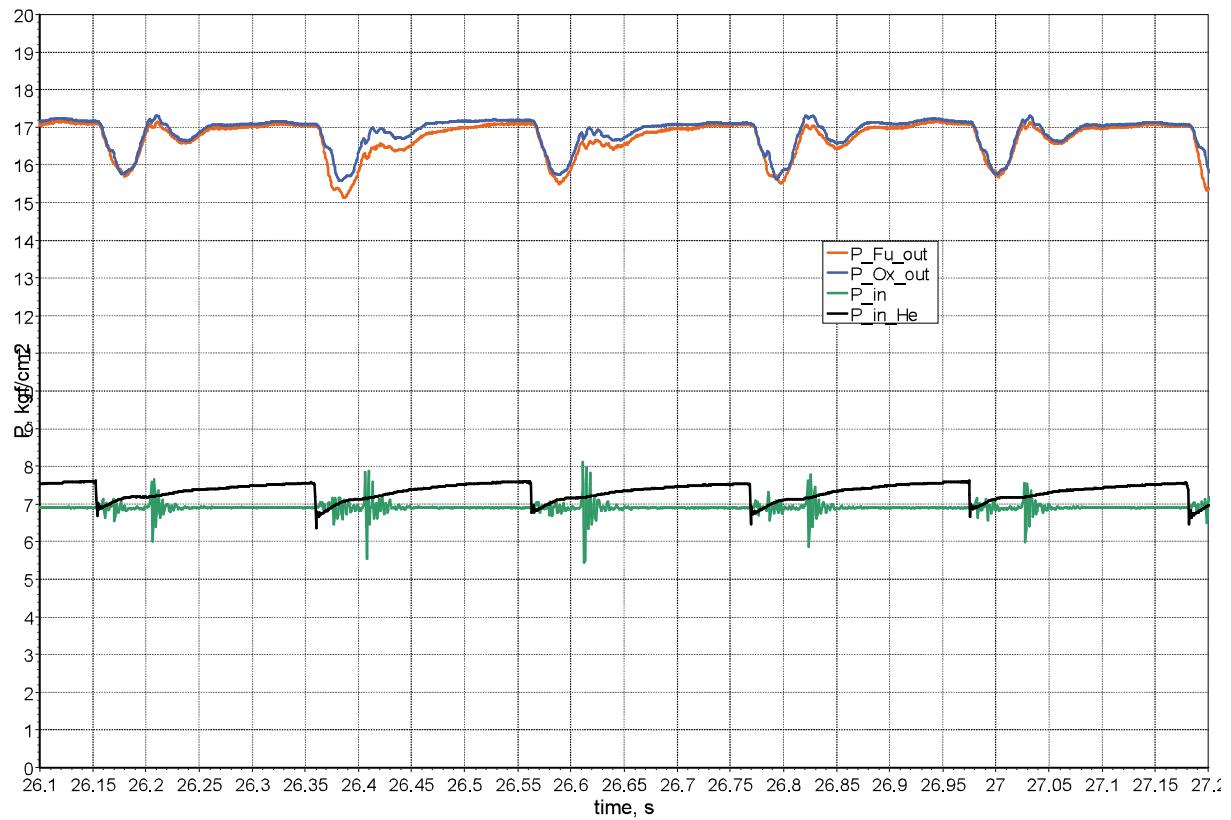


Рис. 6. Характер изменения параметров ПНА при испытаниях на воде и гелии

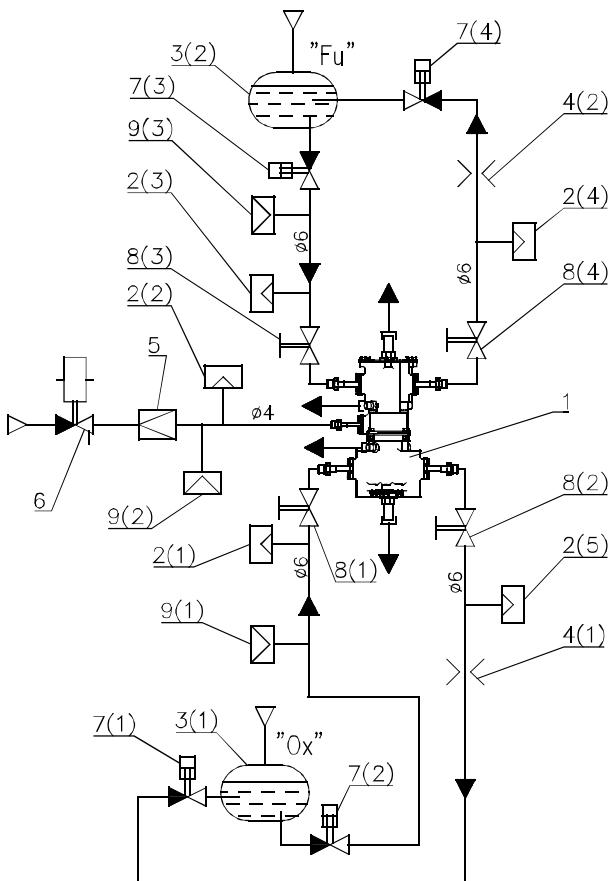


Рис. 7. Схема ресурсных испытаний ПНА на компонентах:

1 – ПНА; 2(1)...2(5) – преобразователь первичный давления; 3(1), 3(2) – ёмкость; 4(1), 4(2) – жиклёр; 5 – клапан редукционный; 6 – электропневмоклапан; 7(1)...7(4) – пневмоклапан; 8(1)...8(4) – вентиль; 9(1)...9(3) – термометр сопротивления

Испытания на гелии и на компонентах топлива для подтверждения соответствия расходно-напорных характеристик были разбиты на три подэтапа с продолжительностью по 1800 с каждый:

– испытания при пониженных температурах гелия (T_{min}) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 277 до 280 К, а температуру гелия – от 261 до 264 К. Типичный характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 8.

– испытания при номинальных температурах гелия (T_{nom}) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 292 до 298 К, а температуру гелия – от 304 до 322 К. Типичный характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 9.

– испытания при повышенных температурах гелия (T_{max}) и компонентов топлива – температуру по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали

в пределах от 308 до 312 К, а температуру гелия – от 353 до 364 К. Характер изменения параметров на этом режиме представлен на рисунке 10.

Для полноты исследования необходимо было наработать двойной ресурс (еще 5400 с), поэтому дальнейшие испытания проводились с использованием модельного газа – азота. В качестве модельного газа был выбран азот, так как он дешевле и проще в хранении по сравнению с гелием. Вторым фактором использования азота было отсутствие влаги в нем, которая при контакте с парами АТ образовывает соли, способные оказать негативное влияние на подвижные уплотнения. В процессе ресурсных испытаний температуру компонентов топлива по трактам «Ox» и «Fu» поддерживали в пределах от 298 до 301 К, а температуру азота – от 285 до 286 К. Характер изменения параметров при работе на азоте представлен на рисунке 11. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

Для анализа изменения напоров насосных блоков ПНА при работе на натурных компонентах и модельных газах и жидкостях использовали уравнением баланса сил [5]:

$$(P_{выход}^r + \Delta P_{обрат}^r - P_{вход}^r) \cdot F_{пор}^K + (P_{выход}^o + \Delta P_{обрат}^o - P_{вход}^o) \cdot F_{пор}^K + F_{тр} = F_{пор}^{газ} \cdot P_{ред}, \quad (2)$$

где $P_{выход}^r$, $P_{выход}^o$ – давления на выходе из ПНА по линии горючего и окислителя;

$\Delta P_{обрат}^r$, $\Delta P_{обрат}^o$ – потери давления на обратных клапанах по линии горючего и окислителя;

$P_{вход}^r$, $P_{вход}^o$ – давления на входе в ПНА по линии горючего и окислителя;

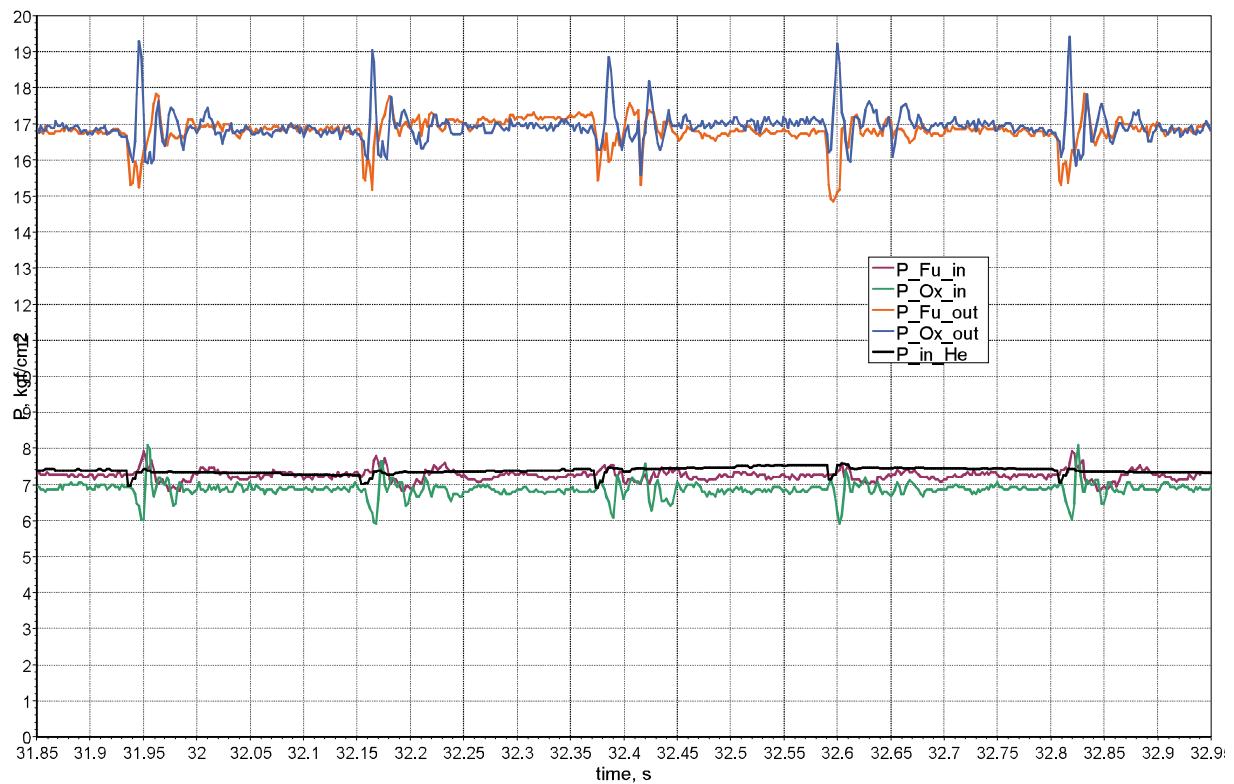
$F_{пор}^{газ}$ – площадь пневмопоршня;

$P_{ред}$ – давление газа на входе в ПНА.

Из полученных результатов испытаний видно, что работа ПНА на модельных газах и жидкости слабо отличается от работы на натурных компонентах топлива и рабочем газе. Данный факт объясняется тем, что суммарные гидравлические потери по гидравлическим линиям окислителя и горючего на воде и компонентах топлива слабо отличаются за счет изменения плотности, что приводит к незначительному снижение напоров на ~ 1...1,5 %. Это позволяет проводить отработку пневмонасосов на безопасных в жидкостях с достаточно высокой точностью, что дает возможность удешевить процесс отработки. Также доказана возможность длительной работы подвижных уплотнений в агрессивных средах компонентов топлива – наработано 10800 с.

Таблица 2. Результаты испытаний ПНА на различных компонентах и различных температурных режимах

Параметр	Рабочий газ и жидкости Величина параметра					
	Воздух / вода	Гелий / вода	Гелий / АТ+НДМГ, T_{min}	Гелий / АТ+НДМГ, T_{nom}	Гелий / АТ+НДМГ, T_{max}	Азот / АТ+НДМГ
Среднеинтегральное значение давления газа на входе в ПНА, P_{in} , кгс/см ²	7,28	7,34	7,35	7,35	7,37	7,345
Среднеинтегральное значение давления окислителя на входе в ПНА, P_{in}^{Ox} , кгс/см ²	6,83	6,9	6,654	6,81	6,792	6,78
Среднеинтегральное значение давления горючего на входе в ПНА, P_{in}^{Fu} , кгс/см ²	6,83	6,9	7,084	7,02	6,997	6,958
Среднеинтегральное значение давления окислителя на выходе из ПНА, P_{out}^{Ox} , кгс/см ²	16,27	16,875	16,72	16,672	16,773	16,26
Среднеинтегральное значение давления горючего на выходе из ПНА, P_{out}^{Fu} , кгс/см ²	16,13	16,729	16,613	16,654	16,865	16,21

**Рис. 8.** Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при пониженных температурах гелия и топлива

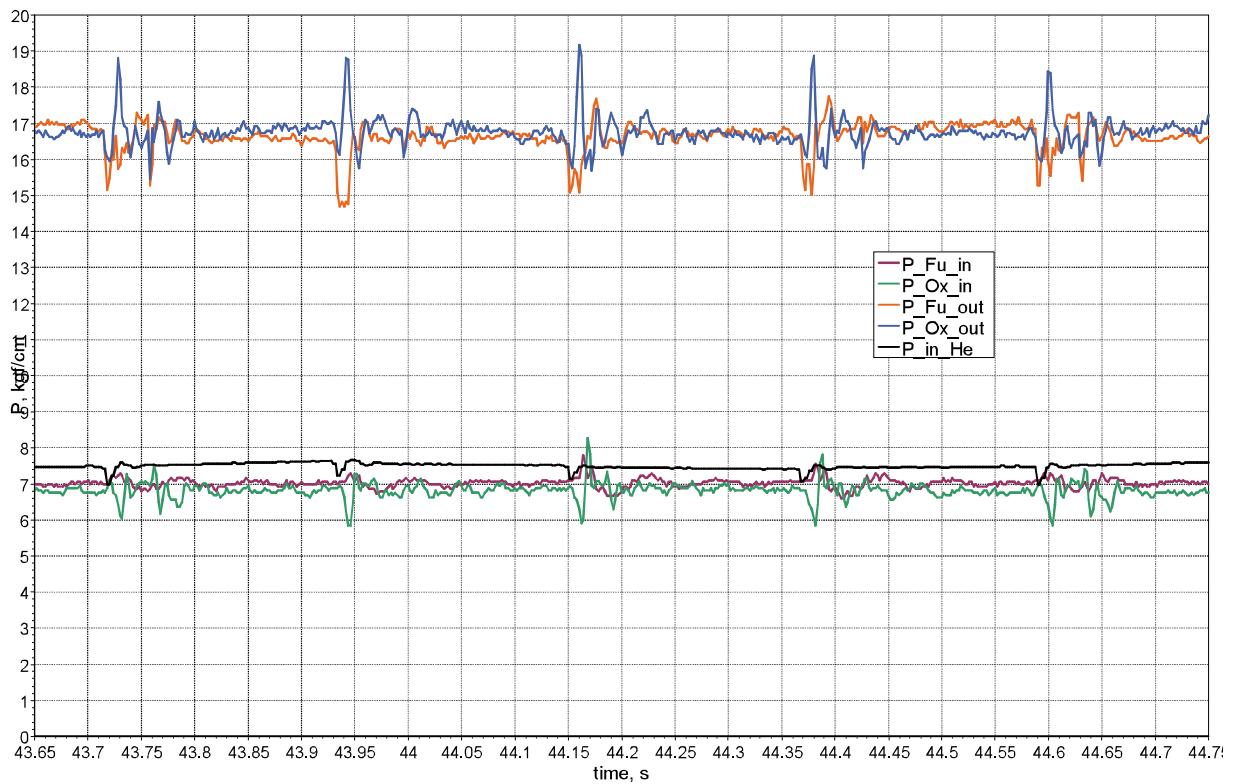


Рис. 9. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при номинальных температурах гелия и топлива

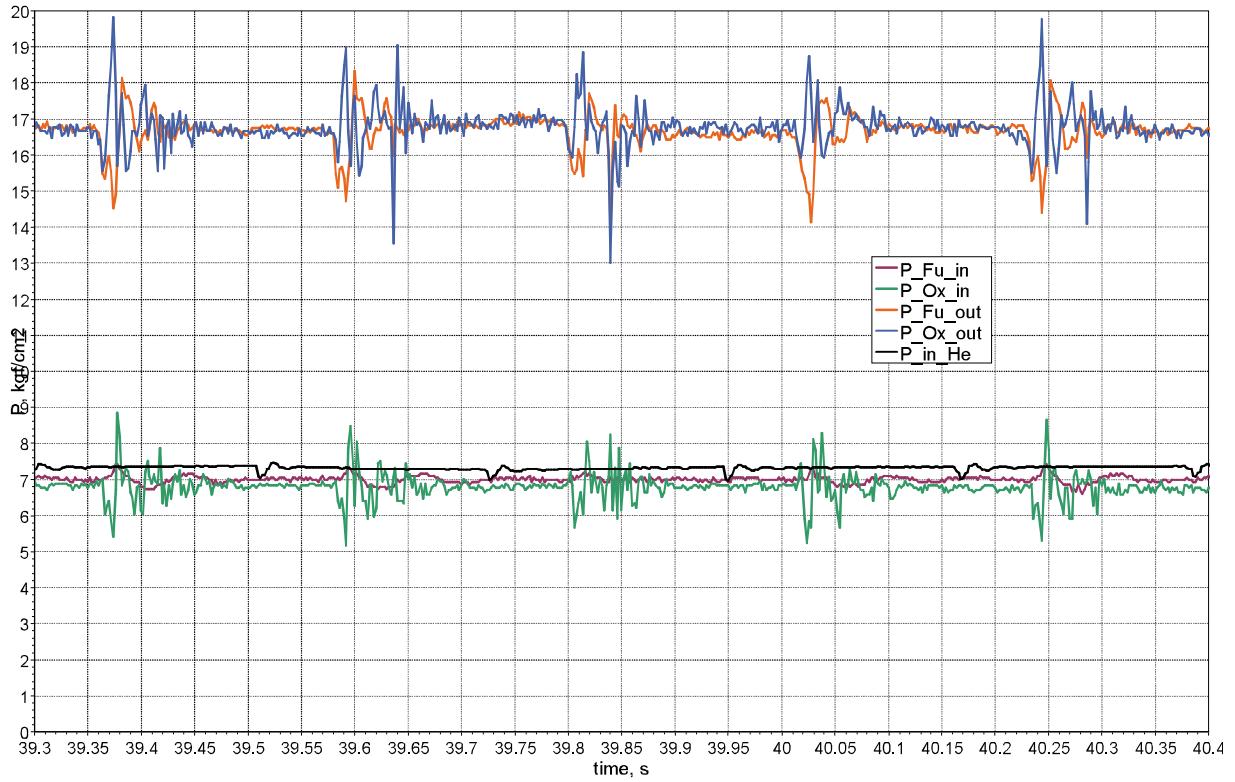


Рис. 10. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при повышенных температурах гелия и топлива

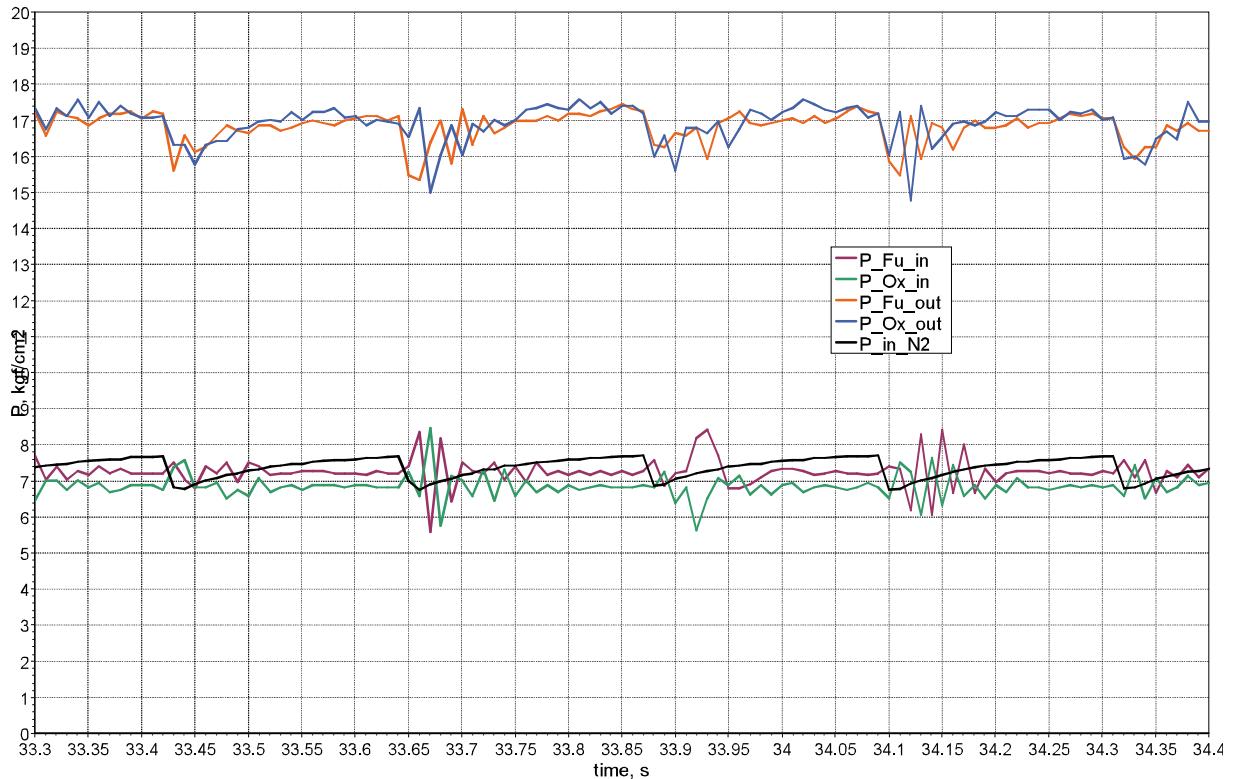


Рис. 11. Характер изменения параметров ПНА при ресурсных испытаниях на компонентах топлива при номинальных температурах азота и топлива

Выводы

В результате анализа проведенных исследований подтверждено соответствие расходно-напорных и ресурсных характеристик работы ПНА на модельных жидкостях и газах с характеристиками работы ПНА на натурных компонентах топлива. Данный факт позволяет снизить стоимость и сократить сроки отработки пневмонасосных агрегатов за счет использования более дешевых и безопасных модельных жидкостей, газов. Также был подтвержден ресурс работы ПНА на натурных компонентах топлива в течении 10800 с.

Литература

1. Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи [Текст] / В. Н. Шнякин, В. А. Шульга, В. И. Конох и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 9 (76). – С.159-163.
2. Оптимизация параметров и определение границ работоспособности двухкомпонентного

пневмонасосного агрегата для космического аппарата [Текст] / В.И.Конох, И.И.Калиниченко, И.Н.Гордиец и др.// Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 9 (144). – С.36-46.

3. Определение коэффициента полезного действия двухкомпонентного пневмонасосного агрегата для космического аппарата. [Текст] / В. И. Конох, И. И. Калиниченко, И. Н. Гордиец и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – № 7 (151). – С.12-19.

4. Пат. 116172 Украина, МПК⁸ F04B 9/12. Пневмонасос [Текст] / ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля, 21.07.2016, 12.02.2018, Бюл. №3 – 5 с.

5 Разработка уплотнительных элементов для обеспечения ресурсных характеристик пневмонасосного агрегата [Текст] / В. И. Конох, И. И. Калиниченко, И. Н. Гордиец и др.// Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 7 (124).– С.131-136.

Поступила в редакцию 29.07.2019

В.І. Конох, І.І. Калініченко, І.М. Гордієць, В.В. Миколаєвський. Аналіз результатів випробувань двокомпонентного пневмонасосного агрегату на компонентах палива

На сьогоднішній день в рідинних ракетних двигунах космічних апаратів прийнято застосовувати витисну систему подачі компонентів палива, так як вона є найбільш простою і надійною. При цьому витиснка система подачі також має декілька суттєвих недоліків – паливні баки працюють під відносно високим тиском, що призводить до підвищення їхньої ваги за рахунок збільшення товщини стінки баків, а також велику розбіжність в співвідношенні компонентів палива, і як наслідок – збільшення гарантійних запасів палива на борту космічного апарату. Наразі відпрацьована нова система подачі палива в камеру двигуна – пневмонасосна. Даній система подачі палива для рідинного ракетного двигуна займає окреме місце поміж витиснкою і турбонасосною системами подачі і перевершує їх по габаритно-масовим характеристикам для рідинних ракетних двигунів тягою до 10 кН. Проведено дослідження по теоретичному і експериментальному визначеню оптимальних параметрів двокомпонентного пневмонасосного агрегату (ПНА), визначеню коефіцієнту корисної дії ПНА на модельній рідині та робочих газах – гелій та повітря. Для підтвердження визначених на перших етапах витратно-напірних та ресурсних характеристик ПНА на модельній рідині (вода) і газах (гелій та повітря) були проведені випробування на натурних компонентах палива в діапазоні температур від 277 К до 312 К з використанням: окислювача – АТ (азотний тетроксид), пального – НДМГ (несиметричний діметилгідразин). Робочий газ – гелій і азот в діапазоні температур від 261 К до 364 К. Сумарний час роботи кожного екземпляру ПНА складав 10800 с. В результаті аналізу проведених випробувань підтверджено відповідність витратно-напірних і ресурсних характеристик роботи ПНА на модельних рідинах і газах з характеристиками роботи ПНА на натурних компонентах палива в широкому діапазоні робочих температур. Сумарні гідравлічні втрати ліній окислювача і пального на воді та компонентах палива майже не відрізняються за рахунок своєї густини, що незначно впливає на зниження напорів на ~1...1,5 %. Даний факт дозволить в майбутньому для інших типорозмірів ПНА знизити вартість і скоротити терміни експериментального відпрацювання за рахунок використання більш дешевих і безпечних модельних рідин та газів. Також була підтверджена можливість тривалої роботи ПНА в агресивних середовищах.

Ключові слова: двигунна установка; пневмонасосна система подачі; пневмонасос; компоненти палива; ресурс роботи.

V.I. Konokh, I.I. Kalinichenko, I.M. Hordiiets, V.V. Mykolaievskiy. Analysis of result of bipropellant pneumopump assembly tests with propellants

Nowadays, it is decided to apply pressure propellant supply system in the liquid-propellant propulsion system as the most simple and failsafe system. At the same time, it has some significant disadvantages such as fuel tanks are under high pressure that leads to their mass increasing due to wall thickness increasing and significant dispersion of propellant mixture ratio, as a result, flight performance reserve on a spacecraft board is increased.

Nowadays, a new system such as pneumopump system was developed for propellants supplying into an engine chamber. This propulsion supply system takes individual place between pressure and turbopumping propellant supply systems and surpasses their under mass perfection for liquid propulsion system with thrust of up to 10 kN. Theoretical and experimental researches of the bi-propellant pneumopump assembly (PPA) optimal parameters determination were carried out as well as determination of the PPA efficiency with model liquid and working gases such as helium and air.

The tests with propellants at wide temperature range were carried out to confirm the PPA flow-head and service life characteristics determined at the first phase of development with model liquid (water) and gases (helium and air). Oxidizer NTO (nitrogen tetroxide) and fuel UDMH (unsymmetrical dimethylhydrazine (heptyl)) were applied as propellants with temperature range from 227 to 312 K and working gases helium and nitrogen at temperature range from 227 to 312 K as well. Summarized operation duration of each tested PPA was 10800 s that exceeded required service life characteristics in two times.

In accordance with the tests results, compliance of the PPA flow-head and service life characteristics with model liquid and gases with the PPA characteristics with propellants was confirmed

within wide range of working temperatures. Total hydraulic losses of oxygen and fuel hydraulic lines at tests with water and propellants are not very different due to their densities that does not have a significant effect on a head reducing – about 1...1.5 %. In future, for other PPA parameters, this fact will allow reducing a price and experimental development term duration owing to application of cheaper and more secure model liquids and gases. Possibility of PPA long operation in aggressive mediums was confirmed as well.

Key words: *propulsion system; pneumo-pump feed system; pneumo-pump unit; propellant; service life.*

References

1. Shnyakin V. N., Shul'ga V. A., Konokh V. I., Zhivotov A. I., Kalinichenko I. I., Dibrivnyi A. V., Kuksa I. Yu. Dvukomponentnaya zhidkostnaya dvigatel'naya ustavovka kosmicheskogo appara s pnevmonasosnoj sistemoj podachi [Bipropellant liquid propulsion system of spacecraft with pneumo-pump supply system]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ., 2010, no. 9 (76), pp. 159-163.

2. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Shpak A.V. Optimizaciya parametrov i opredelenie granic rabotosposobnosti dvukomponentnogo pnevmonasosnogo agregata dlya kosmicheskogo appara [Parameters optimization and operability limits determination of the bipropellant pneumo-pump unit of a spacecraft]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ., 2017, no. 9 (144), pp. 36-46.

3. Konokh V. I., Kalinichenko I. I., Gordiets I.N., Shpak A. V. Opredelenie koefficiente poleznogo dejstviya dvukomponentnogo pnevmonasosnogo agregata dlya kosmicheskogo appara [Determination of the efficiency of two-component pneumo-pump unit for a spacecraft]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ., 2018, no. 7 (151), pp. 12-19.

4. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Mikolaevskiy V.V. Pnevmonasos [Pneumopump]. Patent UA, № 116172, 2018.

5. Konokh V.I., Kalinichenko I.I., Gordiets I.N., Shpak A.V. Razrabotka uplotnitel'nyh elementov dlja obespechenija resursnyh harakteristik pnevmonasosnogo agregata [Development of sealing elements for ensuring of pneumo-pump unit service life characteristics]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija Publ., 2015, no. 7 (124), pp. 131-136.

УДК 621.454.2

Логвиненко А. И.

канд. техн. наук, главн. науч. сотрудник отдела проектирования двигательных установок ракет на жидком топливе, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина, e-mail: LohvynenkoAI@science.yuzhnoye.com;

Петренко Р. М.

аспирант, инженер-конструктор отдела проектирования двигательных установок ракет на жидком топливе, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина, e-mail: PetrenkoRM@science.yuzhnoye.com

МЕТОД РАСЧЕТА ПРОГРЕВА ЖИДКОГО ТОПЛИВА В БАКЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Процесс изменения температуры компонентов топлива в баках двигательной установки оказывает существенное влияние на её работу, параметры системы подачи, а также на энергетику ракеты-носителя. Настоящая работа посвящена созданию простого и эффективного метода расчёта температурных полей жидкого топлива в баках двигательной установки, с целью его применения при проектировании систем наддува топливных баков. Показана необходимость математического моделирования прогрева топлива в баках и влияния самого процесса нагрева на параметры системы наддува. При этом важно изменение температуры свободной поверхности топлива, которая формирует интенсивность теплопередачи, характер изменения давления в баке по времени и температуру топлива на входе в насосы двигательной установки. Использование уравнений Навье-Стокса с этой целью усложняет проведение расчётов, что вынуждает к созданию более простых в использовании методов. Помимо определения параметров создаваемых систем наддува топливных баков, учёт прогрева топлива выполняют при обработке её экспериментальных данных. С целью получения фактических коэффициентов теплоотдачи между газом наддува и жидким топливом, необходимо знать, какая доля тепла внесена от газа в жидкость, а какая – результат воздействия аэродинамического теплового потока. Предложенная модель основана на уравнениях передачи тепла внутри твёрдого тела, с использованием эмпирических коэффициентов. В качестве независимых задач рассмотрен расчёт прогрева топлива как от газа наддува, так и от аэродинамического теплового потока. Для определения последнего использованы уравнения турбулентного пограничного слоя, с учётом допущений, основанных на элементарных процессах естественной конвекции. Показана удовлетворительная сходимость расчётов и экспериментальных данных. С помощью описанного метода сделана обработка лётных данных систем наддува, с учётом динамики процессов теплопередачи при различных способах ввода газа наддува в бак, при различных его скоростях и теплофизических свойствах. Применение разработанного метода в составе методик расчёта параметров систем наддува позволяет существенно повысить точность расчётов и в целом снизить трудозатраты на разработку систем подачи топлива двигательной установки.

Ключевые слова: теплообмен, система наддува, аэродинамический тепловой поток, прогрев топлива в баках.

Введение

Изменение температуры компонентов топлива в баках двигательной установки (ДУ) оказывает существенное влияние на её работу, параметры системы подачи, а также на энергетику ракеты-носителя (РН) в целом. В большинстве современных РН топливные баки I-II ступеней выполняются несущими, что, помимо конструктивных преимуществ, влечёт за собой передачу аэродинамического теплового потока через стенки бака к жидкому топливу. Повышение его конечной температуры на входе в насосы ДУ требует повышения давления

топлива (для исключения их кавитации), что приводит к повышению массы СН и ухудшению энергетики РН [1].

Помимо тепла от аэродинамического взаимодействия, топливо в баке воспринимает тепловой поток от горячего газа наддува. Учитывая существование тенденции повышать температуру вводимого газа в бак, снижая массу СН [2], возрастает необходимость в достоверной математической модели этого процесса. Эта задача приобретает актуальность в связи с возможностью использования генераторной СН для баков со сжиженным природным газом (с температурой вводимого газа $\sim 1000^{\circ}\text{C}$). [3]

Учёт прогрева топлива взаимосвязан с определением фактических коэффициентов теплоотдачи между газом наддува и жидким топливом. При этом необходимо знать, какая доля тепла внесена от газа в жидкость, а какая – результат воздействия аэродинамического теплового потока.

Соответственно, цель данного исследования – сформировать оперативный, простой и эффективный метод расчёта прогрева топлива в баке по его глубине и времени полёта, при воздействии на него аэродинамического потока и горячего газа наддува.

1. Постановка задачи

Известен метод расчёта прогрева верхних слоёв топлива [1], апробированный при создании в КБ «Южное» ряда семейств РН. Его математическая модель основана на решении уравнения теплопроводности полуограниченного твёрдого тела [4]

$$\Delta T_{ж.г}(h, \tau) = \frac{b \dot{q}_{3,ср} \sqrt{a_{ж}\tau}}{\lambda_{ж}} \operatorname{erfc}(u), \quad (1)$$

$$\dot{q}_{3,ср} = \frac{\int \dot{q}_3(\tau) d\tau}{\tau} \quad (2)$$

$$\operatorname{erfc}(u) = \frac{e^{-0.8u^2}}{\sqrt{\pi}} - u \left(1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^u e^{-x^2} dx \right) \quad (3)$$

$$u = \frac{h}{\xi \sqrt{a_{ж}\tau}}, \quad (4)$$

где $\Delta T_{ж.г}(h, \tau)$ - температурный прогрев верхнего стоя топлива от воздействия газа наддува с его свободной поверхностью;

h - глубина (от уровня свободной поверхности);

τ - момент времени;

b - эмпирический коэффициент;

$\dot{q}_{3,ср}$ - осреднённый тепловой поток, подведённый к свободной поверхности топлива и отнесённый к её площади;

$a_{ж}$ - коэффициент температуропроводности жидкого топлива;

$\lambda_{ж}$ - коэффициент теплопроводности жидкого топлива;

$\dot{q}_3(\tau)$ - удельный тепловой поток, поступающий в свободную поверхность топлива;

ξ - эмпирический коэффициент.

Коэффициенты b, ξ определяются по ре-

зультатам наземных испытаний для различных компонентов топлива. Основной недостаток этого метода - отсутствие учёта его прогрева от аэродинамического теплового потока.

Известен также метод определения прогрева топлива от аэродинамического тепла [5], в котором принимается, что его накопление происходит около свободной поверхности. Эта математическая модель апробирована при создании РН «Титан-2» и «Титан-3», однако обладает существенным недостатком – невозможностью определения температуры нижних слоёв топлива, что необходимо для оценки его конечной температуры на входе в насосы ДУ.

Устранение недостатка модели [5] возможно при адаптации уравнений (1-4) под его физическую модель прогрева. Формирование итоговой последовательности расчёта описано ниже.

2. Формирование метода расчёта

2.1. Случай существенного вклада аэродинамического теплового потока

При полете РН в плотных слоях атмосферы на топливные баки воздействуют аэродинамические тепловые потоки, повышая температуру компонента в пристеночном слое бака. Образующийся при движении прогретого компонента вдоль стенки бака пограничный слой замыкается на его свободной поверхности. Это приводит к повышению температуры компонента в баке и формированию температурного профиля по глубине $\Delta T_{ж}(h, \tau)$.

Движение прогретого компонента при аэrodinamическом нагреве вверх вдоль стенки бака обусловлено воздействием только перегрузки и разности его плотностей в баке и в пограничном слое. Диаметр топливного бака значительно больше толщины пограничного слоя, что позволяет в данном случае воспользоваться теорией турбулентного пограничного слоя при свободной конвекции в неограниченном объеме. Тогда распределение относительного прогрева и скорость в пограничном слое описываются известными уравнениями: [6]

$$\Delta \bar{T}_y = \frac{\Delta T_y(\bar{y})}{\Delta T_{WZ}} = 1 - \bar{y}^{1/7}, \quad (5)$$

$$\bar{y} = \frac{y}{\delta}, \quad (6)$$

$$\Delta T_y(\bar{y}) = T_y(\bar{y}) - T_{ж.ср}, \quad (7)$$

$$\Delta T_{WZ} = T_{WZ} - T_{ж.ср}, \quad (8)$$

где $\Delta T_y(\bar{y})$ - зависимость перегрева пограничного слоя относительно средней температуры жидкости;

y - расстояние от нагретой стенки до рассматриваемой точки пограничного слоя;

δ - текущая толщина пограничного слоя;

ΔT_{WZ} - перегрев погруженной в топливо конструкции бака, относительно его средней температуры;

$T_{jk,cr}$ - средняя температура жидкого топлива;

T_{WZ} - температура погруженной в топливо конструкции бака;

$$\Delta \bar{W}_y = \frac{W_y(\bar{y})}{\sqrt{gn_x \beta_{jk} H(T_{WZ} - T_{jk,cr})}} = \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4, \quad (9)$$

где $W_y(\bar{y})$ - скорость всплытия пограничного слоя;

g - ускорение свободного падения;

n_x - продольная перегрузка;

β_{jk} - коэффициент температурного расширения жидкости;

H - высота гидравлического столба.

Относительная средняя температура пограничного слоя может быть определена как

$$\begin{aligned} \Delta \bar{T}_{y,cr} &= \frac{\Delta T_{y,cr}}{\Delta T_{WZ}} = \frac{\int_0^\delta W_y \Delta T_y dy}{\int_0^\delta W_y dy} = \frac{\int_0^1 \bar{W}_y \Delta \bar{T}_y d\bar{y}}{\int_0^1 \bar{W}_y d\bar{y}} = \\ &= \frac{\int_0^1 \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4 (1 - \bar{y}^{1/7}) d\bar{y}}{\int_0^1 \bar{y}^{1/7} (1 - \bar{y})^4 d\bar{y}} = 0,25, \quad (10) \end{aligned}$$

где $\Delta T_{y,cr}$ - средний перегрев пограничного слоя относительно средней температуры жидкости.

Двигающийся вдоль стенок пограничный слой достигает уровня свободной поверхности топлива и растекается по нему в направлении от стенок к центру бака. Принимается, что в результате интенсивного перемешивания прогрев свободной поверхности компонента ΔT_3 будет близок к среднемассовому прогреву пограничного слоя $\Delta T_{y,cr}$, т.е.

$$\Delta T_3 = \Delta T_{y,cr} = 0,25 \Delta T_{WZ}. \quad (11)$$

Итоговый профиль температур $\Delta T_{jk}(h, \tau)$ формируется только этим процессом:

$$\Delta T_{jk}(h, \tau) = \Delta T_{jk,a}(h, \tau) \quad (12)$$

где $\Delta T_{jk,a}(h, \tau)$ - температурный прогрев топлива под воздействием аэродинамического теплового потока.

Зависимость $\Delta T_{jk,a}(h, \tau)$ предложено вывести на основе уравнений (1-4)

$$\Delta T_{jk,a}(h, \tau) = \frac{b_a \dot{q}_{WZ,cr} \sqrt{a_{jk} \tau}}{\lambda_{jk}} \operatorname{erfc} \left(\frac{h}{\xi_a \sqrt{a_{jk} \tau}} \right), \quad (13)$$

$$\dot{q}_{WZ,cr} = \frac{\int \dot{Q}_{WZ}(\tau) d\tau}{\tau S_3}, \quad (14)$$

где $\dot{q}_{WZ,cr}$ - осреднённый тепловой поток, воспринятый жидкостью от конструкции бака, отнесённый к площади свободной поверхности топлива;

$\dot{Q}_{WZ}(\tau)$ - зависимость теплового потока, поступающего в жидкость от конструкции бака;

S_3 - площадь свободной поверхности топлива.

На основе результатов обработки экспериментальных данных получено

$$b_a \approx \frac{4}{\xi_a} \quad (15)$$

тогда уравнение (13) примет вид:

$$\Delta T_{jk,a}(h, \tau) = \frac{4 \dot{q}_{WZ,cr} \sqrt{a_{jk} \tau}}{\lambda_{jk} \xi_a} \operatorname{erfc} \left(\frac{h}{\xi_a \sqrt{a_{jk} \tau}} \right) \quad (16)$$

Из условия (11) и уравнения (16) выполняется подбор ξ_a

$$\frac{4 \dot{q}_{WZ,cr} \sqrt{a_{jk} \tau}}{\lambda_{jk} \xi_a} \operatorname{erfc}(0) = \Delta T_{y,cr} \quad (17)$$

$$\xi_a = \frac{4 \dot{q}_{WZ,cr} \sqrt{a_{jk} \tau}}{\lambda_{jk} \Delta T_{y,cr}} 0,564 \quad (18)$$

$$\Delta T_{jk,a}(h, \tau) = \frac{\Delta T_{y,cr}}{0,564} \operatorname{erfc} \left(\frac{h}{0,564 a_{jk} \tau \frac{4 \dot{q}_{WZ,cr}}{\lambda_{jk} \Delta T_{y,cr}}} \right). \quad (19)$$

Таким образом, уравнение (19) позволяет определить прогрев топлива по глубине при воздействии аэродинамического теплового потока и пренебрежении другими влияющими факторами.

Величина $T_{y,cr}$ зависит от температуры погруженной в жидкость стенки бака T_{wz} , которая переменна по времени полёта, и определяется на основе теплового баланса:

$$\dot{T}_{wz} = \frac{\dot{q}_a - \dot{q}_{wz}}{G_{wz}c_{wz}} F_{wz} \cong \frac{\dot{q}_a - \dot{q}_{wz}}{c_{wz}\delta_{wz}\rho_{wz} \left(1 + \frac{\delta_{wz}}{d}\right)}, \quad (20)$$

где \dot{q}_a - удельный аэродинамический тепловой поток в конструкцию бака;

G_{wz} - масса стенок бака, погруженных в жидкое топливо;

c_{wz} - теплоёмкость материала стенок;

F_{wz} - площадь теплообмена топлива со стенками бака;

δ_{wz} - толщина стенок;

ρ_{wz} - плотность материала конструкции;

d - внутренний диаметр бака.

Величину \dot{q}_{wz} можно определить на основе уравнения

$$\dot{q}_{wz} = \alpha_{wz} \Delta T_{wz}, \quad (21)$$

где α_{wz} - коэффициент теплоотдачи от погруженных стенок бака к жидкому топливу, который определяется с помощью критериального уравнения для турбулентного пограничного слоя [7]:

$$Nu = 0,135(Gr \cdot Pr)^{1/3}. \quad (22)$$

Следует отметить, что зависимостью (19) можно пользоваться при отсутствии кипения на стенке бака, т.е. при

$$T_{wz} = (T_0 + \Delta T_{wz}) < T_s, \quad (23)$$

$$T_s = f(P_{ж}), \quad (24)$$

где T_0 - начальная температура топлива;

T_s - температура кипения жидкости (является функцией давления);

$P_{ж}$ - местное давление жидкости.

Необходимо подчеркнуть, что прогрев компонента определяется относительно его среднемассовой температуры

$$T_{ж,cr} = T_0 + \Delta T_{ж,cr}, \quad (25)$$

где значение $\Delta T_{ж,cr}$ находится из уравнения теплового баланса

$$\Delta T_{ж,cr} = \frac{\Delta Q_{ж}}{G_{ж}c_{ж}} = \frac{\varphi_a \int_0^{\tau} \dot{q}_{wz} F_{wz} dt}{c_{ж}\rho_{ж}S_3 H}, \quad (26)$$

где $\Delta Q_{ж}$ - тепловая энергия, подведенная в жидкость;

$G_{ж}$ - масса топлива в баке;

$c_{ж}$ - теплоёмкость жидкого топлива;

φ_a - коэффициент теплосодержания;

$\rho_{ж}$ - плотность жидкого топлива.

Коэффициент φ_a , численно равный отношению тепла, находящегося в баке в виде прогретого компонента, к общему количеству тепла, подведенного к нему за рассматриваемый период времени, можно представить в виде

$$\varphi_a(h_i) = \frac{\Delta Q_{ж}(h_i)}{\Delta Q_{ж}} = \frac{c_{ж}\rho_{ж}S_3 \int_0^{h_i} \Delta T_{ж,a}(h, \tau) dh}{c_{ж}\rho_{ж}S_3 \int_0^{\infty} \Delta T_{ж,a}(h, \tau) dh}, \quad (27)$$

где $\Delta Q_{ж}(h_i)$ - тепловая энергия, подведенная в жидкость и содержащаяся в её объёме от свободной поверхности топлива до уровня глубины h_i .

Преобразуем выражение (27):

$$\begin{aligned} \varphi_a(u_i) &= \frac{\int_0^{u_i} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = \frac{\int_0^{\infty} ierfc(u) du - \int_0^{u_i} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = \\ &= 1 - \frac{\int_0^{u_i} ierfc(u) du}{\int_0^{\infty} ierfc(u) du} = 1 - \frac{u_i}{0,25} = 1 - 4 \int_{u_i}^{\infty} ierfc(u) du, \quad (28) \end{aligned}$$

где

$$u_i = \frac{h_i}{\xi_a \sqrt{a_{ж} \tau}}. \quad (29)$$

Графическая зависимость $\varphi(u)$ вместе с $ierfc(u)$ показана на рис.1.

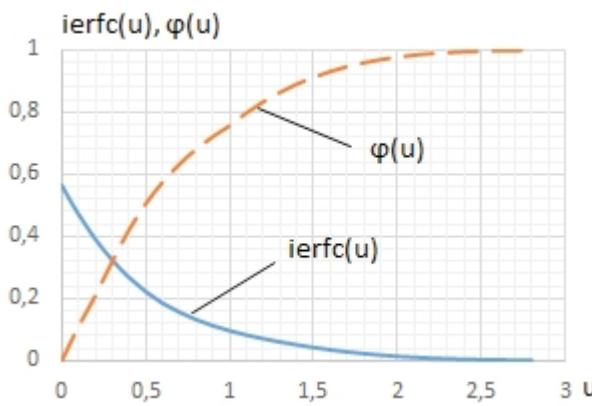


Рис. 1. Зависимости $\text{ierfc}(u)$ и $\varphi(u)$

При уменьшении \dot{q}_a некоторое время прогрев верхнего слоя компонента не изменится, так как потери тепла из верхних слоев в нижние компенсируются за счет поступления в эту область части пограничного слоя, имеющего более высокую температуру. Однако, дальнейшее снижение температуры пограничного слоя приведёт к тому, что он уже не достигнет свободной поверхности топлива. В предельном случае, когда тепловое воздействие вообще прекращается, коэффициент температурного профиля ξ_a не изменяется и из уравнений (11, 16) следует, что

$$\Delta T_{y,cr} \sqrt{\tau} = \text{const}. \quad (30)$$

Для упрощения расчётной модели принимается использовать * условие (30), начиная с момента времени τ , когда температура поверхности компонента начинает уменьшаться. Расчёт температуры свободной поверхности проводится по формуле

$$\Delta T_3 = \Delta T_3^* \sqrt{\frac{\tau^*}{\tau}}, \quad (31)$$

где ΔT_3^* - максимальный прогрев свободной поверхности топлива;

τ^* - момент времени, в который реализовалось значение ΔT_3^* .

2.2. Случай воздействия аэродинамического теплового потока и горячего газа наддува

В общем случае, перед запуском ДУ в баках существует первоначальный температурный профиль топлива $\Delta T_{ж,0}(h)$, который сформирован системой заправки и теплопередачей с окружающей средой при стоянке РН. Для дальнейших расчётов зависимость $\Delta T_{ж,0}(h)$ принимается известной.

После выхода СН на режим, горячий газ наддува контактирует с поверхностью топлива и передаёт ему тепловую энергию. Под его

воздействием формируется его температурный профиль $\Delta T_{ж,g}(h, \tau)$, определение которого проводится по (1-4).

В условиях существования прогретого верхнего слоя, двигающийся вдоль стенок пограничный слой не достигает свободной поверхности топлива. При достижении уровня топлива h^* , среднемассовая температура которого равна $T_{y,cr}$, подъёмная сила прекращает своё действие, и пристеночный слой перемешивается с остальным топливом на этом уровне. В результате интенсивного перемешивания прогрев этого слоя компонента будет близок к среднемассовому его прогреву, т.е.

$$\Delta T_a^* = \Delta T_{y,cr} = 0,25 \Delta T_{WZ}. \quad (32)$$

Уровень h^* определяется на основании условия:

$$\Delta T_0(h^*) + \Delta T_{ж,a}(h^*, \tau) = \Delta T_{y,cr}. \quad (33)$$

Результаты обработки данных полётных испытаний ДУ позволяет утверждать, что тепловой поток от газа наддува оказывает несущественное влияние на температуру слоёв топлива, глубиной от 70...100 см и ниже [8]. Для примера, на рис. 2 показаны результаты замеров температуры топлива по глубине.

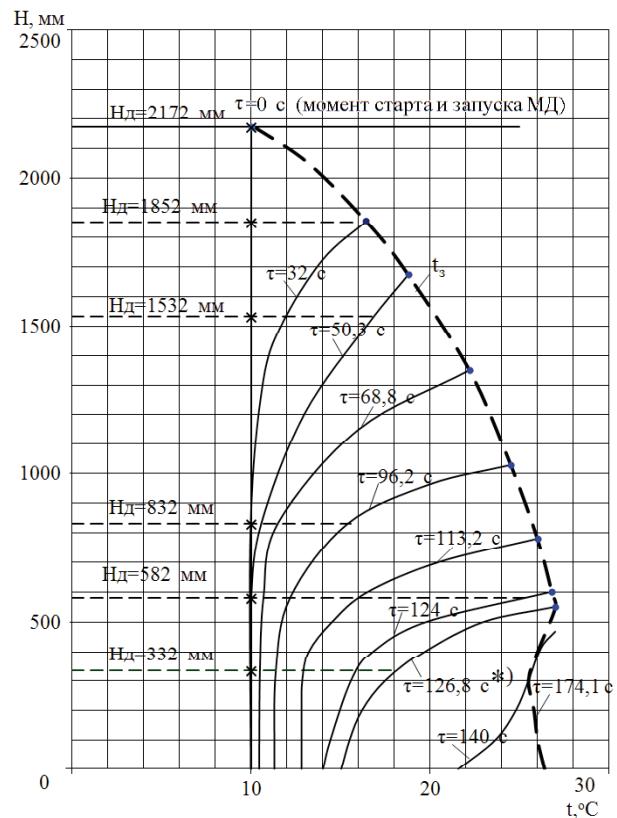


Рис. 2. Результаты замеров температуры жидкого топлива по его глубине [8]

Исходя из описанного выше, принимается определять прогрев верхнего слоя (до глубины h^*) по апробированным уравнениям (1-5), а температуру нижних слоёв вычислять согласно модели аэродинамического прогрева, описанной в п.2.1.

Итоговое уравнение прогрева топлива, в случае комбинированного воздействия на него тепловых потоков, принимает вид

$$\Delta T_{jk}(h, \tau) = \begin{cases} \frac{4\dot{q}_{3,sp}\sqrt{a_{jk}\tau}}{\xi\lambda_{jk}} \operatorname{erfc}\left(\frac{h}{\xi\sqrt{a_{jk}\tau}}\right) + \Delta T_0(h) & h < h^* \\ \frac{\Delta T_{y,sp}}{0,564} \operatorname{erfc}\left(\frac{h}{0,564a_{jk}\tau}\right) + \Delta T_0(h) & h \geq h^* \end{cases} \quad (34)$$

3. Апробация полученного метода

На рис. 3 показано сравнение результатов расчёта температуры азотного тетраоксида (АТ) на входе в насос ДУ I ступени с замерами его температуры при пуске одной из РН. В составе системы подачи используется генераторная СН, которая обеспечивает скоростной ввод газа с температурой 420...500 °C. Это приводит к интенсивному прогреву верхних слоёв АТ. Влияние аэродинамического теплового потока проявляется лишь в середине полёта, а в конце полёта её повышение происходит за счёт прогрева от газа наддува.

По результатам сравнения на рис. 3 наблюдается удовлетворительная сходимость расчётных и экспериментальных температур. Стоит отметить, что немаловажное влияние на итоговое распределение температур оказывает начальный температурный профиль, среднемассовый прогрев по которому может составлять до 1 K.

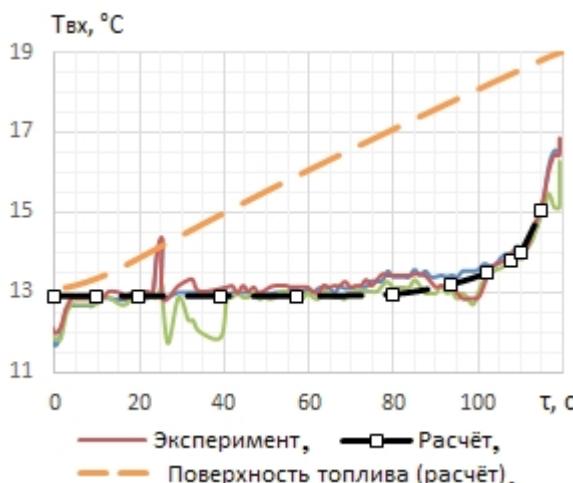


Рис. 3. Сходимость с экспериментом расчётной температуры АТ на входе в насосы ДУ

Для этой же ДУ, на рис. 4 показана сходимость результатов расчёта температуры несимметричного диметилгидразина (НДМГ) на входе в насос.

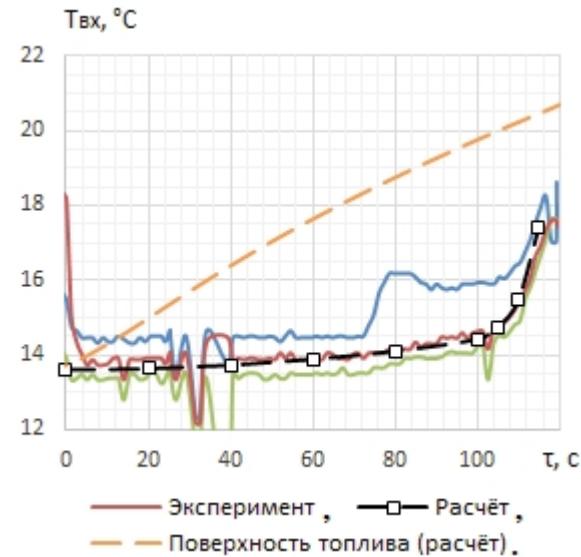


Рис. 4. Сходимость с экспериментом расчётной температуры НДМГ на входе в насосы ДУ

Используемая генераторная СН реализует низкоскоростной ввод газа наддува с температурой 250 °C. Однако, его насыщенность парами горючего приводит к их интенсивной конденсации на свободной поверхности топлива, и повышенному её нагреву. Характер изменения температуры НДМГ по времени аналогичен АТ.

Заключение

Разработан простой и эффективный метод расчёта прогрева жидкого топлива в баке. Его математическая модель составлена на основе уравнений теплопроводности, теории пограничного слоя, и предположений, основанных на физике процессов, сопровождающих свободную конвекцию в жидкостях. Простота метода позволяет использовать его в составе методик расчёта параметров СН, что повышает точность результатов расчёта в целом.

Показана удовлетворительная сходимость расчётных и экспериментальных данных, что подтверждает работоспособность метода.

P.S. Авторы считают своим долгом отметить существенный вклад в постановку и решение данной задачи к.т.н. Мосейко В.А.

Литература

- Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н. М. Беляев. – М.: Машиностроение, 1976.– 336 с.
- Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-

носителей. Проблемы и пути их решения [Текст] / Ю. А. Митиков, Н. В. Масляный, Ю.К. Гонтарев и др. // Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – №1. – С. 120-129.

3. Петренко Р. М. Эффективность применения генераторных систем наддува баков со сжиженным природным газом перспективных ракет-носителей [Текст] / Р. М. Петренко, А. И. Логвиненко // Космические технологии: настоящее и будущее : материалы VII Междунар. науч. конф., Днепр, 21-24 мая 2019 г. – Днipro, 2019. – С. 39.

4. Лыков А. В. Теория теплопроводности [Текст] / А. В. Лыков. – М.: Высшая школа, 1967. – 600 с.

5. Ring E. Rocket propellant and pressurization systems [Text] / E. Ring. – Englewood Cliffs : Prentice-hall, 1964. – 310 p.

6. Schlichting H. Boundary layer theory [Text] / H. Schlichting., K. Gersten – 9th ed. – Berlin : Springer, 2017. – 805 p.

7. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена [Текст] / С. С. Кутателадзе. – 4-е изд., доп. – Новосибирск : Наука, 1970. – 416 с.

8. Логвиненко А. И. Повышение энергетики РН путем совершенствования характеристик пневмогидравлических систем двигательных установок [Текст] / А. И. Логвиненко // Космическая техника, ракетное вооружение. – 2017. – №2 (114). – С.19-24.

Поступила в редакцию 12.05.2019

А.І. Логвиненко, Р.М. Петренко. Метод розрахунку прогріву рідкого палива в баку рушійної установки ракети-носія

Процес зміни температури компонентів палива в баках рухової установки робить істотний вплив на її роботу, параметри системи подачі, а також на енергетику ракети-носія. Справжня робота присвячена створенню простого і ефективного методу розрахунку температурних полів рідкого палива в баках рухової установки, з метою його застосування при проєктуванні систем надування паливних баків. Показані необхідність математичного моделювання прогрівання палива в баках, і впливи самого процесу нагріву на параметри системи надування. При цьому важлива зміна температури вільної поверхні палива, яка формує інтенсивність теплотопередачі, характер зміни тиску в баку за часом і температуру палива на вході в ДУ. Використання рівнянь Навье-Стокса з цією метою ускладнює проведення розрахунків, що змушує до створення простіших у використанні методів. Окрім визначення параметрів створюваних систем надування паливних баків, облік прогрівання палива виконують при обробці її експериментальних даних. З метою отримання фактичних коефіцієнтів тепловіддачі між газом надування і рідким паливом, необхідно знати, яка доля тепла внесена від газу в рідину, а яка – результатом дії аеродинамічного теплового потоку. Запропонована модель, заснована на рівняннях передачі тепла усередині твердого тіла, з використанням емпіричних коефіцієнтів. Як незалежні завдання розглянутий розрахунок прогрівання палива як від газу надування, так і від аеродинамічного теплового потоку. Для визначення останнього використані рівняння турбулентного пограничного шару, з урахуванням допущень, заснованих на елементарних процесах природної конвекції. Показана задовільна збіжність розрахункових і експериментальних даних. За допомогою описаного методу зроблена обробка льотних цих систем надування, з урахуванням динаміки процесів теплотопередачі при різних способах введення газу надування в бак, при різних його швидкостях і теплофізичних властивостях. Використання розробленого методу у складі методів розрахунку параметрів систем надування дозволяє суттєво підвищити точність розрахунків і в цілому знизити трудовитрати на розробку систем постачання палива рушійних установок.

Ключові слова: теплообмін, система надування, аеродинамічний тепловий потік, нагрівання палива у баках.

A.I. Lohvynenko, R.M. Petrenko. Calculation method of liquid propellant heating in propulsion system tank

Process of propellant temperature change in tanks of propulsion system makes essential impact on its working, parameters of its propellant supply system, and also on rocket payload capability. The present work is devoted creation of a simple and effective calculation method of liquid propellant temperature fields in tanks of propulsion system, for the purpose of its application at designing propellant tanks pressurization systems. Necessity of propellant warming up mathematical modelling in tanks, and influences of the heating process on pressurization system parameters is shown. Change of temperature of propellant free surface, which forms intensity of a heat transfer,

character of pressure change in a tank on time, and propellant temperature on an input in propulsion system is thus important. Use of the equations of Navier-Stokes with that end in view complicates carrying out of calculations that compels to creation of more simple in use of methods. Besides parameters definition of created fuel tanks pressurization systems, the account of propellant warming up carry out at processing of its experimental data. For evaluating of heating transfer coefficient between pressurization gas and liquid propellant, it is necessary to know, what share of heat is brought from gas in a liquid, and what - result of influence of an aerodynamic thermal stream. The offered model is based on the equations of heat transfer in a firm body, with use of empirical coefficients. As independent problems of propellant warming up calculation both from pressurization gas and from an aerodynamic thermal stream is considered. For definition of the last the equations of a turbulent interface, taking into account the assumptions based on natural convection elementary processes are used. Satisfactory convergence settlement and experimental data is shown. By described method processing the flight parameters of pressurization system, taking into account dynamics of heat transfer processes is made at various ways of gas input, at its various speeds and physical properties. Application of the developed method as a part of design procedures of pressurization systems parameters allows to raise essentially calculations accuracy and as a whole to lower expenditures of labor on system engineering of propulsion systems propellant supply.

Key words: heat exchange; pressurization systems; aerodynamic thermal stream; propellant warming.

References

1. Beljaev N. M. Sistemy nadduva toplivnyh bakov raket [Pressurization systems of launch vehicles fuel tanks]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976. 336 p.
2. Mitikov Yu. A., Maslyanyi, N. V., Gontarev, Yu. K., Andrievskii, M. V. Proektirovanie gazo-ballonnykh sistem nadduva bakov dvigatel'nykh ustanovok raket-nositelei [Design of gas-ballon tank pressurization systems of propultion units of launch vehicles. Problems and troubleshooting]. Problemy vysokotemperaturnoi tekhniki, 2014, no. 1, pp. 120-129.
3. Petrenko R. M. Jeffektivnost' primenenija generatornyh sistem nadduva bakov so szhizhennym prirodnym gazom perspektivnyh raket-nositelej [Efficiency of generator pressurization system application for tanks with liquefied natural gas of perspective launch vehicles]. Materialy sed'moj nauchnoj konferencii "Kosmicheskie tehnologii: nastojashhee i budushhee" [Proc. 7th Int. Conf. "Space technologies: present and future"]. Dnipro, 2019. p. 39. (In Russian).
4. Lykov A. V. Teoriya teploprovodnosti [The theory of heating transfer]. Moscow, Vysshajashkola Publ., 1967. 600 p.
5. Ring E. Rocket propellant and pressurization systems. Englewood Cliffs, Prentice-hall, 1964, 310 p.
6. Schlichting H., Gersten K. Boundary layer theory. 9th ed. Berlin, Springer, 2017. 805 p.
7. Kutateladze S. S. Osnovy teorii teploobmena [Fundamentals of the theory of heat transfer]. 4th ed. Novosibirsk, Nauka, 1970. 416 p.
8. Lohvynenko A.I. Povyshenie jenergetiki RN putem sovershenstvovanija harakteristik pnevmogidravlicheskikh sistem dvigatel'nyh ustanovok [Enhancing the LV payload capability by improving the pneumatic-hydraulic systems characteristics of propulsion systems] Kosmicheskaja tehnika, raketnoe vooruzhenie, 2017, no.2 (114), pp.19-24.

УДК 621.454.3.03-213

Малый Л. П.

начальник отдела ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина,
e-mail: info@yuzhnoye.com;

Мотылев С. А.

начальник сектора ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля, Днепр, Украина,
e-mail: motylevsergey@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ ДНИЩ КОРПУСОВ РДТТ ИЗ УГЛЕПЛАСТИКА ВО ВРЕМЯ ИСПЫТАНИЙ И РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

В статье приведены исследования поведения днищ корпусов РДТТ для определения минимально необходимого места в переходном и хвостовом отсеках ракеты-носителя и выбор способа крепления и компактного размещения аппаратуры в отсеках ракеты-носителя. Для выполнения поставленных требований в статье рассмотрены следующие разделы: описание конструкции корпуса РДТТ, изготовление корпуса из углепластика, статические испытания корпуса РДТТ, огневые стендовые испытания двигателя, состояние корпуса после огневых стендовых испытаний. Рассмотрены основные проектные решения и выбор формы и профиля днища, а также элементы конструкции, входящие в состав днища. Проведены испытания, с целью подтверждения статической прочности и оценки качества изготовления корпуса. Во время испытаний при помощи установленной видеокамеры фиксировалось изменение контура заднего днища, на каждом этапе нагружения внутренним давлением. Впервые визуально зафиксировано работу заднего днища в районе клина. Проведен анализ перемещения пластика днищ по перу фланца при нагружении корпуса внутренним давлением. При нагружении корпуса внутренним давлением на поверхность днища, контактирующую с пером закладного фланца, воздействуют нагрузки, которые в 3 – 4 раза больше, чем на остальную поверхность днища. Это приводит к появлению значительных изгибающих моментов на пере фланца и так называемому эффекту «сползания днища» по перу фланца. Проведена оценка изменения формы днища от эллиптической к конической. Выполнен замер раскрытия торца днища относительно торца фланца. Разработана альтернативная схема установки датчиков для замера раскрытия. Создана качественная картина измерения отхода пластика от торца фланца, и изменения контура заднего днища при действии нагружения внутренним давлением. Результаты исследования поведения днищ во время работы двигателя и при статических испытаниях позволяют оценить минимально необходимое место в переходном и хвостовом отсеках ракеты-носителя, что, в свою очередь, позволяет экономить материалы (удешевить конструкцию) и выбрать способы крепления и компактно разместить аппаратуру в отсеках.

Ключевые слова: корпус, РДТТ, днище, испытание, ОСИ, видеофиксация, проектирование, изготовление.

Введение

В ракетно-космической технике широко применяются двигатели на твердом ракетном топливе, в состав двигателя входит корпус. Корпус предназначен для размещения заряда твердого ракетного топлива и служит камерой горения двигателя.

Проведены исследования поведения днищ корпусов РДТТ для определения минимально необходимого места в переходном и хвостовом отсеках ракеты-носителя и выбор способа крепления и компактного размещения аппаратуры в отсеках ракеты-носителя.

1. Описание конструкции корпуса

Корпус представляет собой цельномотанную конструкцию типа «кокон» и состоит из силовой оболочки со шпангоутами, внутреннего

теплозащитного покрытия и фланцев переднего и заднего.

Силовая оболочка корпуса (СОК) воспринимает внутреннее давление от продуктов сгорания топлива и внешние нагрузки.

В качестве материала для изготовления СОК в настоящее время применяются композиционные материалы на основе высокопрочных стеклянных, арамидных, угольных волокон с различного вида связующими.

Шпангоуты изготавливаются методом намотки, в процессе изготовления корпуса.

Соединение корпуса со смежными отсеками осуществляется с помощью штифтошпильчного соединения.

Зашиту силовой оболочки корпуса и фланцев от теплового воздействия продуктов сгорания твердого топлива выполняет внутреннее теплозащитное покрытие.

Для крепления к корпусу крышки с системой запуска двигателя и соплового блока предназначены фланцы передний и задний, устанавливаемые в днища теплозащитного покрытия переднего и заднего в процессе их изготовления.

К фланцу переднему крепится крышка с системой запуска двигателя, а к фланцу заднему – сопловой блок.

Фланцы изготавливаются из титанового сплава.

В состав корпуса входят следующие основные конструктивные элементы:

- силовая оболочка;
- стыковочные шпангоуты с узламистыка;
- внутренняя теплозащита;
- фланцы;
- средства защиты от статического электричества.

Конструкция корпуса должна:

- отвечать современным требованиям производственных процессов в условиях серийного производства;
- обеспечивать получение требуемых геометрических размеров и технических характеристик;
- обеспечивать технологичность сборки.

Конструкция корпуса представлена на рис. 1, 2.



Рис. 1. Конструкция корпуса из углепластика



Рис. 2. Корпус из углепластика

2. Испытания

Проведены статические испытания корпусов из углепластика [1].

При проведении всех видов испытаний проводится контроль каждого корпуса.

На каждом корпусе должны быть проведены испытания:

- заднего и переднего шпангоутов осевыми растягивающими силами;
- заднего и переднего шпангоутов осевыми сжимающими силами;
- силовой оболочки корпуса внутренним избыточным гидравлическим давлением.

Статические испытания корпуса представлены на рис. 3.



Рис. 3. Корпус РДТТ во время испытаний

Проведены огневые стендовые испытания (ОСИ) двигателя [2].

Двигатель в стапеле на стенде на рис. 4.



Рис. 4. Двигатель в стапеле

Двигатель во время работы на стенде на рис. 5.



Рис. 5. Работа двигателя

Корпус после ОСИ со стороны заднего днища на рис. 6

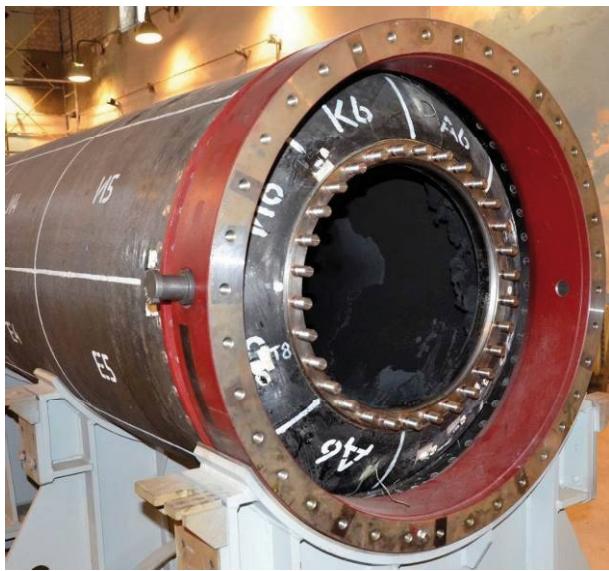


Рис. 6. Корпус двигателя после ОСИ

3. Исследование днищ

В настоящее время технологии шагнули далеко вперед, новые процессоры и мощные компьютеры позволяют считать информацию в большом объеме за короткое время. 3D съемка позволяет снять и определить объект в пространстве и в масштабе.

Метод фотографирования позволяет более точно определить перемещение объектов корпуса.

Данный метод обеспечивает определение по фотографии площади, ширины, длины, а также расстояния между объектами. Данную процедуру и последующее вычисление размеров можно проводить в любом графическом редакторе, который позволяет выделять области, увеличивать фото, подсчитывать количество пикселей на единицу площади, (Photoshop, ImageJ и др.). Для каждого замера определялась площадь в пикселях по эталонам, затем по известному масштабу рассчитывалась разница начального положения от имеющегося на каждом этапе нагружения корпуса. Но такой метод не позволяет оценить движение и поведение днища в режиме реального времени.

Видеосъемка позволяет автоматически определить площадь и габаритные размеры в режиме реального времени. Такая методика позволяет сэкономить время и финансовые затраты на испытания, а погрешность таких измерений не уступает прямым замерам. Такие технологии широко применяются в кино, при использовании спецэффектов, а также в быстро развивающихся технологиях виртуальной реальности VR.

При выборе основных проектных решений прорабатывались следующие элементы конструкции корпуса:

- профиля днищ;
- замки манжет;
- форма и размеры ВТЗП;
- форма и размеры фланцев.

В корпусах применён изотенсоидный профиль днища с параметром разгрузки в полюсах $\beta = r_0$ для получения заданного объёма при ограниченной длине корпуса. Такие профили днищ прошли успешную отработку в изделиях ГП «КБ «Южное».

Замок манжеты предназначен для соединения манжеты с основным ТЗП.

Форма и размеры ВТЗП определялись исходя из геометрии профиля днищ и формой спроектированного заряда. Внутренняя поверхность силовой оболочки корпуса (СОК) полностью покрыта ВТЗП, толщина которого определяется из условия обеспечения температуры силовой оболочки не более плюс 80 °C во время работы двигательной установки.

Для раскрепления торцов заряда на переднем и заднем днищах выполнены манжеты.

При статических и при ОСИ датчики перемещения устанавливаются согласно схеме в одно и то же место, для получения синхронных показаний. Схема установки датчиков представлена на рис. 7.

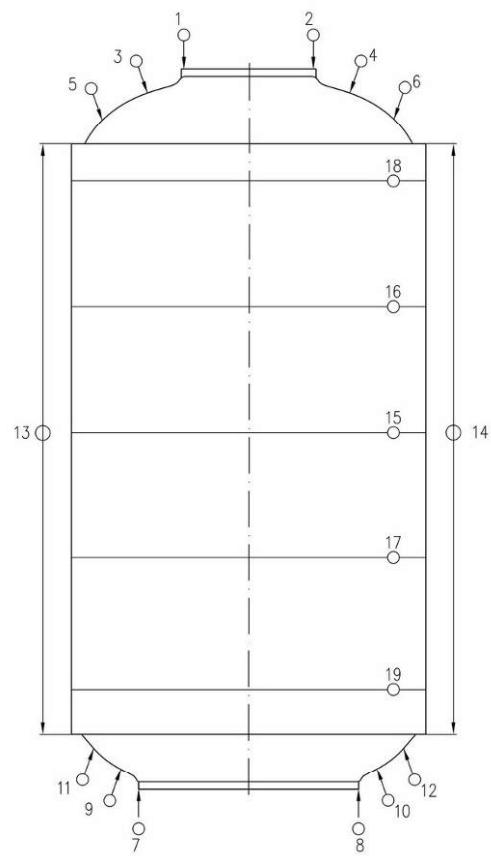


Рис. 7. Схема установки датчиков

Испытания корпуса проводятся с целью подтверждения статической прочности и оценки качества изготовления корпуса [1].

В процессе нагружения корпуса внутренним давлением, производилась видеофиксация изменения контура заднего днища при помощи установленной видеокамеры. Из полученных видеоматериалов получаем качественную картину изменения контура днища, которая показывает действительное изменение формы днища от эллиптической к конической. Качественная картина заднего днища представлена в виде прорисованного контура изменения профиля на каждом этапе нагружения внутренним давлением рис. 8.

Для более наглядного представления изменения контура рисунок 8 был промасштабирован в реальный масштаб с задним днищем. По условным точкам, поставленных на разных диаметрах днища, получаем максимальный «сдвиг» контура по нормали.

Также при испытаниях внутренним давлением корпуса производилась видеофиксация перемещения заднего днища в районе клина. Данные видеоматериалы позволили впервые визуально увидеть работу заднего днища в районе клина рис. 9. Промасштабировав фото в реальный масштаб, получаем отход заднего днища от клина.



Рис. 8. Изменение профиля заднего днища



Рис. 9. Заднее днище в районе клина

Анализ перемещения пластика днищ по перу фланца при нагружении корпуса внутренним давлением.

При нагружении корпуса внутренним давлением на поверхность днища, контактирующую с первом закладного фланца, воздействуют нагрузки, которые в 3 – 4 раза больше, чем на остальную поверхность днища. Это приводит к появлению значительных изгибающих моментов на перо фланца и так называемому эффекту «сползания днища» по перу фланца. Для компенсации таких перемещений на перо фланца укладывается фторопласт, дающий возможность реализации относительных перемещений без разрушения конструкции днища в зоне контакта.

Для замера перемещений торца днища относительно торца фланца были установлены датчики перемещений на рис. 10.

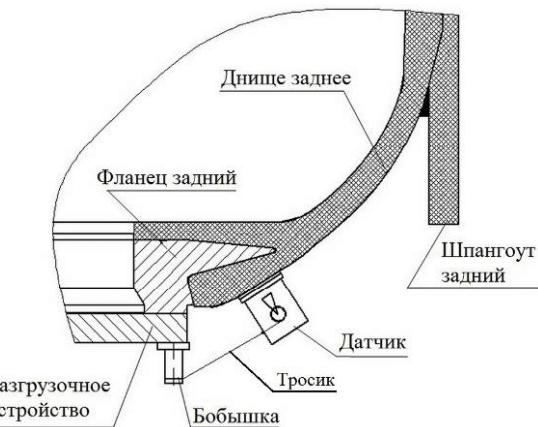


Рис. 10. Схема установки датчиков перемещения

Корпус датчика крепится на днище на определенном расстоянии от торца фланца, а мерительный тросик крепится на бобышке, приклеенной к торцу фланца.

Днища в процессе нагружения вытягиваются вдоль оси корпуса, изменяя форму от эллиптической к конической.

Рассмотрев более детально схему установки датчика, видно, что отклонение датчика связано с изгибом пера фланца.

Качественная схема изменения положения датчика представлена на рис. 11.

Для исключения влияния изменения формы днища на положения датчиков измерения, разработана альтернатива по их месту расположения. Такое расположение заключается в том, что два датчика устанавливаются на пластины, которые в свою очередь закрепляются на разгрузочном устройстве заднего днища. В следствие, данное расположение датчиков полностью исключило влияние на измерения при изменении формы днища от эллиптиче-

ской к конической. Качественная картина измерения отхода пластика от торца фланца, и изменения контура заднего днища при действии нагружения внутренним давлением представлена на рис.12.

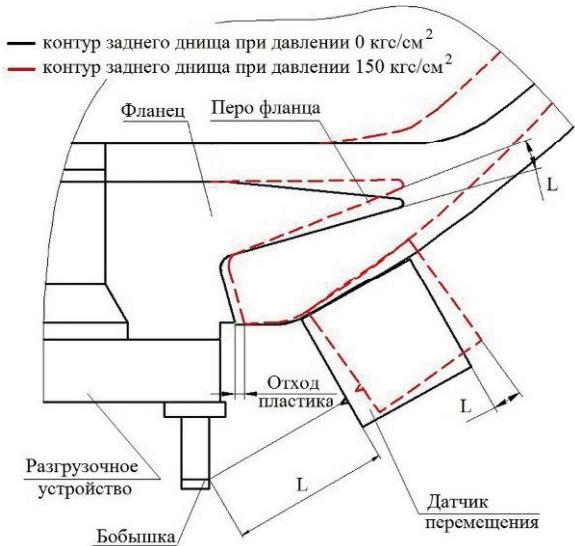
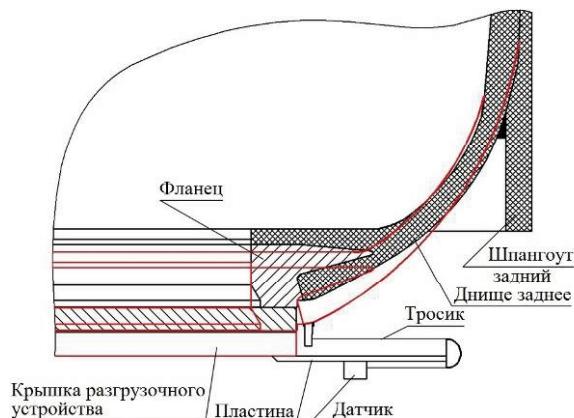


Рис. 11. Схема изменения положения датчика перемещения



С.О. Мотильов, Л.П. Малий. Дослідження поведінки днищ корпусів РДТП з вугле-пластиком під час випробувань та роботи двигуна

У статті наведені дослідження поведінки днищ корпусів РДТП для визначення мінімально необхідного місця у переходному та хвостовому відсіках ракето-носія, вибір способу кріплення та компактного розміщення апаратури в відсіках ракето-носія. Для виконання поставлених вимог у статті розглянуті наступні розділи: опис конструкції корпусу РДТП, виготовлення корпусу з вуглеplастіка, вогневі стендові випробування двигуна, стан корпусу після вогневих стендових випробувань. Розглянуті основні проектні рішення та вибір форми і профілю днища, а також елементи конструкції, що входять до складу днища. Проведені випробування, з метою підтвердження статичної міцності та оцінки якості виготовлення корпусу. Під час випробувань за допомогою встановленої відеокамери фіксувалася зміна контуру заднього днища, на кожному етапі навантаження внутрішнім тиском. Вперше візуально зафіксовано роботу заднього днища в районі клина. Для виключення впливу зміни форми днища на положення датчиків заміру, розроблена альтернатива по їх місцезнаходженню. Проведено аналіз переміщення пластика днищ по перу фланця при навантаженні корпусу внутрішнім тиском. При навантаженні кор-

Рис. 12. Схема установки датчика перемещения

Перемещение и деформации элементов корпуса при статических и ОСИ идентичны, что соответствует правильности выбранного метода испытания корпусов.

Выводы

Результаты исследования поведения днищ во время работы двигателя и при статических испытаниях, позволяют оценить минимально необходимое место в переходном и хвостовом отсеках ракеты-носителя, что в свою очередь позволяет экономить материалы (удешевить конструкцию) и выбрать способы крепления и компактное размещение аппаратуры в отсеках.

Заключение

ГП «КБ «Южное» разрабатывают и изготавливают углепластиковые корпуса для ракет и ракеты-носителя.

Проводятся статические и огневые стендовые испытания.

Исследуется поведение днищ что позволяет оценить минимально-необходимое место в переходном и хвостовом отсеках ракеты.

Внедряются в работу новые и перспективные методы контроля перемещения и деформации элементов конструкции корпуса.

Литература

1. Результаты и анализ статических испытаний корпусов [Текст] // ГП «КБ «Южное» им. М.К.Янгеля. – Днепр, 2018. - 112 с.
2. Результаты огневых стендовых испытаний двигателя [Текст] // ГП «КБ «Южное» им. М.К.Янгеля. – Днепр, 2019. - 92 с.

Поступила в редакцию 07.07.2019

пусу внутрішнім тиском на поверхню днища, що контактує з пером заднього фланця, впливають навантаження, які в 3-4 рази більше, ніж на решту поверхні днища. Це призводить до появи значних згинальних моментів на пері фланця, та так званому ефекту «сповзання днища» по перу фланця. Проведена оцінка зміни форми днища від еліптичної до конічної. Виконано замір розкриття торця днища відносно торця фланця. Розроблена альтернативна схема установки датчиків для виміру розкриття. Створена якісна картина виміру відходу пластика від торця фланцю, та зміни контуру заднього днища при дії навантаження внутрішнім тиском. Результатами досліджень поведінки днищ під час роботи двигуна та при статичних випробуваннях дозволяють оцінити мінімально необхідне місце в переходному та хвостовому відсіках ракето-носія, що в свою чергу дозволяє економити матеріали (здешевити конструкцію), вибрати способи кріplення та компактно розмістити апаратуру в відсіках.

Ключові слова: корпус, РДТП, днище, випробування, ВСВ, відеофіксація, проектування, виготовлення.

S.O.Motylov, L.P.Malyi. Research of behaviour of the bottoms of bodies solid propellant rocket engine from carbon composite during tests and engine run

In the article researches of behaviour of the bottoms of bodies solid propellant rocket engine for definition of an is minimum-necessary place in transitive and tail compartments of the launch vehicle and selection of a way of attachment and compact accommodation of equipment in launch vehicle compartments are resulted. For fulfilment of the delivered requirements in the article following sections are considered: the description of a design of body solid propellant rocket engine, manufacturing of a body from carbon composite, static tests of body solid propellant rocket engine, firing bench tests of the engine, a condition of a body after firing bench tests. The basic design solutions and selection of the form and a bottom structure, and also configuration items the a part bottoms are considered. Tests, for the purpose of acknowledgement of static strength and an estimation of quality of manufacturing of a body are conducted. During tests by means of the established video camera change of a contour of the back bottom, at each stage of loading was fixed by internal pressure. For the first time it is visually fixed activity of the back bottom around a wedge. The analysis of moving of plastic of the bottoms on flange pen is carried out at body loading by internal pressure. At body loading by internal pressure upon the surface of the bottom contacting to pen of a mortgage flange, which in 3 - 4 times more than loads influence other surface of the bottom. It leads to occurrence of the significant bending moments on pen of a flange and to so-called effect of "bottom slipping" on flange pen. The estimation of change of the form of the bottom from elliptical to the conical is conducted. Measurement of a deployment of an end face of the bottom concerning a flange end face is executed. The alternative scheme of installation of sensors is developed for deployment measurement. The qualitative picture of measurement of withdrawal of plastic from a flange end face, and change of a contour of the back bottom at loading action by internal pressure is created. Results of research of behaviour of the bottoms in a thruster-on time and at static tests, allow to estimate an is minimum-necessary place in transitive and tail compartments of the launch vehicle that, in turn, allows to save materials (to reduce the price of a design) and to choose ways of attachment and compactly to place equipment in compartments.

Key words: case, solid propellant rocket engine, the bottom, test, AXES, video fixing, designing, manufacturing.

References

1. Rezul'taty i analiz staticheskikh ispytanij korpusov [Results and the analysis of static tests of bodies]. Dnipro, Yuzhnoye SDO, 2018. 112 p.
2. Rezul'taty ognevyh stendovyh ispytanij dvigatelyja [Results of firing bench tests of the engine]. Dnipro, Yuzhnoye SDO, 2019. 92 p.

УДК 629.735.33

- Капитанова Л.В.** канд. техн. наук, доц., доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина, e-mail: zzzmila888@gmail.com;
- Рябков В.И.** д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА ПО УСЛОВИЯМ ЕЕ РАЗБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ

При проектировании модификаций самолетов транспортной категории существует проблема увеличения их стартовых масс, что неизбежно влечет за собой ухудшение их взлетно-посадочных характеристик.

Предложен метод удержания взлетно-посадочных характеристик более тяжелых модификаций (B_{PH}^M) на уровне B_{PH} базового самолета: $(B_{PH})^M = (B_{PH})^b$. Структуру метода образуют концептуальные условия равенства длин разбега при взлете ($l_p^M = l_p^b$), длин пробега при посадке ($l_{pp}^M = l_{pp}^b$), а также равенства скоростей принятия решений ($V_p^M = V_p^b$), что обеспечивает равенство дистанций прерванного взлета самолета. На основе таких положений разработаны модели оценки взаимосвязи стартовой тяговооруженности и стартовой массы более тяжелой модификации (t_0^M / t_0^b) с учетом влияния количества работающих двигателей, коэффициента трения шин о ВПП и аэродинамических коэффициентов. Кроме того, в таких моделях учтены неизбежные ограничения, возникающие на этапе предварительного проектирования.

На основе таких равенств: длин разбега при взлете более тяжелой модификации и базового самолета; длин пробега при посадке более тяжелой модификации и базового самолета; скоростей принятия решений в условиях прерванного взлета модификации, получена модель определения стартовой тяговооруженности от взлетной массы более тяжелой модификаций с учетом ряда ограничений, неизбежно возникающих на этапе предварительного проектирования модификаций самолетов.

При использовании этого метода для количественной оценки установлено, что при росте взлетной массы модификации на 20% и сохранении ее базирования на аэродромах, заявленных для базового самолета, требуется увеличение ее тяговооруженности на 16%.

Задача решена в безразмерных параметрах, т. е. ее результаты могут быть применены к модификациям самолета различного назначения.

Такой подход позволяет количественно оценить потребное изменение стартовой тяговооруженности при изменении стартовой массы, вызванного необходимыми модификационными изменениями в условиях неизбежного учета перечисленных (и некоторых других) ограничений, возникающих на этапе предварительного проектирования модификаций самолетов транспортной категории.

Ключевые слова: модификации самолета, взлетно-посадочные характеристики, длина разбега, длина пробега.

Введение

Создание модификаций самолетов транспортной категории получило широкое распространение в отечественном и мировом самолетостроении.

Наиболее известные модификации отечественных самолетов: Ан-74, Ан-74-ТК-200, Ан-74-ТК-300, Ан-148-100, Ан-148А, Ан-148Б,

Ан-148Е и др.; модификации американских самолетов B-737: B-737-100, B-737-200A, B-737-300, B-737-400, B-737-400, B-737-500 и др.; модификации самолетов западно-европейского концерна Airbus: A-319-100, A-319-130, A-320-110, A-320-230 и многие другие.

Создание модификаций указанных самолетов повысило их производительность и сущес-

ственно снизило затраты на этапе их эксплуатации, обеспечило увеличение их жизненного цикла как типа самолетов; приспособило их к современным условиям авиаперевозок.

Однако при разработке модификаций возникает ряд трудностей, среди которых выделяется проблема обеспечения взлетно-посадочных характеристик самолета.

Увеличение производительности, ради чего и создаются модификации, неизбежно приводит к увеличению взлетной массы модификации самолета и, как следствие, к ухудшению взлетно-посадочных характеристик, что в свою очередь влияет:

- на безопасность прохождения самых опасных этапов полета – взлета и посадки;
- классы аэродромов базирования, которые во многом предопределяют конкурентоспособность самолета;
- нагрузки на самолет при посадке и, следовательно, на его весовое совершенство и ресурс;
- требования к уровню подготовки пилотов;
- затраты на обеспечение безопасности полетов [1, –3, 5].

Устранение таких последствий при создании тяжелых модификаций может быть реализовано на этапе их предварительного проектирования путем согласованного выбора основных параметров, среди которых тяговооруженность играет определяющую роль, в особенности при формировании взлетно-посадочных характеристик.

Цель работы

Разработка этапа предварительного проектирования метода определения стартовой тяговооруженности модификации с увеличенной стартовой массой с учетом требований по условию прерванного взлета.

Концептуальные условия решаемой задачи

Под взлетно-посадочными характеристиками в данной статье рассматриваются перемещения и скорости полета самолета, связанные со взлетно-посадочной полосой.

При этом под перемещениями имеются в виду:

- длина разбега при взлете – L_p ;
- длина пробега при посадке – $L_{пп}$;
- дистанция прерванного взлета ($L_{преп}$) с учетом участков разбега и пробега, поскольку эта величина предопределяет аэродром базирования, т. е. потребную длину взлетно-посадочной полосы ($L_{впп}$).

Под скоростной характеристикой в данной постановке понимают скорость принятия решения в условиях прерванного взлета.

Эти перемещения и скорости предопределяются выбором наиболее важных параметров модификаций, поэтому для этапа проектирования следует разработать ряд положений, чтобы выполнялось требуемое условие

$$(ВПХ)^M \cong (ВПХ)^{\delta}. \quad (1)$$

Для достижения такого результата необходим принципиально новый подход к формированию основных параметров модификаций самолетов, таких, как взлетная масса m_0 и тяговооруженность t_0 .

Взлетно-посадочные характеристики модификаций самолета с повышенной удельной нагрузкой на крыло ухудшаются по сравнению с ВПХ базового самолета, что не всегда является приемлемым. С учетом этого обстоятельства концептуальные положения по отношению к величине ВПХ можно представить в следующем виде:

- длина разбега модификации (L_p^M) должна быть равной (или незначительно отличаться) длине разбега базового самолета (L_p^{δ}):

$$L_p^M \cong L_p^{\delta}; \quad (2)$$

- длина пробега модификации самолета при посадке ($L_{пп}^M$) должна быть равной (или меньше) длине пробега базового самолета ($L_{пп}^{\delta}$):

$$L_{пп}^M \cong L_{пп}^{\delta} \quad (3)$$

- дистанция прерванного взлета модификации самолета ($L_{преп}^M$) должна быть равной дистанции прерванного взлета базового самолета ($L_{преп}^{\delta}$):

$$L_{преп}^M \cong L_{преп}^{\delta}, \quad (4)$$

где L_p^M – длина разбега модификации самолета;

L_p^{δ} – длина разбега базового самолета.

Модели реализации концептуальных условий

При расчете взлета самолета принимаем, что весь разбег совершается на основных опорах шасси, углы атаки α и отклонения тяги ϕ в процессе разбега счи-

таются постоянными, а уравнение длины разбега при принятых допущениях имеет вид [4]

$$L_p = \frac{1}{2g} \cdot \int_0^{V_{\text{отр}}} \left(\frac{dV^2}{K_1 t_0 - f_k \frac{\rho_0 S_{kp}}{2m_o} (C_{xp} - f_k C_{yp})} \right) \quad (5)$$

Интегрирование осуществляется графически от $V_p = 0$ до $V_{\text{отр}}$:

$$V_{\text{отр}} = \sqrt{\frac{2m_o}{\rho_0 C_{y\text{отр}} S_{kp}}}, \quad (6)$$

где m_o – масса самолета при взлете;

S_{kp} – площадь крыла;

ρ – плотность воздуха;

g – ускорение свободного падения;

$C_{y\text{отр}}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге в точке отрыва самолета от ВПП;

C_{xp} – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

Получим упрощенное, но достаточно точное аналитическое выражение для определения длины разбега:

$$L_p = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2g(K_1 t_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{xp} S_{kp}}{6m_o} V_{\text{отр}}^2)}, \quad (7)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (для самолетов с ТРД при стандартной атмосфере – $K_1 \approx 0,9$; при $t_h^o = +30^\circ\text{C}$ и 730 мм рт. ст. $K_1 \approx 0,813$ [5]);

f_k – коэффициент трения качения ($0,02 \leq f_k \leq 0,08$; 0,02 – по сухому бетону, 0,04 – по твердому грунту);

$V_{\text{отр}}$ – скорость отрыва (рис. 1);

t_0 – стартовая тяговооруженность.

Выполняя условие (3), получим, равенство

$$\begin{aligned} & \frac{1}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв.}}} \right) \cdot r_p \cdot t_{\text{об}} + f_{\text{пп}} + \frac{1}{3} \frac{C_{x\text{пр}}}{C_{y\text{пос}}} } = \\ & = \frac{\bar{V}_{\text{пос}}^2}{K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв.}}} \right) \cdot r_p \cdot \bar{t}_{\text{об}} + f_{\text{пп}} + \frac{1}{3} \frac{C_{x\text{пр}}}{C_{y\text{пос}}}}. \end{aligned} \quad (8)$$

В равенство (8) следует подставить значения посадочных скоростей, определяемых на основе выражения (6) при $\bar{m}_{\text{пос}} = \bar{m}_o^M$, т.е. $(V_{\text{пос}}^6)^2$; $V_{\text{пос}}^2$ и $(\bar{V}_{\text{пос}})^2$, и преобразовать его к виду

$$\bar{m}_o^M = \frac{\frac{K_1}{f_{\text{пп}} + \frac{C_{x\text{пр}}}{3C_{y\text{пос}}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв.}}} \right) r_p t_o^6 \bar{t}_o + 1}{\frac{K_1}{f_{\text{пп}} + \frac{C_{x\text{пр}}}{3C_{y\text{пос}}}} \cdot \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв.}}} \right) r_p t_o^5 + 1}. \quad (9)$$

Зависимость (8) в полной мере определяет взаимосвязь основных параметров модификации с базовым вариантом самолета при равенстве $L_p^M \approx L_p^6$.

Для реализации условия (3) воспользуемся известным выражением при оценке длины пробега [1]:

$$L_{\text{пп}} \cong \frac{V_{\text{пос}}^2}{2g \cdot \left[K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв.}}} \right) \cdot r_p t_o + f_{\text{пп}} + \frac{1}{3} \frac{C_{x\text{пр}}}{C_{y\text{пр}}} \right]}, \quad (10)$$

где $n_{\text{дв.}}$ – число двигателей;

r_p – коэффициент отношения тяги реверса

к прямой тяге двигателей;

K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателя по скорости, $K_1 \approx 0,813$;

$f_{\text{пп}}$ – приведенный коэффициент трения колес при пробеге (среднее значение);

$C_{x\text{пр}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления на пробеге;

$C_{y\text{пр}}$ – коэффициент подъемной силы на пробеге.

При этом величина посадочной скорости определяется по выражению, аналогичному (2):

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2m_{\text{пос}}}{\rho_0 \cdot C_{y\text{пос}} \cdot S_{kp}}}. \quad (11)$$

Для реализации условия (4) сформируем равенство длин пробега.

Если исходить из условия (2), т.е. равенства длин разбега модификации самолета и базового самолета, то получим соотношение

$$\begin{aligned} & \frac{1}{K_1 t_{0,6} - f_k - \frac{\rho_0 C_{xp} S_{kp}}{6m_o^6} (V_{\text{отр}}^6)^2} = \\ & = \frac{V^2}{K_1 t_{0,6} \bar{t}_o - f_k - \frac{\rho_0 C_{xp} S_{kp}}{6m_o} V_{\text{отр}}^2}, \end{aligned} \quad (12)$$

в которое следует подставить значения неизвестных скоростей, определяемых на основа-

ни уравнения (6): $(V_{\text{отр}}^{\delta})^2$, $(V_{\text{отр}}^m)^2$ и $(\bar{V}_{\text{отр}}^{\delta})^2$. В таком случае получим выражение, связывающее основные параметры в процессе проектирования модификации самолета:

$$\bar{m}_o = \frac{\frac{K_1}{f_k + C_{Xp}/3C_{Y\text{отр}}} t_o^{\delta} - 1}{\frac{K_1}{f_k + C_{Yp}/3C_{Y\text{отр}}} t_o^{\delta} - 1}, \quad (13)$$

где t_o^{δ} , t_o^m – тяговооруженность базового самолета и его модификации соответственно.

В качестве примера рассмотрим базовый самолет с исходной тяговооруженностью $t_o^{\delta} = 0,30$ и $C_{Xp} = 0,08$, $C_{Y\text{отр}} = 1,70$. При условиях $\bar{L}_p^m = 1$, $K_1 = 0,9$, $K_1 = 0,813$, $f_k = 0,02$ и $f_k = 0,08$ определим возможное увеличение взлетной массы, если тяговооруженность рассматриваемого самолета изменяется в пределах $0,7 \leq \bar{t}_o^m \leq 1,6$ [6].

Результаты расчета по выражению (13) показаны на рис. 1, где выделены зоны, ограниченные двумя условиями:

– $m_{0\min} = 0,78$. Это условие введено при эксплуатации модификации с пониженными взлетными массами (что чаще всего и встречается в практике эксплуатации самолетов с $m_0 > 300$ т);

– $m_{0\max} = 1,26$ – условие, отражающее возможность эксплуатации модификации с повышенной взлетной массой (при обеспечении условий прочности).

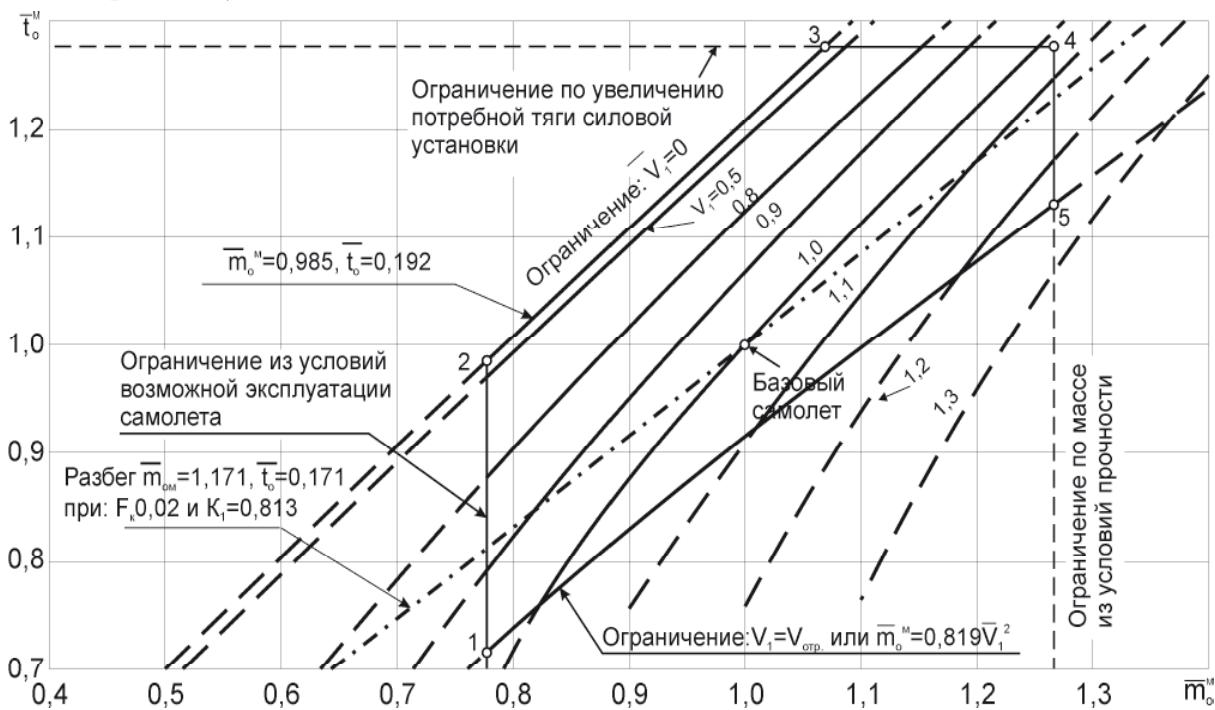


Рис. 1. Влияние изменения масс модификаций (\bar{m}_o^m) и скорости принятия решений (\bar{V}_1) на потребную величину тяговооруженности (\bar{t}_o^m)

Для упрощения зависимости (9) в качестве параметров базового самолета примем значения $m_0^{\delta} = 300$ т; $V_{\text{пос}}^{\delta} = 66,227$ м/с; $C_x = 0,3$; $C_{y\text{пос}} = 2,0$; $f_{\text{пр}} = 0,25$; $r_p = 0,4$; $\bar{t}_0^{\delta} = 0,3$. В этом случае базовый самолет имеет такую длину пробега:

- $L_{\text{пр}}^{\delta} = 600$ м – при отказе критического двигателя;

- $L_{\text{пр}}^{\delta} = 562$ м – при всех работающих двигателях.

Принятые значения параметров базового самолета позволяют упростить выражение (9) в результате чего получим

$$\bar{m}_o^m = \frac{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right) \bar{t}_o^m + 1}{0,4K_1 \left(1 - \frac{1}{n_{\text{дв}}}\right) + 1}. \quad (14)$$

Для условия $\bar{L}_{\text{пр}} = 1$; $K_1 = 0,9$ и $K_1 = 0,813$ определим возможное изменение взлетной массы как при отказе критического двигателя, так и при работе всех двигателей.

Таким образом, установлена взаимосвязь потребных изменений тяговооруженности тяжелого самолета транспортной категории и взлетных масс его возможных модификаций.

Если их параметры выбраны при условии равенства длины пробега модификации самолета во время посадки и аналогичного параметра базового варианта такого самолета.

При этом учтены следующие условия и ограничения:

- отказ критического двигателя на пробеге;
- падение тяги двигателя по скорости во время посадки;
- снижение посадочной массы при уменьшенной полезной нагрузке;
- ограничение по прочности, связанное с разовым увеличением посадочной массы;
- состояние посадочной полосы в виде величины коэффициента качения колес по ВПП.

Представим зависимость (13) в графическом виде для значений $\bar{V}_1 = 0; 0,5; 0,8; 0,9; 1,0; 1,1; 1,2$ и $1,3$ при $\bar{G}_0 = 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,9; 1,0; 1,1; 1,2; 1,3$ и $1,4$ (см. рис. 1).

На рис. 1 изображена также зависимость (5) при $f_K = 0,02$ и $K_1 = 0,813$ (штрих-пунктир).

Выделенная зона (1-2-3-4-5-1) зависимости $\bar{t}_0 = f(\bar{G}_0, \bar{V})$ при $\bar{L}_{\text{ПРЕВ.}} \approx 1,0$ определяется следующими ограничениями (граничными условиями):

1. Линия 1–2 – ограничение из условий возможной эксплуатации самолета. Например, снижение взлетного веса базового самолета за счет неполной загрузки его топливом или полезной нагрузки. При этом принято ограничение $\bar{m}_{0\min} = 0,78$, т. е. $m_{0\min} = 234$ т вместо $m_0 = 300$ т.

2. Линия 2–3 – ограничение $\bar{V}_1 = 0$.

Уравнение (19) превращается в зависимость

$$\bar{m}_0 = 0,985\bar{t}_0 - 0,192, \quad (15)$$

которую можно рассматривать, как завершенный разбег с одним критическим двигателем, отказавшим в момент старта самолета.

В рассматриваемом примере потребная дистанция завершенного разбега равна

$L_{\text{ВПП}} = L_{\text{прер}} - L_{\text{КПБ}} = 1716 - 300 = 1416$ м, как для базового, так и для других рассматриваемых модификаций.

3. Линия 3–4 – ограничение по имеющимся возможностям увеличения потребной тяги силовой установки, а следовательно, по энерговооруженности самолета $\bar{t}_{0\max} = 1,28$.

Увеличение потребной тяги силовой установки самолета в рассматриваемых относительных пределах $1,0 \leq \bar{t}_0 \leq 1,28$ может быть обеспечено как наличием автоматически включаемого (по сигналу отказа двигателя) форсированного режима работы двигателя, так и возможностью установки на модификацию более мощных двигателей.

4. Линия 4–5 – ограничение по массе самолета из условий прочности, определенным наиболее тяжелыми случаями нагружения различных частей самолета (крыла, оперения, шасси и т.д.) по режимам эксплуатации. В нашем случае принято $\bar{m}_{0\max} = 1,26$.

5. Линия 5–1 – ограничение $V_1 = V_{\text{ОТР.}}$. Данное ограничение дает зависимость

$$V_{\text{Б}} \bar{V}_1 = V_{\text{ОТР.Б.}} \bar{V}_{\text{ОТР.}} = V_{\text{ОТР.Б.}} \sqrt{\bar{m}_0},$$

$$\bar{m}_0 = \frac{V_{\text{Б}}^2}{V_{\text{ОТР.Б.}}^2} \bar{V}_1^2 \quad \text{или} \quad \bar{m}_0 = 0,819 \bar{V}_1^2,$$

которую можно рассматривать, как завершенный разбег с одним критическим двигателем, отказавшим в момент отрыва модификаций.

Отличительной особенностью приведенных данных является то, что они представлены в безразмерной форме и поэтому могут быть применены для любой модификации тяжелого самолета транспортной категории с силовой установкой, образованной четырьмя ТРД.

Заключение

В работе представлен новый метод формирования тяговооруженности модификаций самолетов транспортной категории по заданным параметрам разбега и пробега при различных коэффициентах падения тяги двигателя, а также с учетом изменения коэффициента трения колес шасси о ВПП.

С помощью таких моделей установлено, что во время осуществления модификационных изменений по условию $L_p^M \approx L_p^\delta$ при увеличении массы модификации на 20% требуется увеличение тяговооруженности на 16%, тогда как реализация условия $L_{\text{пп}}^M \approx L_{\text{пп}}^\delta$ приводит к необходимости увеличения тяговооруженности на 54%.

Таким образом, этап пробега при посадке является определяющим при выборе массы и тяговооруженности во время проектирования модификаций самолетов транспортной категории по условию $L_{\text{ВПП}}^M = L_{\text{ВПП}}^\delta$.

Литература

1. Шейнин В.М. Роль модификаций в развитии авиационной техники / В.М. Шейнин, В.М. Макаров. – М.: Наука, 1983. – 226 с.

2. Кривов Г. А. Мировая авиация на рубеже XX–XXI столетий [Текст] / Г.А. Кривов, А. А. Матвеенко, А. А. Щербан. – К.: Техника, 2001. – 148 с.

3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / Э. Торенбик; пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.

4. Капитанова Л. В. Влияние основных параметров на скорость принятия решения при взлете модификаций самолета / Л. В. Капитанова // Вісник двигунобудування. – 2013. – № 2. – С. 50–56.

5. Капитанова Л. В. Основные условия сохранения базовых взлетно-посадочных характеристик

ристик при разработке модификаций самолетов / Л. В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов : сб. науч. тр. / Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2007. – Вып. 4 (51). – С. 18–25.

6. Региональный пассажирский самолет Ан-140: краткое техническое описание. Киев, Антонов, 1997, 102с.

Поступила в редакцию 19.07.2019

Л. В. Капітанова, В.І. Рябков. Визначення стартової тягооснащеності модифікацій літаків за умовами розбігу при зльоті та пробігу при посадці

При проектуванні модифікацій літаків транспортної категорії виникає проблема збільшення їх стартових мас, що неминуче тягне за собою погіршення їх злітно-посадкових характеристик.

Запропоновано метод утримання злітно-посадкових характеристик більш важких модифікацій ($(3PKh)^m$ на рівні їх базового літака: $(3PKh)^m = (3PKh)^b$. Структуру методу складають концептуальні положення рівності довжин розбігу при зльоті ($l_p^m = l_p^b$), а також рівності довжин пробігу при посадці ($l_{pp}^m = l_{pp}^b$), а також рівності швидкостей прийняття рішень ($V_p^m = V_p^b$), що забезпечує рівність дистанцій перерваного зльоту літака. На основі таких положень розроблено моделі оцінювання взаємозв'язку стартової тягооснащеності і стартової маси більш важких модифікацій ($\bar{t}_0(\bar{m}_0)$) з урахуванням кількості працюючих двигунів, коефіцієнта тертя шин об ЗПС та аеродинамічних коефіцієнтів. Крім того, у таких моделях ураховано неминучі обмеження, які виникають на етапі попереднього проектування.

На основі таких рівнянь: довжин розбігу при зльоті більш важкої модифікації та базового літака; довжин пробігу при посадці більш важкої модифікації та базового літака; швидкостей прийняття рішень в умовах перерваного зльоту модифікації, отримана модель визначення стартової тягооснащеності від злітної маси більш важкої модифікації з урахуванням ряду обмежень, які неминуче виникають на етапі попереднього проектування модифікацій літаків.

При використуванні цього метода для кількісної оцінки встановлено, що при рості злітної маси модифікації на 20 % та збереженні її базування на аеродромах, що заявлені для базового літака, потрібно збільшення її тягооснащеності на 16%.

Задачу розв'язано в безрозмірних параметрах, тобто її результати можуть бути застосовані для модифікацій літака різного призначення.

Такий підхід дає змогу кількісно оцінити потрібне змінення стартової тягооснащеності при зміненні стартової маси, що спричинено необхідними модифікаційними змінами в умовах неминучого врахування перелічених (та деяких інших) обмежень, які виникають на етапі попереднього проектування модифікацій літаків транспортної категорії.

Ключові слова: модифікації літака, злітно-посадкові характеристики, довжина розбігу, довжина пробігу.

Kapitanova L. V., Riabkov V. I. Method for determining the initial thrust-to-weight of aircraft modifications under take-off run and landing run conditions

When designing modifications of the transport category aircraft, there is a problem of increasing their starting masses, which inevitably entails a deterioration in their take-off and landing characteristics.

A method is proposed for holding the take-off and landing characteristics of heavier modifications ($VPKh^m$) at the level of their base aircraft ($VPKh^m = (VPKh)^b$). The structure of the method is formed by the conceptual conditions of equality of take-off run lengths (=), landing run lengths (=), and equality of decision-making speeds (=), which ensures equality of distances of the interrupted take-off of the flight. On the basis of such provisions, models have

been developed for assessing the relationship between the starting thrust-to-weight ratio and the starting mass of a heavier modification (\bar{t}_0 / \bar{m}_0), taking into account the influence of the number of running engines, the friction coefficient of the tires on the runway and the aerodynamic coefficients. In addition, such models take into account the inevitable limitations that arise during the preliminary design phase.

On the basis of such equalities: take-off run lengths of a heavier version and the base aircraft; landing run lengths of a heavier version and the base aircraft; decision-making speeds in the conditions of interrupted take-off of a modification; a model is obtained to determine the starting thrust-to-weight ratio of the take-off mass of a heavier modification taking into account a number of limitations that inevitably arise during the preliminary design stage of aircraft modifications.

When using this method for quantitative assessment, it was established that with the growth of the take-off mass of a modification by 20% and preserving its base on the airfields declared for the base aircraft, an increase in its thrust-to-weight ratio by 16% is required.

The problem is solved in dimensionless parameters, i.e. its results can be applied to modifications of the aircraft for various purposes.

Such an approach allows one to quantify the required change in the starting thrust-to-weight ratio when the starting mass is changed, due to the necessary modification changes in the conditions of unavoidable accounting for the listed (and some other) constraints arising at the preliminary design stage of modifications of the transport category aircraft.

Key words: airplane modifications, takeoff and landing performance, takeoff distance, landing distance.

References

1. Shejnin V. M., Rol' modifikacij v razvitiu aviacionnoj tehniki. [The role of modifications in the aircraft development.] / V. M Shejnin, V. M. Makarov. M.: Nauka, 1982. 226 s.
2. Krivov G. A. Mirovaja aviacija na rubezhe XX-XXI stoletij [. World aviation at the turn of the 20th-21st centuries]/ G.A. Krivov, A. A. Matveenko, A. A. Shherban, K. : Tehnika, 2001. 48 s.
3. Torenbik E. Proektirovanie dozvukovyh samoletov [Synthesis of subsonic airplane design]/ per. s angl. E. P. Golubkova. M.: Mashinostroenie. 1983. 648 s.
4. Kapitanova L. V. Vlijanie osnovnyh parametrov na skorost' prijatija reshenija pri vzlete modifikacij samoleta. [Aircraft modification basic parameters effect on the decision-making speed during take-off] / L. V. Kapitanova // Visnyk dvygunobuduvannya. 2013. № 2. S. 50–56.
5. Kapitanova L. V. Osnovnye uslovija sohranenija bazovyh vzletno-posadochnyh harakteristik pri razrabotke modifikacij samoletov [Main conditions for maintaining the basic takeoff and landing characteristics in the development of aircraft modifications] // Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstrukcij letatel'nyh apparatov : sb. nauch. tr. / Nats. ajerokosm. un-t im. N. E. Zhukovskogo «KhAI». Har'kov, 2007. Vyp. 4 (51). S. 18–25.
6. Regional'nyj passazhirskij samolet An-140: krat. tehn. opisanie [An-140 regional passenger aircraft: a brief technical description]. Kiev : Antonov, 1997. 102 s.

УДК 629.786.085

Фролов Г. А.	д-р техн. наук, зав. отделом Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@ukr.net;
Солнцев В. П.	д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: solntsevVP@gmail.com;
Евдокименко Ю. И.	науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: yevd@meta.ua;
Кисель В. М.	ст. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: vyacheslav.kysil@gmail.com;
Бучаков С. В.	млад. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: buchakovff.s@gmail.com;
Бродниковский Н. П.	канд. физ.-мат. наук, зав. отделом Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: nbrodnik@gmail.com;
Луговской Ю. Ф.	д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: lugovskoi_u@ukr.net;
Луцюк Д. В.	инженер Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: 9033703@gmail.com;
Солнцева Т. А.	ст. науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: koroltatiana53@gmail.com;
Цыганенко В. С.	науч. сотрудник Института проблем материаловедения им. И. Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@ukr.net

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБРАЗЦОВ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ НИОБИЯ И НИХРОМА ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В данной работе проведены исследования характеристик сплавов на основе ниобия и никрома при рабочих температурах на поверхностях, предназначенных для тепловой защиты конструкции многоразового космического аппарата (МКА). Проведены ресурсные испытания образца ниобиевого сплава при конвективном нагреве. Испытания проводились на универсальном термоструйном газодинамическом стенде (УТС) в сверхзвуковой струе продуктов сгорания топливной пары «керосин-воздух». Для термоэрозионных испытаний был представлен образец из ниобиевого сплава, полученного спеканием и прокаткой в виде пластины. Образец экспонировался в потоке на длине 25 мм, и площадь нагрева составила 275 мм². Так как в никромовом сплаве при нагреве в продуктах сгорания при температурах выше 850 °C образуется межкристаллитная коррозия, его термоциклирование проводили при радиационном нагреве на гелиоустановке. Рентгеноструктурный анализ показал, что высокая эффективность разработанных сплавов объясняется образованием на поверхности защитных оксидных пленок. Один из возможных механизмов термоэрозионного разрушения поверхности образцов ниобиевого сплава можно представить как рост объемов дефектов в процессе термоциклирования, их «заличивания», приводящего к самообособлению фрагментов поверхности материала и их последующего отрыва. Самозаличивание трещин и других поверхностных дефектов, например выбоин, что образуются при высокоскоростном ударе пылевыми частицами, находящимися в газовом потоке, происходит вследствие высокой концентрации дефектов на поверхности, образующихся при воздействии газодинамического потока. В дополнение к этому, представлены данные

по механическим свойствам для нихромового сплава, в том числе, усталостная прочность. Установлено, что при циклировании (10^7 циклов) на виброэлектродинамическом стенде (VEDS-200A-M1) усталостная прочность составила 570 МПа, что значительно превышает требуемую $0,4\sigma_b = 400$ МПа. Разработанный нихромовый сплав имеет $\sigma_b = 1008$ МПа, $\sigma_{0,2} = 695$ МПа при пластичности $\delta = 16,2\%$. Испытания образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °C на стенде УТС показали жаростойкость, достаточную для использования этих сплавов в металлических системах тепловой защиты многоразовых космических аппаратов.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, конвективный нагрев, ресурсные испытания.

Введение

При спуске возвращаемого космического аппарата в атмосфере Земли на его конструкцию воздействуют большие тепловые нагрузки, которые сильно зависят от траектории входа в атмосферу. Поэтому для тепловой защиты конструкции аппарата необходимо применять различные методы. Одними из последних достижений в области разработки теплозащитных покрытий следует отметить новое металлическое теплозащитное покрытие с транспирационным охлаждением, которое разработано в космической компании "SpaceX" [1]. Для защиты самых раскаляющихся областей будет применяться метод транспирационного охлаждения, где метан и вода будут испаряться через 10-микронные отверстия на обратной стороне покрытия и тем самым охлаждать внешнюю часть. Разработке металлических теплозащитных покрытий стали уделять больше внимания после катастрофы многоразового космического аппарата корабля «Колумбия» (МКА), когда кусок оторвавшегося пенопласта от крепления топливного бака разрушил углерод-углеродную кромку крыла МКА.

На большей части поверхности МКА «Шаттл» и «Буран» применялась плиточная теплозащита, поверхность которой легко разрушалась при случайных ударах. Поэтому при проектировании систем тепловой защиты (СТЗ) вновь разрабатываются металлические материалы [2], которые обладают хорошей механической прочностью и более пригодны для ремонта при наземном обслуживании.

В работе [3] была представлена разработка жаропрочного сплава на основе ниобия. При разработке сплава использовался печной (объемный) нагрев. При этом в условиях радиационного нагрева на гелиоустановке исследовалась термокинетика его реакционного спекания. Было проведено термоциклирование в печи CHOL 7.2/1300 для определения термостойкости образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °C, которое показало высокую жаростойкость сплава. Было установлено, что, как и при термоциклировании Ni-Cr сплава, которое проводилось на установке СГУ-7 в условиях радиационного нагрева при $T_w = 1100$ °C

(расположена в Крымском гелиоцентре ИПМ НАН Украины), на его поверхности образуется оксидная пленка, которая препятствует его дальнейшему разрушению [4].

Целью данной работы является проведение исследований термоэрзационных механических характеристик сплавов на основе ниобия и нихрома при температуре поверхности 1100-1200 °C.

1. Постановка задачи

Достаточно полный перечень систем тепловой защиты (СТЗ) представлен в обзоре «European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, FL January 22, 2007». На этой конференции было показано, что использованию металлических СТЗ, разрабатываемых в европейских странах, уделяется большое внимание.

Основными европейскими сплавами для сотовых теплозащитных конструкций МКС являются дисперсноупрочненные оксидом иттрия сплавы нихрома: 20% хрома с малыми, менее 1%, добавками титана и алюминия. Они получаются механохимическим способом и их плотность больше 8000 кг/м³. Кроме высокой плотности полученные материалы имеют ряд недостатков, обусловленных технологической наследственностью. Длительный размол приводит к повышению содержания примесей внедрения: углерода, азота и кислорода в виде оксидов. Углерод при спекании и термомеханической обработке выделяется в виде карбидов по границам зерен, тем самым снижая пластичность материала. Оксиды, образующиеся на поверхности частиц, в большей степени хрома, препятствуют диффузационной гомогенизации сплава, что приводит к понижению его жаростойкости.

В Институте проблем материаловедения им. И.М. Францевича НАН Украины были разработаны сплавы на основе нихрома с удельным весом меньше 8000 кг/м³ и ниобия с удельным весом меньше 6000 кг/м³. Сплавы предназначены для изготовления трехслойной металлической теплозащиты с весом не более 10 кг/м².

3. Испытания сплава на основе ниобия при конвективном нагреве

Разработанный материал должен работать в условиях нагрева набегающим газовым потоком, поэтому заключение о пригодности разработанного сплава для тепловой защиты МКА можно будет сделать только после испытаний приближенным к натурным, которые в нашем случае проводились в сверхзвуковом потоке продуктов сгорания керосина в воздухе, истекающем из сверхзвуковой воздушно-жидкотопливной горелки ГВО-2М. Давление в камере сгорания горелки во всех испытаниях составляло 0,7 МПа. Расчетное объемное содержание молекулярного и атомарного кислорода на поверхности при этом давлении составляет $C_{O_2} = 1,45 \times 10^{18}$ см⁻³ и $C_O = 2,2 \times 10^{14}$ см⁻³. Скорость потока в выходном сечении сопла – 1408 м/с (2,1 М).

Горелка установлена на универсальном термоструйном стенде (УТС), который предназначен для проведения экспериментальных научно-исследовательских и технологических работ с использованием термохимических генераторов высокоскоростных высокотемпературных газовых потоков, в том числе несущих дисперсную фазу. Основным назначением стенда является обеспечение питанием газогенераторов рабочими средами – горючим, окислителем, порошковым материалом и охлаждающей водой, обеспечение контроля и регулирования режима их работы, а также перемещения рабочей зоны процесса [5].

Задачей термоэрозионных испытаний являлось определение динамики изменения массы образца и морфологии его поверхности в результате термоэрозионного и окислительного воздействия сверхзвукового потока при температуре поверхности 1200 °C.

Для термоэрозионных испытаний на УТС был представлен образец из ниобиевого сплава, полученного спеканием и прокаткой (плотность – 5,4 г/см³) в виде пластины с размерами 38×11×3 мм и начальной массой – 6,7 г. Образец экспонировался в потоке на длине 25 мм, и площадь нагрева составила 275 мм².

Образец устанавливали на расстоянии 40 мм от среза сопла, давление торможения на его поверхности в испытаниях составляло 0,47 МПа, рис. 1.

Проводились измерения яркостной и истинной температур поверхности: яркостной $T_{w, pyg}$ (пиromетр IGA 100), истинной T_w (пиromетр ISQ 5-LO MB-30). Измерения проводили с частотой 1 с⁻¹, полученные данные записывали штатной программой INFRATHERM на ПК. На основании полученных данных рассчитывали значения

коэффициента излучения ниобиевого сплава при температуре поверхности.

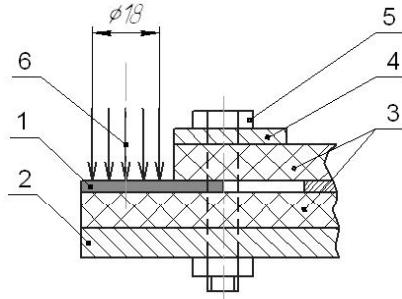


Рис. 1. Крепление образца при термоэрозионных испытаниях сплава на основе Nb:

- 1 – образец;
- 2 – опорная плита;
- 3 – теплозащитные пластины (SiC);
- 4 – прижимная планка;
- 5 – болтовое соединение;
- 6 – газовый поток

На рис. 2 показана запись показаний пиromетров в испытании Nb-1 (испытание № 1 образца ниобиевого сплава), а на рис. 3 – результаты расчета значений коэффициента излучения в зависимости от циклов нагрева.

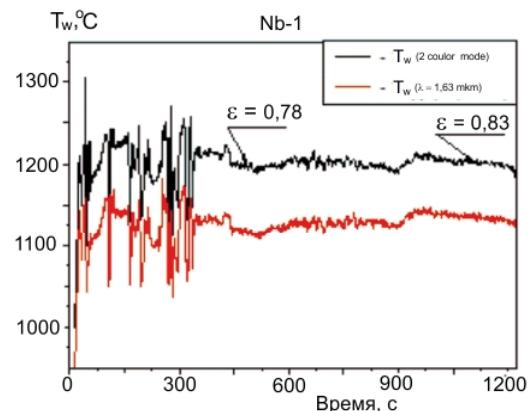


Рис. 2. Пример термограммы при испытаниях сплава на основе Nb в условиях термоциклирования на стенде УТС

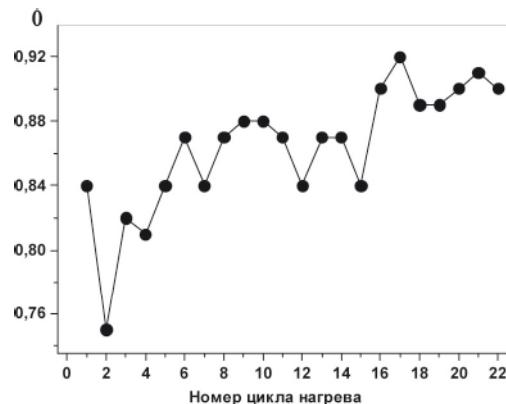


Рис. 3. Зависимость излучательной способности образца от количества циклов

В табл. 1 приведены все результаты, полученные при ресурсных испытаниях образца сплава на основе ниобия в сверхзвуковой струе продуктов сгорания топлива «кислород-керосин».

Таблица 1. Результаты термоэрзационных испытаний образца ниобиевого сплава

Номер испытания/ число цикл. нагр.	Время, с	T_w °C (средняя)	Изменение массы, мг	Коэф. излучения
Nb-1 / 1	1200	1202	12,75	0,78-0,83
Nb-2 / 1	1073	1198	36,60	0,87-0,87
Nb-3 / 1	1196	1188	-3,70	0,80-0,87
Nb-4 / 1	1199	1192	-0,10	0,77-0,79
Nb-5 / 1	431	1199	0,00	0,79-0,86
Nb-6 / 1	1172	1198	-14,66	0,83-0,80
Nb-7 / 1	1500	1199	-21,50	0,83-0,85
Nb-8 / 1	1498	1205	-10,39	0,83-0,88
Nb-9 / 1	1381	1208	-9,74	0,87-0,90
Nb-10 / 1	1200	1205	-3,89	0,92-0,91
Nb-11 / 1	1073	1208	-2,47	0,95-0,93
Nb-12 / 1	1196	1203	-2,39	0,88-0,89
Nb-13 / 1	1199	1200	0,89	0,91-0,89
Nb-14 / 2	431	1204	-0,21	0,91-0,95
Nb-15 / 17	1172	1215	3,48	0,82-0,91
Nb-16 / 23	1500	1208	0,08	0,87-0,95
Nb-17 / 22	1498	1204	-1,85	0,75-0,92
Nb-18 / 23	1381	1214	0,35	0,94-0,96

Из таблицы видно, что длительность одного цикла нагрева в среднем составляла 1200 с (т. е. необходимо 20 мин.), а температура поверхности выдерживалась на уровне 1200 °C.

Результаты термоциклирования показаны на рис.4.

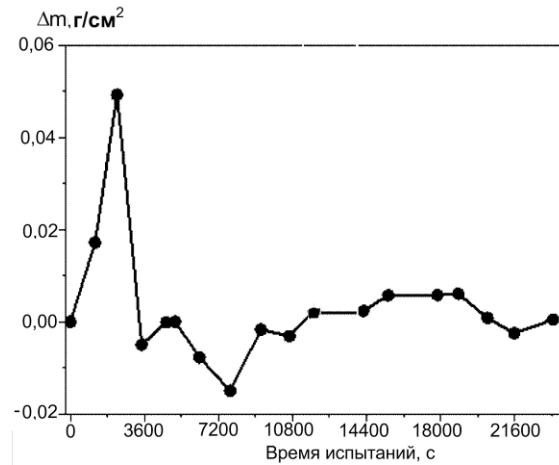


Рис. 4. Изменение массы образца ниобиевого сплава в процессе термоэрзационных испытаний при температуре поверхности 1200 °C

До и после каждого испытания проводили взвешивание образца на лабораторных весах ВЛР-200 с точностью до 0,05 мг.

Наибольший прирост массы образца происходит в первые 40 минут нагрева (49,4 мг), когда

происходит формирование и рост оксидной пленки. Затем в течение двух часов происходит столь же интенсивная потеря массы, после чего процесс изменения массы постепенно стабилизируется. За последние три часа испытаний в образце происходит как прирост массы, так и ее потеря. Общее изменение массы образца в восьми последних испытаниях (90 циклов нагрева общей продолжительностью 194 минуты) составляет всего 2,12 г/м² (унос). Суммарно изменение массы образца за 6,5 часов испытаний составило 16,7 мг, что соответствует уносу 61 г/м² и для листа толщиной 0,5 мм (основной размер наружного слоя теплозащитного покрытия для МКС) составляет меньше 2,3 % начальной массы.

Ведущим научным сотрудником ИПМ НАН Украины А.И. Быковым был проведен рентгеноструктурный анализ образцов до и после испытаний (рис.5).

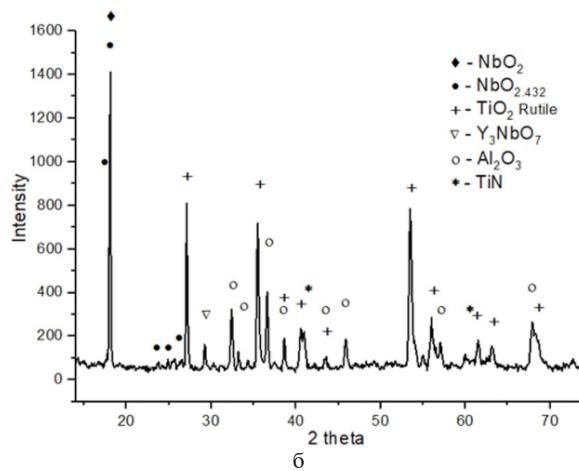
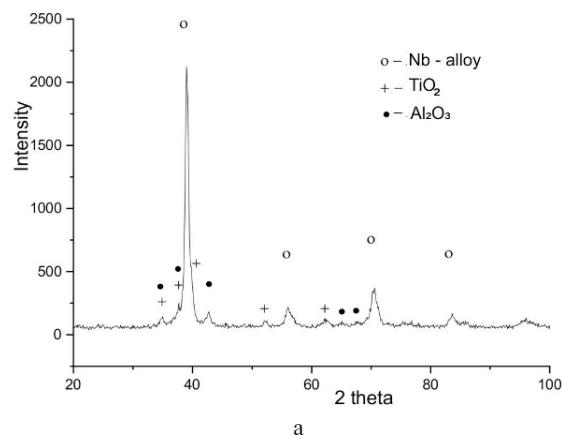


Рис. 5. Дифракционная картина сплавов на основе ниобия с обозначением пиков основной фазы:
а – до испытаний; б – после испытаний

Он показал, что, как и при термоциклировании Ni-Cr сплава, образец которого размером 100x100 мм был испытан на установке СГУ-7 в условиях радиационного нагрева при $T_w = 1100$ °C (расположена в Крымском гелиоцентре ИПМ

НАН Украины), на его поверхности образуется оксидная пленка из никромовой шпинели, которая препятствует его дальнейшему разрушению [4]. Аналогичная картина наблюдается на поверхности образца ниобиевого сплава – при термоциклировании на стенде УТС также образуются оксидные пленки, которые препятствуют его дальнейшему разрушению при $T_w = 1200^{\circ}\text{C}$ (рис. 5).

Рассмотрим морфологию поверхности образца в процессе термоциклирования. После испытаний **Nb-12** пленка сохраняет сплошность, в зоне воздействия ядра струи, где ее термоэрозионное воздействие максимально, шероховатость поверхности заметно меньше, чем на периферии у края образца (рис. 6).

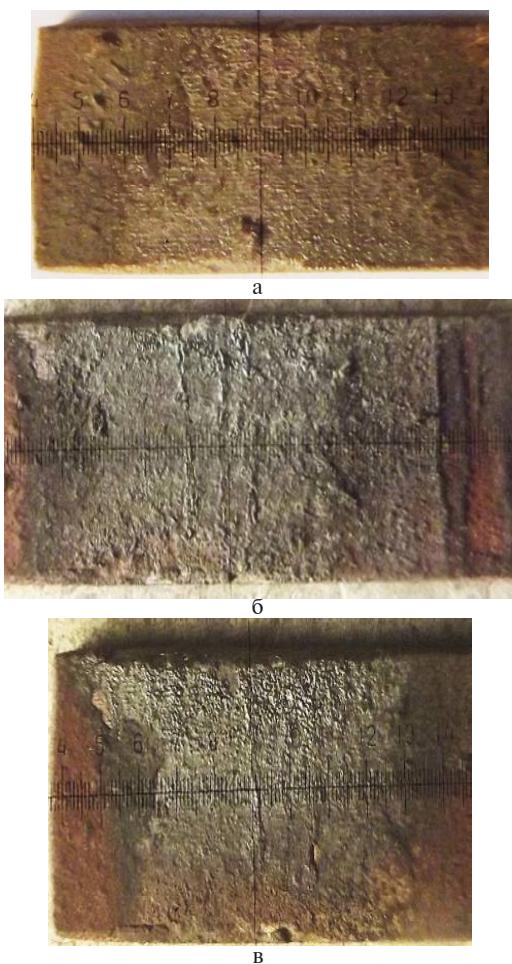


Рис. 6. Внешний вид образца Nb-сплава после термоэрозионных испытаний:

а – после испытания Nb-12; б – после испытания Nb-16; в – после испытания Nb-18

Поверхность образца после испытания **Nb-16** (суммарно 326 минут нагрева в 55-ти циклах) – на верхнем краю изображения в районе перекрестия шкалы видны дефекты в виде борозд (трещин), ближе к центральной линии образца переходящие во вздутия, которые непосредственно возле неё уже в значительной степени размыты.

На поверхности после заключительного испытания **Nb-18** (суммарно 391 минута нагрева в 81 циклах) видно, что значительная часть дефектов полностью сглажена, т.е. произошло их полное «заличивание».

Рис. 7 показывает процесс образования и заливания трещины на поверхности образца сплава на основе ниobia при термоциклировании на стенде УТС.

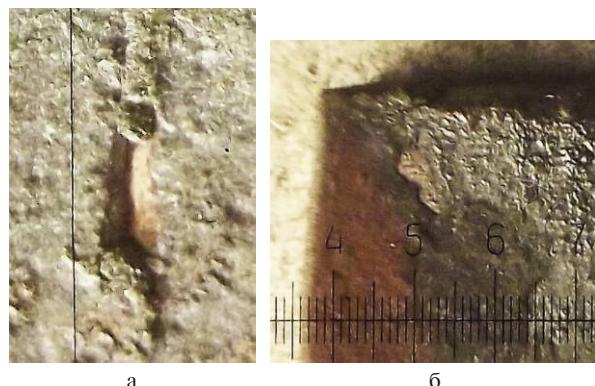


Рис. 7. Дефекты на поверхности образца сплава на основе нибия, образовавшиеся при термоциклировании:

а – участок с трещиной; б – участок, «заличенный» оксидной пленкой

4. Определение механических характеристик никромового сплава

Обычно образцы для механических испытаний готовятся методом искровой резки с помощью проводника. Это позволяет проводить испытания на растяжение для изготовления на концах рабочей части образца кромок в виде лопасти для фиксации образца в захватах с диаметром 8 мм. Длина рабочей части образца равна 15 мм, а ее поперечное сечение равно $3 \times 18 \text{ mm}^2$, рис. 8.

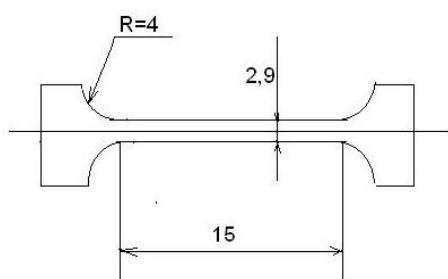


Рис. 8. Геометрия и размеры рабочей части образца для испытаний на растяжение

Образцы для испытания на сжатие имеют форму параллелепипеда, обычно с размерами 4x4x6 мм. После искровой резки поверхности образцов обрабатывают шлифовкой до глубины 0,1 мм для устранения дефектов, возникающих в результате локальных тепловых шоковых искровых разрядов. Испытание проводили на машине

«NIKON» тип 1246 в вакууме ($\sim 1 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст.) при температуре до 1300°C (рис.9).



Рис. 9. Оборудование для механических испытаний в вакууме: «NIKON» 1246

Нагружение обеспечивается перемещением траверсы со скоростью 1 мм/мин. Это соответствует скорости деформации для образца длиной 15 мм на начальной стадии около $1,2 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$. Установка позволяет изменять скорость перемещения в интервале: $10^{-5} \div 10$ мм/мин. Это дает возможность определения скоростной чувствительности напряжения течения в широких интервалах скоростей деформации и температуры. Конструкция цепочки нагружения обеспечивает соосность за счет использования шариковых опор.

Для испытаний был представлен образец никромового сплава после прокатки толщиной 1 мм, состава: Ni - 20Cr - 5,7Al - 1,5 Y_2O_3 . На рис.10 показана микроструктура образца этого сплава.

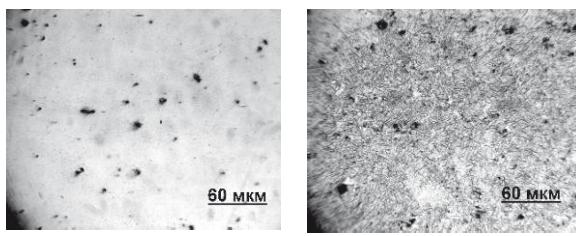


Рис. 10. Микроструктура сплава в спеченном состоянии: а – без травления; б – после травления

Образец в форме параллелепипеда был испытан на сжатие при температуре 20°C . Было получено значение $\sigma_{0,2} = 675$ МПа.

В табл. 2 приведены значения зависимости прочности на растяжение от температуры образцов никромового сплава толщиной 1 мм, изготовленных в виде, показанном на рис. 8, полученные при атмосферном давлении и в вакууме.

Таблица 2. Механические свойства образцов сплава на основе никрома при испытаниях на растяжение

Условия испытаний	T, °C	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_b , МПа	δ , %
При атмосферном давлении	1200	35	-	-
	20	522	675	7,0
	20	677	996	14,9
	20	713	1021	17,6
	400	718	1021	18
	400	676	936	19,9
	800	286	578	6,2
	800	362	528	5,2
	800	687	1005	1,1
В вакууме 10^{-4} мм.рт.ст.	1200	51	56	22,3

С целью определения сопротивления усталостным нагрузкам образцы такого же состава были испытаны на усталостную прочность. Характеристики образцов: плотность – $7,68 \text{ г}/\text{см}^3$, модуль Юнга – $E = 212 \text{ ГПа}$; направление волокон – образцы были разрезаны вдоль прокатки; тип заготовки – лист толщиной 1 мм; механические характеристики образцов: $\sigma_b = 1008 \text{ МПа}$, $\sigma_{0,2} = 695 \text{ МПа}$, $\delta = 16,2 \%$.

Условия испытаний: тип нагрузки – изгиб консоли с постоянной амплитудой напряжения на резонансной частоте; температура испытания – 19°C , скорость нагрузки – 2,0 кГц.

Тип образца и номинальные размеры поперечного сечения – плоская пластина с постоянными размерами поперечного сечения 4 мм \times 0,86 мм. Состояние поверхности – после снятия наружного слоя поверхность дополнительно обрабатывается наждачной бумагой Р 800.

Испытательная машина – виброэлектродинамический стенд (VEDS-200A-M1).

На рис. 11 показаны результаты испытаний на усталостную прочность.

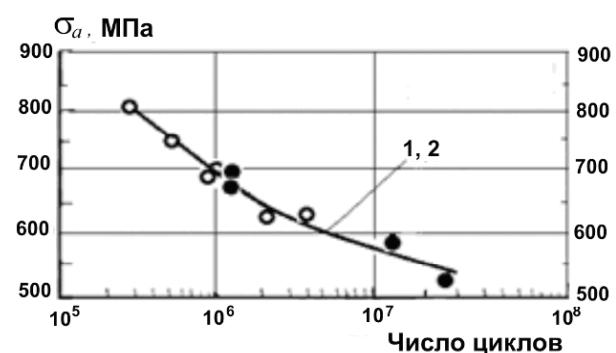


Рис. 11. Кривые усталости сплава никрома с изгиблом консоли на частоте 2 кГц при комнатной температуре: 1 (○) – прокатка вдоль, 2 (●) – поперек прокатки

Было испытано 10 образцов и полученные данные позволяют сделать вывод о том, что направление прокатки практически не влияет

на сопротивление усталости. Для выполнения рабочих условий сопротивление усталости должно составлять $0,4\sigma_b$. С учетом того, что $\sigma_b = 1008$ МПа усталостная прочность должна быть не менее 400 МПа. При испытаниях получено значение 570 МПа. Это показывает, что разработанный сплав удовлетворяет эксплуатационным требованиям и структурные дефекты (рис. 10) не влияют на сопротивление усталости.

Заключение

1. Испытания образца сплава на основе Nb при температуре 1200 °C на стенде УТС показали жаростойкость, достаточную для использования этих сплавов в металлических системах тепловой защиты многоразовых космических аппаратов. Рентгеноструктурный анализ показал, что высокая эффективность разработанных сплавов объясняется образованием на поверхности защитных оксидных пленок.

2. Один из возможных механизмов термоэррозионного разрушения поверхности образцов ниобиевого сплава можно представить как рост объемов дефектов в процессе циклирования их «заличивания» и последующего выкрашивания. Происходит как бы самозаличивание трещин и других поверхностных дефектов, например, выбоин, что образуются при высокоскоростном ударе пылевыми частицами, находящимися в газовом потоке.

3. Механические характеристики сплава на основе никрома удовлетворяют требованиям по прочности сотовой конструкции металлической тепловой защиты МКА.

4. Полученные результаты по жаростойкости и жаропрочности сплавов как на основе ниобия, так и никрома позволяют сделать вывод о том, что данные сплавы можно рекомендовать для использования в качестве ме-

таллической тепловой защиты многоразовых космических систем.

Литература

1. SpaceX испытала тепловую защиту корабля Starship [Электронный ресурс] / МЕГАНАУКА. Научно-технологическое онлайн издание. – Режим доступа: <http://mega-nauka.com/sciencecosmos/1354-spacex-ispytala-teplovuyu-zaschitu-korablya-starship.html>

2. Blosser Max L. Reusable metallic thermal protection systems development [Электронный ресурс] / Max L. Blosser, Carl J. Martin, Kamran Daryabeigi, Carl C. at all. Poteet – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20040095922> 2017-11-24T06:37:22 +00:00Z

3. Солнцев В.П. Разработка жаропрочного сплава на основе ниobia для тепловой защиты изделий ракетно-космической техники [Текст] / В. П. Солнцев, В. В. Скороход, Г.А. Фролов, К.Н. Петраш, Т.А. Солнцева, А.М. Потапов, И.А. Гусарова и др. // Вісник двигунобудування. – 2016. – № 2. – С.198-206.

4. Фролов Г.А. Высокотемпературные испытания металлической тепловой защиты для ракетно-космической техники [Текст] / Г. А. Фролов, В. П. Солнцев, С. М. Солонин, С.В.Бучаков, Ю.И.Евдокименко, В.М.Кисель, А.М.Потапов, В.Г.Тихий и др.// Авиационно-космическая техника и технология. 2008. – № 10/ (57). С.62-65.

5. Евдокименко Ю.И. Горелочное устройство двухкаскадной конфигурации для высокоскоростного воздушно-топливного напыления на жидкому топливе [Текст] / Ю. И. Евдокименко, В. М. Кисель, Г. А. Фролов, С.В. Бучаков и др. // Вісник двигунобудування. – 2015. – № 2. – С. 143-148.

Поступила в редакцию 13.05.2019

Г.О. Фролов, В.П. Солнцев, Ю.І. Євдокименко, В.М. Кисіль, С.В. Бучаков, Н.П. Бродніковський, Ю.Ф. Луговської, Д.В. Луцюк, Т.А. Солнцева, В.С. Ізганенко. Визначення фізико-механічних характеристик зразків сплавів на основі ніобію і никрому для теплового захисту багаторазових космічних апаратів

У даній роботі проведено дослідження характеристик сплавів на основі ніобію і никрому при робочих температурах на поверхнях, призначених для теплового захисту конструкції багаторазового космічного апарату (БКА). Проведено ресурсні випробування зразка ніобієвого сплаву при конвективному нагріванні. Випробування проводилися на універсальному термоструменевому газодинамічному стенді (УТС) в надзвуковому струмені продуктів згоряння паливної пари «газ-повітря». Для термоерозійних випробувань був представлений зразок з ніобієвого сплаву, отриманого спіканням і прокаткою у вигляді пластини. Зразок експонувався в потоці на довжині 25 мм, і площа нагріву склада 275 мм². Так як в никромовому сплаві при нагріванні в продуктах згоряння при температурах вище 850 °C утворюється межкрісталітна корозія, його термоциклування проводили при радіаційному нагріванні на геліоустановці. Рентгеноструктурний аналіз показав, що висока ефективність розроблених сплавів пояснюється утворенням на поверхні захисних оксидних плівок. Один з можливих механізмів термоерозійного руйнування поверхні зразків ніобієвого сплаву можна уявити як зростання обсягів дефектів в процесі термоциклування, їх «заліковування», що приводить до самовідокремлення

фрагментів поверхні матеріалу і їх подальшого відриву. Самозаліковування тріщин і інших поверхневих дефектів, наприклад вибоїн, що утворюються при високошвидкісному ударі пиловими частинками, що знаходяться в газовому потоці, відбувається внаслідок високої концентрації дефектів на поверхні, що утворюються при впливі газодинамічного потоку. На додаток до цього, представлені дані для ніхромового сплаву, в тому числі, втомна міцність. Встановлено, що при циклюванні (10^7 циклів) на віброелектродинамічному стенді (VEDS-200A-MI) втомна міцність склаша 570 МПа, що значно перевищує необхідну $0,4\sigma_b = 400$ МПа. Розроблений ніхромовий сплав має $\sigma_b = 1008$ МПа, $\sigma_{0,2} = 695$ МПа при пластичності $\delta = 16,2\%$. Випробування зразка сплаву на основі Nb при температурі 1200°C на стенді УТС показали жаростійкість, достатню для використання цих сплавів в металевих системах теплового захисту багаторазових космічних апаратів.

Ключові слова: жароміцний сплав, конвективний нагрів, ресурсні випробування.

G.A. Frolov, V.P. Solntsev, Yu.I. Evdokimenko, V.M. Kissel, S.V. Buchakov, N.P. Brodnikovskiy, Yu.F. Lugovskoy, D.V. Lutsyuk, T.A. Solntseva, V.S. Tsyanenko. Determination of physical and mechanical characteristics samples of niobium and nichrom based alloys for thermal protection of multiple space apparatus

In this work, we studied the characteristics of alloys based on niobium and nichrome at working temperatures on the surface, intended for thermal protection of the design of a multi-stage spacecraft (MSS). Resource tests of a niobium alloy sample during convective heating were carried out. The tests were carried out on a universal thermo-jet gas-dynamic stand (UGS) in a supersonic jet of combustion products of a kerosene-air fuel pair. For thermal erosion testing, a sample of niobium alloy obtained by sintering and rolling in the form of a plate was presented. The sample was exposed in a stream at a length of 25 mm, and the heating area was to 275 mm^2 . Since in nichrome alloy, when heated in combustion products at temperatures above 850°C , intergranular corrosion is formed, its thermal cycling was carried out at radiation heating at the solar installation. X-ray structural analysis showed that the high efficiency of the developed alloys is explained by the formation of protective oxide films on the surface. One of the possible mechanisms of thermal erosion of the surface of niobium alloy samples can be represented as an increase in the volume of defects in the process of thermal cycling, their "healing", leading to self-isolation of fragments of the surface of the material and their subsequent separation. Self-healing of cracks and other surface defects, for example, holes that are formed during high-speed impact by dust particles in the gas flow, is due to the high concentration of defects on the surface formed by the action of the gas-dynamic flow. In addition, data for the nichrome alloy, including fatigue strength, are presented. It was established that when cycling (10^7 cycles) on a vibrodynamic stand (VEDS-200A-MI), the fatigue strength was 570 MPa, which significantly exceeds the required $0.4\sigma_b = 400$ MPa. The developed nichrome alloy has $\sigma_b = 1008$ MPa, $\sigma_{0,2} = 695$ MPa with plasticity $\delta = 16.2\%$. Tests of a sample of an alloy based on Nb at a temperature of 1200°C at the UGS stand showed heat resistance sufficient to use these alloys in metal thermal protection systems for reusable spacecraft.

Keywords: high-temperature alloy, convective heating, life tests.

Reference

1. SpaceX ispytala teplovuju zashhitu korablja Starship [SpaceX tested the starship thermal protection]. MEGANAUKA. Scientific and technological online edition: <http://mega-nauka.com/sciencecosmos/> 1354-spacex-ispytala-teplovuyu-zaschitu-korablya-starship.html
2. Blosser Max L., Martin Carl J., Daryabeigi Kamran, Poteet Carl C. Reusable metallic thermal protection systems development: <https://ntrs.nasa.gov/> search.jsp?R= 20040095922 2017-11-24T06:37:22+ +00:00Z
3. Solncev V. P., Skorohod V. V., Frolov G. A., K.N. Petrush, K. N. Solnceva, T. A., Potapov A.M., Gusarova I. A. Razrabotka zharoprochnogo splava na osnove niobiya dla teplovoj zashhity iz-delij raketno-kosmicheskoy tehniki [Development of niobium-based high-temperature alloy for thermal protection of rocket and space equipment]. Engine Building Bulletin. Publ., 2016, #no. 2, pp. 198-206. (In Russian).
4. Frolov G. A., Solncev V. P., Solonin S. M., Buchakov S. V., Evdokimenko Ju. I., Kisel' V. M., Potapov A. M., Tyhyy V. G. Vysokotemperaturnye ispytaniya metallicheskoy teplovoj zashhity dlja raketno-kosmicheskoy tehniki. [High-temperature tests of metal thermal protection for rocket and space technology]. Aerospace Engineering and Technology. Publ., 2008, #no. 10/ (57), pp. 62-65. (In Russian).
5. Evdokimenko Ju. I., Kisel' V. M., Frolov G. A., Buchakov S. V. Gorelochnoe ustrojstvo dvuhkaskadnoj konfiguracii dla vysokoskorostnogo vozduhnotoplivnogo napylenija na zhidkom toplive. [Burner device of two-stage configuration for high-speed air-fuel spray on liquid fuel]. Engine Building Bulletin. Publ., 2015, #no. 2, pp. 143-148. (In Russian).

УДК 621.44.533.697

Кухтин Ю. П.канд. техн. наук, ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье,
Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com;**Лапотко В. М.**канд. техн. наук, ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье,
Украина, e-mail: flow_gd@mail.ru

ВЛИЯНИЕ ОСЕВОГО ЗАЗОРА НА УРОВЕНЬ НЕСТАЦИОНАРНЫХ СИЛ, ПРИЛОЖЕННЫХ К РАБОЧИМ ЛОПАТКАМ ТРАНСЗВУКОВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ

*Для уменьшения вибронапряжений, возникающих в рабочих лопатках турбин при резонансных возбуждениях, вызванных частотой прохождения лопаток соплового аппарата, необходимо контролировать уровень аэродинамических возбуждающих сил. Наличие сверхзвуковых скоростей за сопловым аппаратом турбины приводит к возникновению в межвенцовой области ступени турбины скачков давления, которые взаимодействуя со входными кромками рабочих лопаток и вязкими закромочными следами, существенно изменяют характер аэродинамических сил, действующих на лопатки в дозвуковом потоке. В представленной работе исследовано влияние осевого зазора ступени трансзвуковой турбины на уровень нестационарных аэродинамических сил, действующих на рабочие лопатки (РЛ) с частотой $z_{CA}f_n$, где f_n - частота вращения ротора, z_{CA} - количество лопаток соплового аппарата (СА). Объектом для исследований служила ступень турбины высокого давления, содержащая 28 сопловых и 84 рабочих лопатки. Для данной геометрии была проведена серия расчетов при одних и тех же граничных условиях для различных величин осевого зазора Δz . Представленные результаты получены на основе численного моделирования вязкого нестационарного течения газа в ступени трансзвуковой турбины с помощью домашнего кода *SUnFlow*. Получена нелинейная зависимость динамических нагрузок на рабочие лопатки от величины зазора, обусловленная сложной картиной взаимодействия закромочных следов и ударных волн в зазоре между венцами. Проведен анализ полученных результатов и сравнение с результатами исследований других авторов. Показано, что уровень амплитуды возмущающей силы зависит не только от скорости потока в сопле, но и от сложившейся конфигурации скачков, спутных следов и потенциального возмущения в осевом зазоре ступени. Показана зависимость возмущающей силы, действующей на лопатку, от окружного распределения полной энергии в рабочем колесе турбины. Выяснено, что является причиной перераспределения полной энтальпии в рабочем колесе. Для подтверждения полученных результатов необходимо проведение дальнейших численных и экспериментальных исследований.*

Ключевые слова: осевой зазор, возбуждающая сила, ударная волна, нестационарное течение.

Введение

Современные турбины характеризуются высоконагруженными ступенями с высокими удельными параметрами, малыми размерами и весом. При создании таких турбин существенно обостряется проблема обеспечения их надежности и долговечности.

Для уменьшения вибронапряжений, возникающих в рабочих лопатках турбин при резонансных возбуждениях, вызванных частотой прохождения лопаток соплового аппарата, необходимо контролировать уровень аэродинамических возбуждающих сил [1].

Как известно, основными факторами нестационарного взаимодействия между соседними венцами являются окружная потенциальная и

следовая неравномерности, а также ударные волны, возникающие при трансзвуковом обтекании.

При наличии сверхзвуковых скоростей в межвенцовой области появляется система скачков давления, которые, взаимодействуя с входными кромками рабочих лопаток и вязкими закромочными следами, существенно изменяют характер аэродинамических сил, действующих на лопатки в дозвуковом потоке.

Вследствие нелинейного изменения всех трех названных факторов, увеличение или уменьшение осевого зазора приводит к нелинейному изменению силового взаимодействия решеток.

В работах [3, 4] экспериментально показано, что уменьшение осевого зазора не всегда вы-

зывает увеличение возмущающих сил. При изменении осевого зазора изменяются не только значения скоростей, но и сдвиг фаз между возмущениями, передаваемыми потенциальным потоком вверх и вниз по течению. При этом возмущения, обусловленные закромочными следами, передаются только вниз по потоку.

В исследованиях этих авторов сделан вывод, что при дозвуковых скоростях истечения потока из сопел величина возмущающей силы пропорциональна гармонике неоднородности поля скоростей V_0/C_1 , где V_0 – амплитуда скорости в следе, C_1 – скорость на выходе из СА.

Аналогичные опытные зависимости были получены Хейманом [5], который измерял динамические напряжения в лопатках, связанных в пакеты. Он показал, что зависимость динамических напряжений от осевого расстояния не является монотонной и существенно зависит также от отношения окружной скорости к скорости выхода газа из сопел.

В работе [6] на основании численных исследований ступени трансзвуковой турбины показано, что амплитуда нестационарной подъемной силы на перо лопатки с увеличением осевого расстояния в некоторый момент может увеличиваться.

В представленной ниже публикации приведены результаты численных исследований влияния осевого зазора на уровень сил, возбуждающих вибронапряжения в рабочих лопатках.

Объектом для исследований послужила ступень турбины высокого давления, содержащая 28 сопловых и 84 рабочих лопатки (рис.1). Для данной геометрии была проведена серия расчетов при одних и тех же граничных условиях для различных величин осевого зазора Δz .

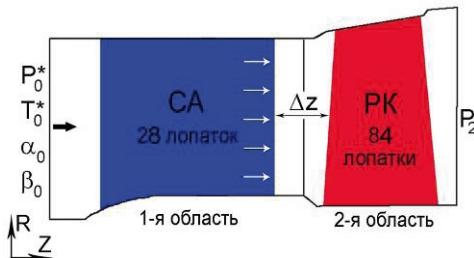


Рис. 1. Геометрия расчётной области

1. Численный метод и граничные условия

Для моделирования нестационарного течения газа в исследуемой области использовалась программа SUnFlow, в которой реализовано численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS), записанных в приближении тонкого слоя для цилиндрической системы координат [2]. При расчёте вязких турбулентных течений основ-

ные уравнения замыкались стандартной к-е моделью турбулентности Лаундера-Сполдинга. Граничные условия на твердой стенке для нахождения сдвиговых напряжений, кинетической энергии турбулентности (TKE) и скорости диссипации TKE определялись с помощью пристеночной функции.

Система уравнений решалась с применением численной схемы С.К. Годунова, имеющей 2-й порядок точности по пространству. Вязкие компоненты аппроксимировались центральными разностями.

Нестационарное течение вязкого газа моделировалось в расчетной области, включающей один межлопаточный канал в СА и 3 канала в рабочем колесе.

На входной границе задавалось полное давление P_0^* , полная температура T_0^* и углы входа потока. На выходной – статическое давление P_2 и условие радиального равновесия (рис. 1). На поверхности скольжения между венцами выполнялось условие консервативности для конвективных и диффузионных потоков.

Расчётная сетка типа Н содержала для первого венца 90000 ячеек и для второго – 113000 ячеек (рисунок 2).

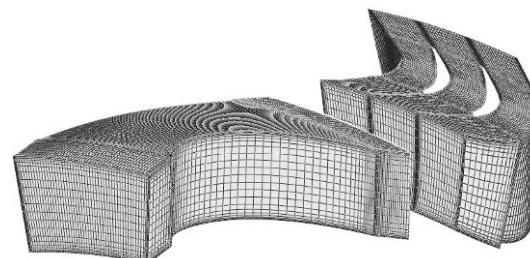


Рис. 2. Численная сетка

2. Результаты исследований

Для оценки уровня силового взаимодействия между венцами анализировалась сила F_ψ , действующей на рабочую или сопловую лопатку вдоль оси ψ , перпендикулярной к оси минимальной жесткости ξ (рисунок 3).

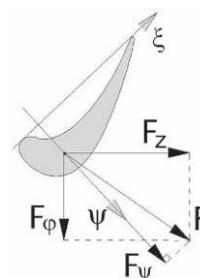


Рис. 3. К определению силы F_ψ

После достижения нестационарного установления течения расчет поля течения продолжался еще в течение двух оборотов ротора. Пульсации сил F_ψ , F_Z , полученные на установлении течения

чения, подвергались гармоническому анализу. Ниже представлены диаграммы амплитуд возбуждающих сил, приложенных к РЛ (рисунки 4 и 5), в зависимости от осевого расстояния. Значения сил обозначены отношением к силе, действующей на лопатку в варианте ступени с номинальным зазором $\Delta z/t = 0,207$.

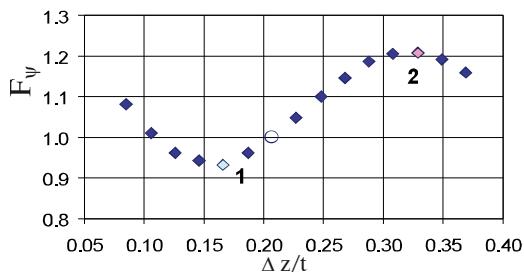


Рис. 4. Изменения амплитуды динамической силы F_ψ на РЛ в зависимости от осевого зазора

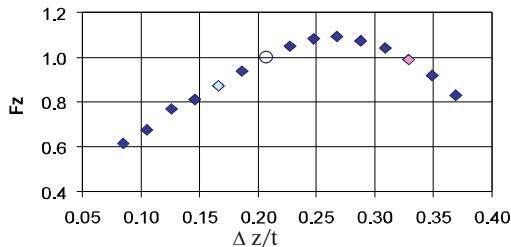


Рис. 5. Изменение амплитуды динамической силы F_Z , в зависимости от осевого зазора

Как видно из рисунка 4, амплитуда, возмущающей рабочую лопатку, силы F_ψ достигает минимального значения при безразмерном осевом зазоре $\Delta z/t = 0,166$, и максимального значения - при $\Delta z/t = 0,329$. Зависимость от величины зазора осевой составляющей возбуждающей силы F_Z , представленная на рисунке 5, имеет другой характер. Здесь максимум амплитуды достигается при величине зазора $\Delta z/t = 0,268$ и постоянно падает с уменьшением аргумента до его минимального исследованного значения $\Delta z/t = 0,085$. Очевидно, такой немонотонный характер полученных зависимостей обусловлен сложной картиной взаимодействия закромочных следов и ударных волн в зазоре между венцами.

Ниже представлены результаты Фурье-анализа пульсаций напряжения F_ψ/S , действующих по нормали к поверхности, проходящей через оси минимальной жесткости $\xi(r)$ сечений лопатки. На рисунке 6 показаны амплитуды нестационарных напряжений по 28-ой гармонике для варианта расчета с зазором $\Delta z/t = 0,166$ - слева и зазором $\Delta z/t = 0,329$ - справа.

Так как распределения представлены в одном масштабе, то из рисунка хорошо видно, что правая лопатка, характеризующая расчет с

большим зазором, более нагружена в области выходной кромки и в привтулочной области.

Нестационарная сила F_ψ , действующая на лопатки СА, обусловлена влиянием потенциального поля, возмущаемого входными кромками рабочих лопаток. Как известно из опыта, это влияние с увеличением межвенцовог зазора уменьшается по экспоненциальному закону, что мы и наблюдаем в представленной на рисунке 7 диаграмме.

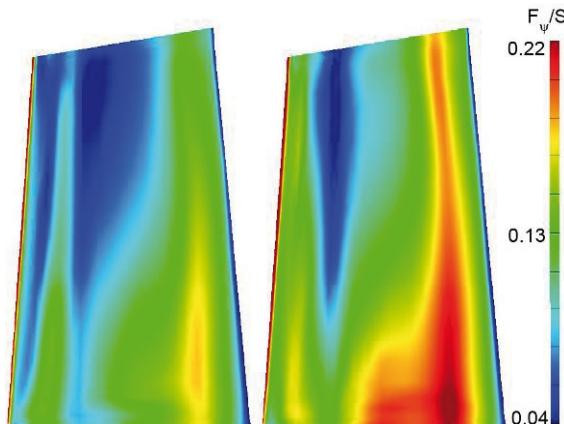


Рис. 6. Распределение амплитуды напряжений по 28-ой гармонике в вариантах с зазором $\Delta z/t = 0,166$ - слева и зазором $\Delta z/t = 0,329$ - справа

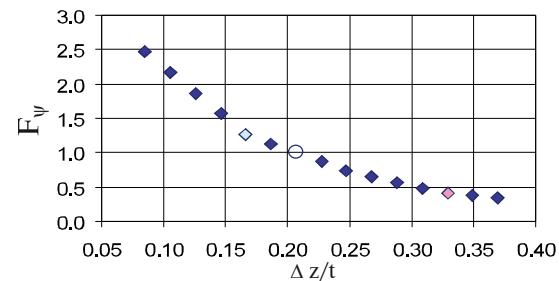


Рис. 7. Изменение амплитуды динамической силы F_ψ , действующей на лопатку СА в зависимости от осевого зазора

2.1. Анализ факторов, влияющих на уровень аэродинамических сил

Для более детального представления причин немонотонной зависимости силы F_ψ , действующей на рабочую лопатку, от осевого зазора (рисунок 4), рассмотрим в сравнении два экстремальных варианта расчетов:

- вариант 1 - при безразмерном осевом зазоре $\Delta z/t = 0,166$, пятая точка на графике;
- вариант 2 - при безразмерном осевом зазоре $\Delta z/t = 0,329$, тринадцатая точка на графике.

Эти два варианта будем сравнивать между собой в моменты времени, когда сила F_ψ на лопатках достигает своего максимального значения (рисунок 8).

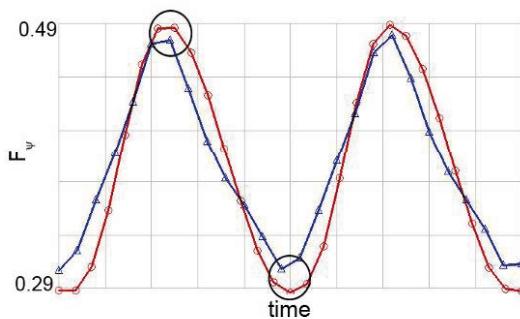


Рис. 8. Пульсации силы F_ψ на РЛ за два периода для вариантов расчетов 1 и 2

Для начала рассмотрим, представленные на рисунке 9, пульсации статического давления на спинке и корыте рабочей лопатки за период прохождения ею шага СА. Как видно из рисунка, амплитуда изменения давления на корыте в варианте 2 больше, чем в варианте 1, а на спинке — меньше, что и определяет большую амплитуду силы F_ψ в варианте 2 в сравнение с вариантом 1. Это же можно увидеть

при визуализации поля давления, например в момент, когда оно создает максимальную силу (рисунок 10). Заметно, что в варианте 2 на корыте рассматриваемой (серой) лопатки давление больше, чем на корыте аналогичной лопатки в варианте 1.

Вследствие того, что в варианте 2 диффузорный участок сопла имеет большую длину, сверхзвуковой поток разгоняется до большей скорости. В варианте 1 максимальная безразмерная скорость в ядре достигает значения $\lambda_{1\max} = 1.187$, а в варианте 2 — $\lambda_{1\max} = 1.244$ (рисунок 11). Дальнейшее торможение на скачке уплотнения приводит к большему росту местного давления потока в варианте 2, чем в варианте 1 и соответственно к большему росту давления на корыте, расположенного ниже лопатки. При этом положение закромочного следа относительно входных кромок исследуемых (серых) лопаток в каждом варианте свое.

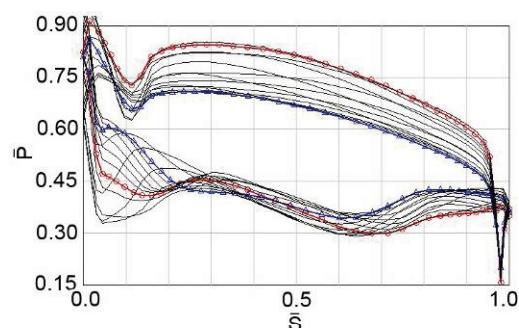
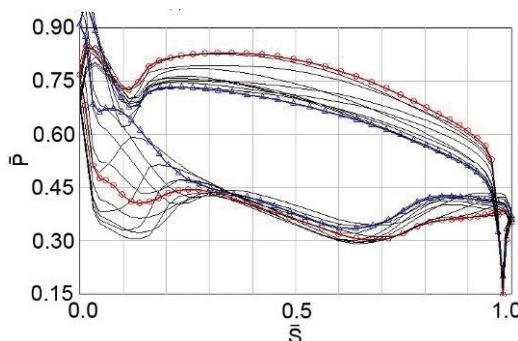


Рис. 9. Распределение безразмерного давления по контуру пера РЛ на среднем диаметре за период прохождения шага СА для вариантов турбины 1 (слева) и 2 (справа)

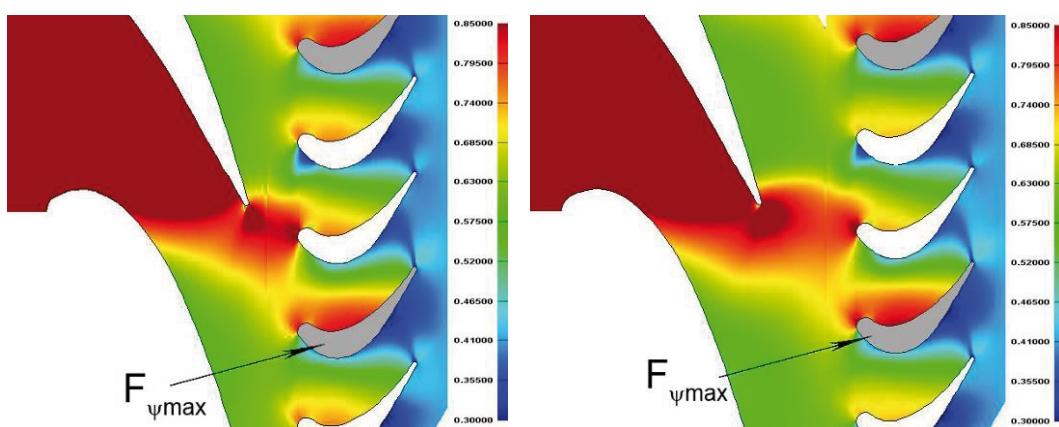


Рис. 10. Поле давления на среднем диаметре в момент действия максимальной возмущающей силы на серую лопатку для вариантов турбины 1 (слева) и 2 (справа)

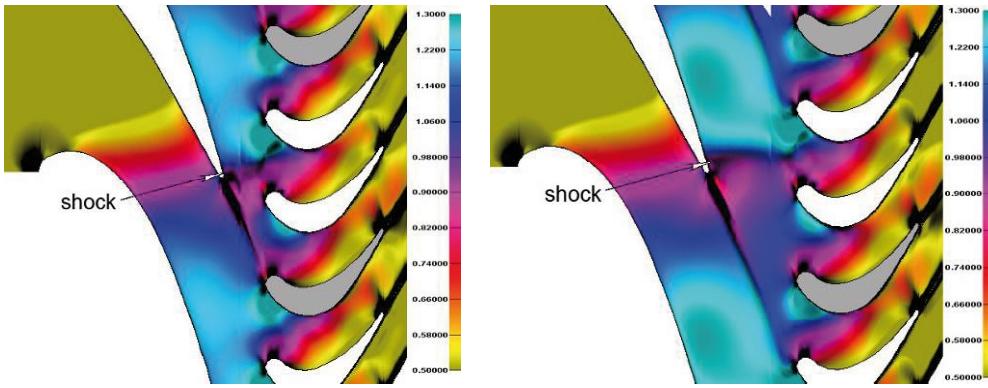


Рис. 11. Абсолютное число M , совмещенное с теневой визуализацией на среднем диаметре в момент действия максимальной возмущающей силы на серую лопатку для вариантов турбины 1 (слева) и 2 (справа)

Как изменяется уровень безразмерной силы в зависимости от $\lambda_{1\max}$ показано на рисунке 12. Форма зависимости явно немонотонная и очень похожа на зависимость F_ψ от зазора на рисунке 4. Что говорит о том, что уровень амплитуды возмущающей силы зависит не только от скорости потока в сопле, как указано авторами работы [5], но и от сложившейся конфигурации скачков, спутных следов и потенциального возмущения в осевом зазоре ступени.

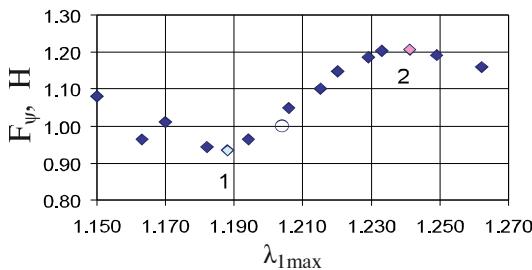


Рис. 12. Амплитуда динамической силы F_ψ на РЛ в зависимости от безразмерной скорости $\lambda_{1\max}$

Две левых точки, нарушающие гладкость зависимости, соответствуют вариантам расчетов с минимальными зазорами 0.85 и 0.106 и характеризуют влияние на РЛ потенциального поля давления со стороны лопаток СА.

2.2. Распределения энергии и силовые нагрузки в рабочем колесе

При визуализации результатов проведенных расчетов была замечена связь экстремальных значений возмущающей силы на РЛ с распределением полной энергии во вращающемся венце. Исходя из того, что на входе в исследуемую ступень удельная полная энергия имеет постоянное значение, покажем, что является причиной перераспределения полной энталпии в рабочем колесе. Запишем уравнение энергии для двумерного потока в относительном движении на поверхности вращения в координатах (z, φ) для единицы массы газа:

$$i_w^* = C_v T + \frac{P}{\rho} + \frac{W_z^2 + W_\varphi^2}{2} = C_v T + \frac{P}{\rho} + \frac{W_z^2 + C_\varphi^2}{2} - \frac{U^2}{2} - U C_\varphi = i^* + \frac{U^2}{2} - U C_\varphi = i^* + \frac{U^2}{2} - U C \sin \alpha, \quad (1)$$

где i_w^* , i^* - полная энталпия в относительном и абсолютном движении;

C_v - удельная теплоемкость;

T , P , ρ - температура, давление и плотность;

W_z , W_φ - составляющие относительной скорости по координатам z и φ ;

C_φ - составляющая абсолютной скорости по координате φ ;

U - окружная скорость;

α - абсолютный угол потока.

Так как, абсолютная полная энталпия i^* в неподвижном венце и окружная скорость U на рассматриваемом радиусе в зазоре между венцами постоянные, то из формулы (1) следует, что окружное распределение полной энталпии на входе во вращающийся венец определяется окружной скоростью C_φ . Если предположить постоянство угла потока α_1 вдоль шага решетки, то окружное распределение i_w^* обусловлено распределением скорости C за сопловым аппаратом.

На рисунке 13 представлены совмещенные поля скорости C в неподвижном венце и полной энталпии i_w^* во вращающемся венце на среднем диаметре в момент действия на серую лопатку максимальной возмущающей силы. Как видно из рисунка на стороне давления исследуемая лопатка обтекается газом с более высоким значением удельной энталпии, чем на стороне разряжения в обоих вариантах. В этот момент на лопатку действует сила с максимальным значением за период. В

соответствии с рисунком область пониженной полной энталпии i_w^* создана зональным увеличением абсолютного значения скорости C_φ в неподвижном венце, что согласуется с формулой (1). Так как поля параметров для двух вариантов представлены в одинаковых масштабах, то по концентрации цветов можно видеть, что в варианте 2 наблюдаемая (серая) лопатка

подвержена действию большего перепада полной энергии, чем лопатка варианта 1.

Аналогичные поля, в момент действия на серую лопатку минимальной возмущающей силы, представлены на рисунке 14. Здесь, наоборот, на стороне поверхности давления исследуемая лопатка обтекается газом с низким значением удельной энергии, а на стороне разряжения — с высоким.

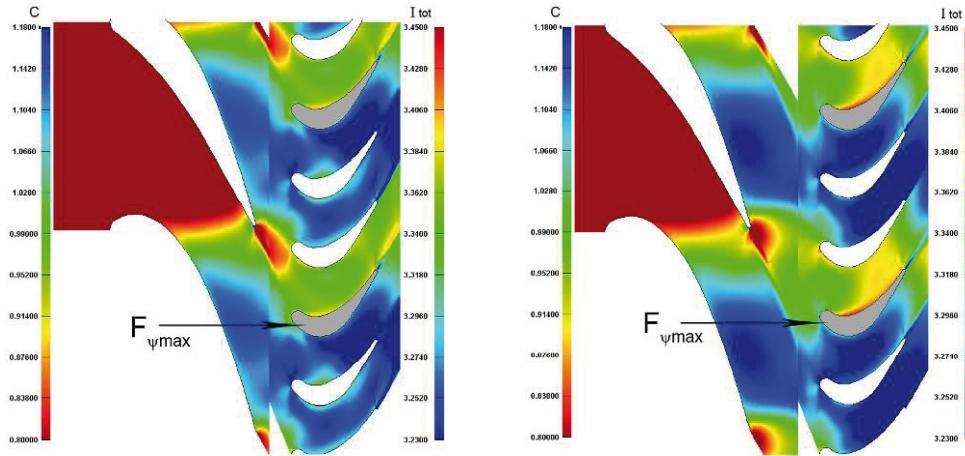


Рис. 13. Совмещенные поля скорости C в неподвижном венце и полной энталпии i_w^* во вращающемся венце на среднем диаметре в момент действия $F_{\psi_{max}}$ на серую лопатку для вариантов 1 (слева) и 2 (справа)

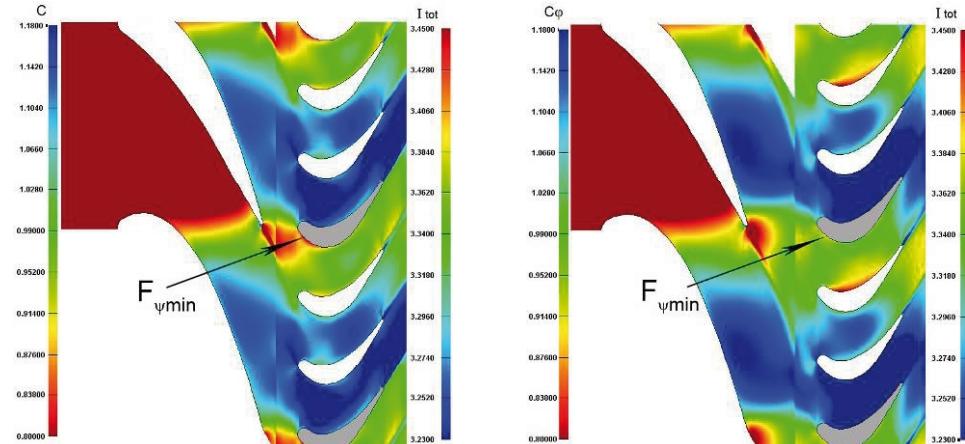


Рис. 14. Совмещенные поля скорости C в неподвижном венце и полной энталпии i_w^* во вращающемся венце на среднем диаметре в момент действия $F_{\psi_{min}}$ на серую лопатку для вариантов 1 (слева) и 2 (справа)

Распределения энталпии i_w^* по контуру лопатки на среднем диаметре в момент действия на РЛ максимальной динамической силы для рассматриваемых вариантов совмещены на рисунке 15. Значение полной энталпии в варианте 2 практически по всей длине корыта лопатки существенно превышает значение энталпии в варианте 1.

На рисунке 16 показано, как во времени меняется распределение i_w^* по контуру пера наблюдаемой лопатки для варианта 1 и на рисунке 17 — для варианта 2. Распределения сняты на среднем диаметре пера лопатки через

равные промежутки времени за период, равный времени прохождения шага СА.

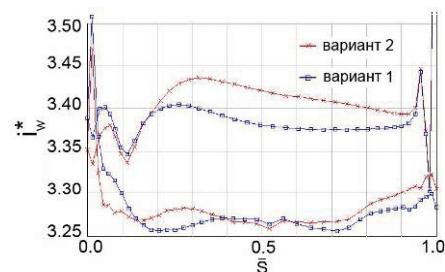


Рис. 15. i_w^* по контуру лопатки на среднем диаметре для вариантов 1 и 2 в момент действия $F_{\psi_{max}}$

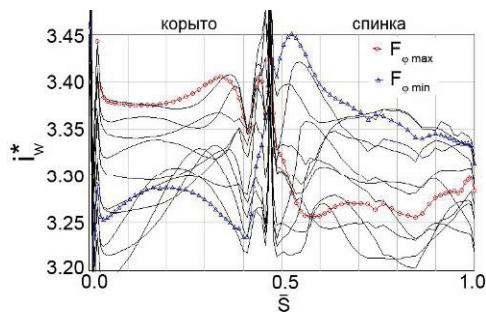


Рис. 16. Пульсации полной энталпии по контуру пера лопатки на среднем диаметре для варианта 1

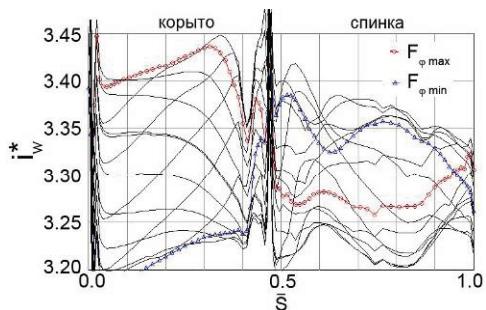


Рис. 17. Пульсации полной энталпии по контуру пера лопатки на среднем диаметре для варианта 2

Как видно из представленных диаграмм, перепад энергии между корытом и спинкой в момент действия на лопатку максимальной силы $F_{\psi \max}$ в варианте 2 больше, чем в варианте 1. Наоборот, в момент действия на лопатку минимальной силы $F_{\psi \min}$ перепад энергии между корытом и спинкой в варианте 2 меньше, чем в варианте 1. Что согласуется с выводами, полученными из спектрального анализа возмущающих сил.

Выводы

По результатам численных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Трансзвуковой характер течения в межвенцовой области ступени турбины существенно изменяют характер аэродинамических сил, действующих на лопатки при дозвуковом

режиме. Уменьшение осевого зазора в такой степени может приводить к уменьшению возмущающей силы на РЛ.

2. Нестационарная аэродинамическая сила, действующая на рабочую лопатку, напрямую связана с окружным распределением полной энергии в рабочем колесе турбины. Для подтверждения полученных результатов необходимо проведение дальнейших численных и экспериментальных исследований.

Литература

1. Воздушение колебаний лопаток турбомашин [Текст] - Г.С. Самойлович - М.: Машиностроение, 1975, - 288 с.
2. Кухтин Ю.П. Верификация метода численного моделирования отрывных течений газа [Текст] / Ю. П. Кухтин, В. М. Лапотко, Г. И. Слынько // Авиационно-космическая техника и технология. – Харьков: НАКУ «ХАИ», 2013. – Вып. 8(105). – С. 35–39. – ISSN 1727-7337.
3. Самойлович Г.С., Юрков Э.В. Возбуждение колебаний лопаток турбин окружной неравномерностью за ступенью. - «Теплоэнергетика», 1970, № 10, с. 81-83.
4. Самойлович Г.С., Рубен Ф., Юрков З. В. Исследование возбуждающих и демпфирующих сил в ступенях турбомашин. - Труды МЭИ, сек. паровых и газовых турбин, 1969, с. 124 - 131.
5. Хейман Ф. Дж. Вибрации турбинных лопаток, возникающие под влиянием закромочных следов лопаток соплового аппарата. «Энергетические машины и установки», 1969, №4, с. 1-20 (пер. с англ.).F.J. Kelecy, J.W. Griffin, and R.A. Delaney.
6. The Effect of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Performance - AGARD-CP-571, «Loss Mechanisms and Unsteady Flows in Turbomachines», 85th Symposium held in Derby, United Kingdom, 8-12 May 1995, с. 89-102.

Поступила в редакцию 19.07.2019

Ю.П. Кухтін, В.М. Лапотко. Вплив осьового зазору на рівень нестационарних сил, прикладених до робочих лопаток трансзвукової ступені турбіни

Для зменшення вібронапруги, що виникає в робочих лопатках турбін при резонансних збудженнях, викликаних частотою проходження лопаток соплового апарату, необхідно контролювати рівень аеродинамічних збуджуючих сил. Наявність надзвукових швидкостей за сопловим апаратом турбіни приводить до виникнення в межвенцевій області ступені турбіни стрібків тиску, які взаємодіючи з вхідними кромками робочих лопаток і в'язкими закромочними слідами, істотно змінюють характер аеродинамічних сил, що діють на лопатки в дозвуковому потоці. У представлений роботі досліджений вплив осьового зазору ступені трансзвукової турбіни на рівень нестационарних аеродинамічних сил, що діють на робочі лопатки (РЛ) з частотою $z_{CA}f_n$, де f_n - частота обертання ротора, z_{CA} - кількість лопаток соплового апарату (СА). Об'єктом для дослідження служив ступень турбіни високого тиску, що містить 28 соплових і 84 робочих лопаток (рис. 1). Для даної

геометрії була проведена серія розрахунків за одних і тих же граничних умов для різних величин осьового зазору Δz . Представлені результати отримані на основі чисельного моделювання в'язкої нестационарної течії газу в ступені трансзвукової турбіни за допомогою домашнього коду SunFlow. Отримана нелінійна залежність динамічних навантажень на робочі лопатки від величини зазору, обумовлена складною картиною взаємодії закромочних слідів і ударних хвиль в зазорі між вінцями. Проведено аналіз отриманих результатів і порівняння з результатами досліджень інших авторів. Показано, що рівень амплітуди обурюючої сили залежить не лише від швидкості потоку в соплі, але і від конфігурації стрибків, що склалася, спутників слідів і потенційного обурення в осьовому зазорі ступені. Показана залежність обурюючої сили, що діє на лопатку, від окружного розподілу повної енергії в робочому колесі турбіни. З'ясовано, що є причиною перерозподілу повної енталпії в робочому колесі. Для підтвердження отриманих результатів необхідне проведення подальших чисельних і експериментальних досліджень.

Ключові слова: осьовий зазор, збуджуюча сила, ударна хвиля, нестационарна течія.

Yu.P. Kukhtin, V.M. Lapotko. Influence of axial spacing on vane-blade interaction in transonic turbine stage

For diminishing of vibrotensions, arising up in the turbine blades at resonance excitations, caused frequency of passing of nozzle vanes, it is necessary to control the aerodynamic forces level.

The principal sources of the unsteadiness associated with turbine vane-blade interaction can be grouped into three broad categories: subsonic potential interactions, shock wave interactions, and wake interactions. Subsonic potential interactions arise due to the relative motion of the stator and rotor blades within the turbine stage, and are manifested primarily as unsteady pressure waves which travel both upstream and downstream relative to a given blade row. If the flow becomes supersonic at the blade trailing edge, then the resulting shock system will interact with the leading edge of the downstream blade, giving rise to large amplitude pressure fluctuations. Wake interactions result from the convection of viscous wakes from an upstream blade into a downstream blade row. The wake structure itself may also involve vortex shedding and thus lead to high frequency unsteadiness. All of these interactions are strongly affected by the axial spacing between blade rows. In the presented work is influence of axial spacing of the transonic turbine stage on the unsteady aerodynamic forces investigational. These forces operate on the blades with $z_{SA}f_n$ frequency, where f_n – frequency of rotor rotations, z_{SA} is an number of nozzle vanes. The object for researches had been chose a high pressure turbine stage, containing 28 vanes and 84 blades. For this geometry a series of calculations has been made at the same boundary conditions for various axial spacing Δz . The presented results are obtained on the basis of numerical modeling of a viscous unsteady flow in a transonic turbine stage with use of house code SUUnFlow. Nonlinear relation of dynamic loads on blades from axial spacing, called by a difficult picture of interacting viscous wakes and shock waves in an axial spacing is obtained. The analysis of the obtained results and comparison with results of researches of other authors is carried out. It is shown, that level of amplitude of a excitation force depends not only on speed of a stream in a nozzle, but also from an available configuration of shocks, a wake and potential perturbation in axial spacing.

Key words: axial spacing, excitation force, shock wave, unsteady flow.

References

1. Samojlovich G.S., Vozbuzhdenie kolebanij lopatok turbomashin [Excitation of turbomachines blades oscillations]. Moscow, "Mechanical engineering" Publ., 1975. 288 p.
2. Kukhtin Ju.P, Lapotko V.M., Slyn'ko G.I., Verifikacija metoda chislenного modelirovaniya otryvnyh tchenij gaza [Verification of the numerical method for detached flows solution]. Aerospace technic and technology. Kharkov, 2013. vol. 8, No. 105, pp. 35-39.
3. Samojlovich G.S., Jurkov Je.V., Vozbuzhdenie kolebanij lopatok turbin okruzhnoj neravnomernost'ju za stupen'ju [Excitation of turbines blades oscillations by the circumferential nonuniformity behind a stage]. Moscow, "Heat-and-power engineering", 1970. No 10, pp. 81-83.

4. Samojlovich G. S., Ruben F., Jurkov Z. V., Issledovanie vozbuздajushhih i dempfirujushhih sil v stupenjah turbomashin [Research of exciting and damping forces in turbomachines stages]. Moscow, "Scientific study of High-Power Engineering Institute", 1969. pp. 124 - 131.
5. Hejman F. J., Vibracii turbinnyh lopatok, voznikajushchie pod vlijaniem zakromochnyh sledov lopatok soplovogo appara [Turbine Blade Vibration Due to Nozzle Wakes]. Moscow, "Power machines and plant", 1969. No 4, pp. 1 - 20.
6. The Effect of Vane-Blade Spacing on Transonic Turbine Stage Performance - AGARD-CP-571, «Loss Mechanisms and Unsteady Flows in Turbomachines», 85th Symposium held in Derby, United Kingdom, 8-12 May 1995. pp. 89 – 102.

Гнатенко М.О.

Аспирант кафедры машин и технологий литьевого производства,
Национальный университет «Запорожская политехника», Запорожье,
Украина, e-mail: jane070air594@gmail.com;

Наумик В.В.

Доктор технических наук кафедры машин и технологий литьевого
производства, Национальный университет «Запорожская политех-
ника», Запорожье, Украина;

Матковская М.В.

Аспирант кафедры машин и технологий литьевого производства,
Национальный университет «Запорожская политехника», Запоро-
жье, Украина

ИЗГОТОВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ДЕТАЛИ КРЫШКИ РЕДУКТОРА АДДИТИВНЫМ МЕТОДОМ

Исследования проводились с целью обеспечить механические, технологические и эксплуатационные свойства деталей из конструкционных алюминиевых сплавов ($AlSi5$, $AlMg5$) авиационного назначения, выращенных аддитивным методом с использованием проволоки (WAAM). Для выполнения поставленной цели было необходимо решить следующие задачи: получить заготовки серийных деталей с необходимой геометрией, эксплуатационными и технологическими свойствами и выполнить расчет напряженно-деформируемого состояния полученных заготовок детали. Выращивание заготовки детали производилось с помощью сварочного аппарата инвертора Fronius MagicWave 1700 и робота FANUC. Кратковременные жаропрочные испытания проводили согласно ГОСТ 25.601-80 на машине АИМА-5-2. Прочностной расчет напряженно-деформируемого состояния проводился с использованием лицензионной версии программного комплекса ANSYS 18.1. Для разработки конечно-элементной модели принял, имеющий форму тетраэдра, элемент SOLID 185. Результат проведения расчета напряженно-деформируемого состояния показал, что коэффициент запаса прочности для сплава $AlSi5$ и $AlMg5$ равен 2,6 и 3,4 соответственно. Для сплава МЛ10 – 4,0. При этом, прочностные характеристики сплавов $AlMg5$ и МЛ10 находятся на одном уровне. Это позволяет утверждать, что изделие из сплава $AlMg5$, изготовленное аддитивными технологиями может применяться взамен ранее применяемых изделий из сплава МЛ10, которые изготавливались по стандартным технологиям литья.

Ключевые слова: аддитивные технологии, аддитивное выращивание, алюминиевые сплавы, авиационные детали, WAAM (Welding +arc additive manufacturing).

Введение

В настоящее время не вызывает сомнений целесообразность применения аддитивного производства (АП) в авиастроении. АП является новым направлением изготовления деталей, в том числе и из алюминиевых сплавов, которые в ряде случаев могут заменить классические способы, такие как литье и штамповку. Поскольку данные технологии позволяют значительно сокращать время и затраты на получение нового изделия за счет исключения промежуточных стадий изготовления оснастки и пресс-форм. [1].

1. Анализ предыдущих исследований

Wire + Arc Additive Manufacturing (WAAM) – это перспективная технология АП, позволяющая получать готовые изделия с минимальным

© М.О. Гнатенко, В.В. Наумик, М.В. Матковская, 2019

припуском на обработку в кратчайшие сроки путем послойного нанесения материала до достижения конечной формы. Процессы подачи проволоки имеют большую производительность и являются более экономичными из-за 100% эффективности использования проволоки по сравнению с порошковыми материалами [2]. Большинство современных исследований WAAM сосредоточены на титане и стали [3]. Алюминиевые сплавы, особенно высокопрочные, становятся все более востребованными в таких отраслях, как аэрокосмическая промышленность и транспорт. В связи с чем необходимы исследования и разработка технологии WAAM для алюминия. Кранфилдский университет начал применять технологию WAAM из алюминия, и были построены крупногабаритные функциональные компоненты ребер и конусов из алюминиевого сплава. [4]

В работе [4] были приведены изделия, выращенные методом WAAM, однако данные детали получены с использованием в качестве присадочных материалов проволок из импортных сплавов, которые по химическому составу и свойствам имеют отличия от отечественных материалов. При применении WAAM технологий в отечественном авиационном производстве так же используются импортные присадочные материалы, в связи с чем остаются нерешенными проблемами, связанные с работой в одних сборочных узлах деталей, полученных традиционными методами из отечественных сплавов и деталей, выращенных методами WAAM с использованием импортных материалов.

Коэффициент запаса прочности – это сила, деленная на прочность поперечного сечения.

В связи с чем является необходимым проведение прочностного расчета выращенных изделий.

2. Методика проведения исследований напряженно-деформируемого состояния (НДС)

Расчет НДС выращенной детали выполнен методом конечных элементов с применением программного комплекса ANSYS 18.1. Определение НДС состоит из следующих этапов. Подготовка свойств материалов крышки для расчета НДС. Необходимые для расчета НДС свойства сплава МЛ10 крышки приняты по справочнику ВИАМ. Необходимые для расчета НДС свойства материалов крышки AlSi5 и AlMg5 были получены в результате проведения кратковременных жаропрочных испытаний при $T=150$ (рабочей температуре изделия из данного материала). Кратковременные жаропрочные испытания проводили согласно ГОСТ 25.601-80 на машине АИМА-5-2. Разработку конечно-элементной модели крышки осуществили путем генерации сетки конечных элементов с помощью препроцессора автоматической разбивки ANSYS. При этом использованы элементы в форме тетраэдров и пирамид - для крышки и гексаэдров - для дополнительных объемов. Для разработки конечно-элементной модели принят, имеющий форму тетраэдра, элемент SOLID 185, который выбран в связи с тем, что он может иметь любую пространственную ориентацию; является элементом второго порядка и определяется двадцатью узлами, каждый из которых имеет три степени свободы.

В разделе представлены результаты расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) крышки редуктора двигателя (далее - крышки), изготовленной с использованием методов аддитивного производства из двух вариантов материалов проволоки - алюминиевого

сплава AlSi5 и сплава алюминия с магнием AlMg5 в качестве присадочного материала.

Наименование и материал крышки согласно техническим требованиям чертежа приведены в таблице 1. Там же указаны варианты исполнения крышки из сплава AlSi5 и сплава AlMg5. Твердотельная модель на рис.1.

Рабочая температура крышки составляет 150 °C.

Для упрощения расчета были проведены работы по выявлению неопасных объемов металла и установлено, что отверстия на фланце крышки являются таковыми. Твердотельная модель после упрощения приведена на рис.1.

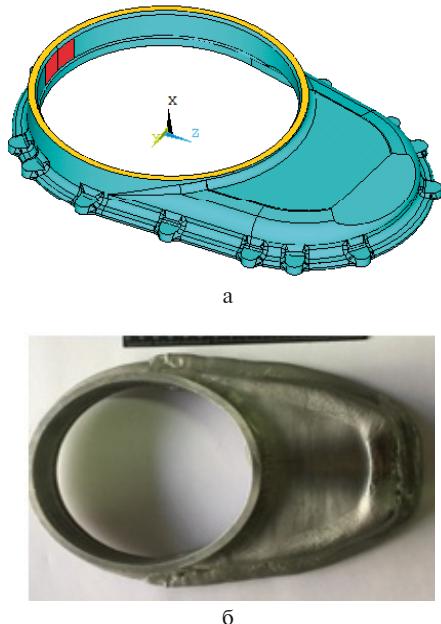


Рис. 1.
а - упрощенная твердотельная модель крышки с указанием поверхностей приложения нагрузок,
б - выращенная деталь крышки редуктора из алюминиевого сплава

Нагрузки, действующие на крышку:

- $F_a = 3200$ Н - осевая нагрузка на поверхность торца цилиндра в направлении, противоположном положительному направлению оси X (рис. 1 - поверхность выделена желтым цветом);

- $F_r = 300$ Н - постоянная радиальная нагрузка на цилиндрическую поверхность в направлении, противоположном положительному направлению оси Z (см. рис. 1 - поверхность выделена красным цветом).

Свойства материалов крышки при температуре 150 °C, используемые при расчете НДС, приведены в таблице 1.

Кривые деформирования $\sigma = f(\varepsilon)$ материалов AlSi и AlMg, принятых для расчета напряженно-деформированного состояния крышки, для температуры 150 °C, приведены на рисунке 2.

Таблица 1. Свойства рассматриваемых материалов крышки при рабочей температуре 150 °C.

пп/п	Параметр	Обозначение	Ед. изм.	AlSi5	AlMg5	МЛ10
1	Предел кратковременной прочности	σ_B^t	МПа	112	20,6	20,6
2	Предел текучести	σ_{02}^t	МПа	79	13,1	14,1
3	Предел пропорциональности	$\sigma_{\text{пр}}^t$	МПа	67	11,1	9,6
4	Плотность	ρ	кгс/м ³	2680	2650	1780
5	Модуль упругости	E	кгс/мм ²	5900	6200	4068
6	Коэффициент линейного расширения	α	1/°C	$2,39 \cdot 10^{-5}$	$2,58 \cdot 10^{-5}$	$2,8 \cdot 10^{-5}$
7	Относительное удлинение	δ	%	22,8	32,7	8,0
8	Коэффициент Пуассона	μ	-	0,33	0,3	0,33

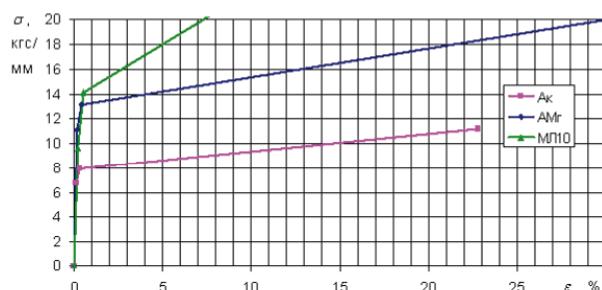


Рис.2. Кривые деформирования материалов AlSi5 и AlMg5, принятых для расчета напряженно-деформированного состояния крышки, для температуры 150 °C.

В узлах модели задана постоянная по величине рабочая температура 150 °C. К поверхности торца цилиндра (выделена желтым на рисунке 1) приложена осевая нагрузка $F_a = 3200$ Н, равномерно распределенная по узлам. К узлам цилиндрической поверхности (на участке, выделенном красным на рисунке 1) приложена радиальная нагрузка $F_r = 300$ Н, равномерно распределенная по узлам.

Решение задачи структурного анализа выполнено в модуле Solution программного комплекса ANSYS с учетом кривых деформирования материалов крышки с применением метода итерационного PCG. Указанный метод рекомендуется для больших моделей из объемных элементов.

По результатам структурного анализа крышки в постпроцессоре выполнена визуализация распределения эквивалентных напряжений по Мизесу и определены зоны максимальных эквивалентных напряжений в крышке. В зоне с максимальными эквивалентными напряжениями выделено сечение, в котором определен коэффициент запаса статической прочности по

формуле:

$$K_B = \frac{\sigma_B^t}{\sigma_{\text{экв}}^{\text{ср}}} \quad (1)$$

где σ_B^t - предел кратковременной прочности материала крышки при рабочей температуре;

$\sigma_{\text{экв}}^{\text{ср}}$ - средние эквивалентные напряжения в рассматриваемом сечении.

Средние эквивалентные напряжения определены в постпроцессоре программного комплекса ANSYS в соответствии с алгоритмом, описываемым формулой:

$$\sigma_{\text{экв}}^{\text{ср}} = \frac{1}{n-1} \cdot \left(\frac{\sigma_{\text{экв}}^1}{2} + \frac{\sigma_{\text{экв}}^n}{2} + \sum_{i=2}^{n-1} \sigma_{\text{экв}}^i \right) \quad (2)$$

где n - количество узлов на линии с максимальными напряжениями в рассматриваемом сечении;

$\sigma_{\text{экв}}^1$, $\sigma_{\text{экв}}^n$ - эквивалентные напряжения в первом и n -ом узле на линии с максимальными напряжениями в рассматриваемом сечении.

В результате структурного анализа крышки в постпроцессоре выполнена визуализация распределения эквивалентных напряжений и определены зоны максимальных эквивалентных напряжений в крышке.

Напряженно-деформированное состояние крышки, нагруженной рабочей температурой и действующими усилиями, изготовленной из сплавов AlSi5, AlMg5 и МЛ10 приведено на рисунке 3 а – в, соответственно. Как видно из рисунков зона максимальных эквивалентных напряжений расположена в зоне перехода фланца крепления крышки.

Результаты расчета средних эквивалентных напряжений в критическом сечении и коэффициента запаса статической прочности приведены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты расчета средних эквивалентных напряжений в критическом сечении и коэффициента запаса статической прочности.

№п/п	Параметр	Обозначение	Ед. изм.	Сплав AlSi5	Сплав AlMg5	Сплав МЛ10
1	Максимальные эквивалентные напряжения	$\sigma_{\text{экв}}^{\text{max}}$	кгс/мм ²	7,9	12,7	11,3
2	Средние эквивалентные напряжения	$\sigma_{\text{экв}}^{\text{ср}}$	кгс/мм ²	4,3	6,0	5,1
3	Предел кратковременной прочности	σ_B^t	кгс/мм ²	11,2	20,6	20,6
4	Коэффициент запаса статической прочности	K_B	-	2,6	3,4	4,0

Как видно из таблицы 2, коэффициенты запаса статической прочности крышки, изготовленной из AlSi5, AlMg5 и МЛ10, удовлетворяют нормативным требованиям. Учитывая, что величина максимальных эквивалентных напряжений крышки из материала AlSi5 соответствует пределу текучести данного сплава, на рисунке 3 приведены зоны пластической деформации крышки.

Как видно из рисунка 3, зоны пластической деформации в крышке из материала AlSi5 расположены в зонах перехода фланца крепления крышки.

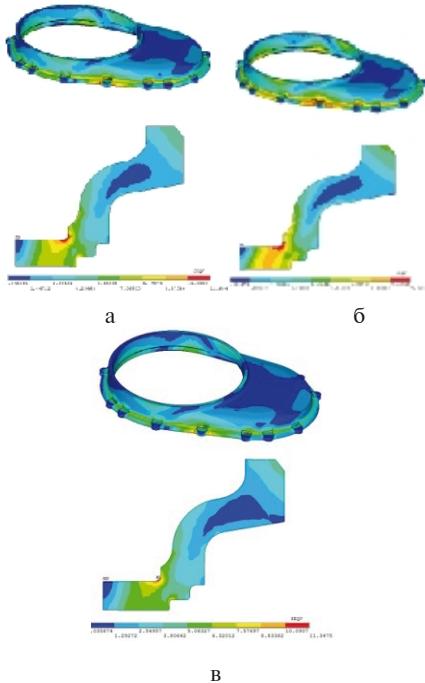


Рис 3. Напряженно-деформированное состояние крышки, нагруженной рабочей температурой и действующими усилиями.
а - из сплава AlMg5, б - из сплава AlSi5,
в - из сплава МЛ10

Таким образом, получена модель крышки редуктора и проведен ее расчет методом конечных элементов. Установлены коэффициенты запаса статической прочности крышки, изготовленной из магниевого сплава МЛ10

М.О. Гнатенко, В.В. Наумік, М.В. Матковська. Виготовлення авіаційної деталі кришки редуктора адитивним методом

Дослідження проводилися з метою забезпечити механічні, технологічні та експлуатаційні властивості деталей з конструкційних алюмінієвих сплавів (AlSi5, AlMg5) авіаційного призначення, вирощених адитивним методом з використанням дроту (WAAM). Для виконання поставленої мети було необхідно вирішити такі завдання: отримати заготовки серійних деталей з необхідною геометрією, експлуатаційними і технологічними властивостями і виконати розрахунок напружено-деформованого стану отриманих заготовок деталі. Вирощування заготовки деталі проводилося за допомогою сварочного апарату інвертора Fronius MagicWave 1700 і робота FANUC. Короткочасні жароміцні випробування проводили згідно ГОСТ 25.601-80 на машині AMA-5-2. Міцнісний розрахунок напружено деформованого стану проводився з використанням ліцензійної версії програмного

или с использованием методов аддитивного производства из двух вариантов материалов проволоки из сплава AlSi5 и сплава AlMg5 в качестве присадочного материала.

Заключение

Коэффициент запаса прочности для сплава AlSi5 и AlMg5 равен 2,6 и 3,4 соответственно. Для сплава МЛ10 – 4,0. При этом, прочностные характеристики сплавов AlMg5 и МЛ10 находятся на одном уровне. Это позволяет утверждать, что изделие из сплава AlMg5, изготовленное аддитивными технологиями может применяться взамен ранее применяемых изделий из сплава МЛ10, которые изготавливались по стандартным технологиям литья. Несмотря на снижение коэффициента запаса прочности на 0,4, применение аддитивных технологий для изготовления крышки редуктора из сплава AlMg5 позволит сократить долю человеческого фактора при возникновении брака, существенно снизить отходы при производстве за счет отсутствия литейных систем и т.д. При этом возможно изменение конструкции с целью уменьшения ее веса.

Литература

1. Gnatenko M. et al, Detecting the influence of heat sources on material properties when production aviation parts by a direct energy deposition method // Eastern-european journal of enterprise technologies ISSN1729-3774
2. Zhang Y., et al., Weld deposition-based rapid prototyping: a preliminary study. Journal of Materials Processing Technology, 2003. 135(2-3): p. 347-357.
3. Wang H. and R. Kovacevic, A novel welding-based solid freeform fabrication technology for aluminum, 84th Annual AWS Convention, 2003: Detroit, Michigan, USA. p. 2.
4. Ding J., et al., Thermo-mechanical analysis of Wire and Arc Additive Layer Manufacturing process on large multi-layer parts. Computational Materials Science, 2011. 50(12): p. 3315-3322.

Поступила в редакцию 12.06.2019

комплекса ANSYS 18.1. Для розробки кінцево-елементної моделі прийнятий елемент SOLID 185, що має форму тетраедра. Результат проведення розрахунку напружено-деформованого стану показав, що коефіцієнт запасу міцності для сплаву AlSi5 і AlMg5 дорівнює 2,6 і 3,4 відповідно. Для сплаву МЛ10 - 4,0. При цьому, міцності сплавів AlMg5 і МЛ10 знаходяться на одному рівні. Це дозволяє стверджувати, що виріб зі сплаву AlMg5, виготовлений аддитивними технологіями може застосовуватися на заміну раніше застосовуваних виробів зі сплаву МЛ10, які виготовлялися за стандартними технологіями ліття.

Ключові слова: аддитивні технології, аддитивне вирощування, алюмінієві сплави, авіаційні деталі, WAAM (Welding + arc additive manufacturing).

M.O. Gnatenko, V.V. Naumik, M.V. Matkovskaya. Manufacturing of aviation detail of the reducer cover by the additive method

Studies were conducted to ensure the mechanical, technological and operational properties of parts made of structural aluminum alloys (AlSi5, AlMg5) for aviation purposes grown by the additive method using wire (WAAM). To accomplish this goal, it was necessary to solve the following tasks: to obtain blanks of serial parts with the necessary geometry, operational and technological properties and to perform a calculation of the stress-deformable state of the obtained blanks of the part. The cultivation of the workpiece was carried out using the Fronius MagicWave 1700 inverter c-welding machine and the FANUC robot. The short-term heat-resistant tests were carried out according to GOST 25.601-80 on the AIMA-5-2 machine. Strength analysis of the stress-strain state was carried out using the licensed version of the software package ANSYS 18.1. To develop a finite element model, the SOLID 185 element having the shape of a tetrahedron was adopted. The result of the calculation of the stress-strain state showed that the safety factor for the AlSi5 and AlMg5 alloy is 2.6 and 3.4, respectively. For alloy ML10 - 4.0. at the same time, the strength characteristics of alloys AlMg5 and ML10 are on the same level. This suggests that the product from the alloy AlMg5, made by additive technologies, can be used instead of the previously used products from the alloy ML10, which were made according to standard casting techniques.

Key words: additive technology, additive growing, aluminum alloys, aircraft parts, WAAM (Welding + arc additive manufacturing).

References

1. Gnatenko M. et al, Detecting the influence of heat sources on material properties when production aviation parts by a direct energy deposition method // Eastern-european journal of enterprise technologies ISSN1729-3774
2. Zhang, Y., et al., Weld deposition-based rapid prototyping: a preliminary study. Journal of Materials Processing Technology, 2003. 135(2-3): p. 347-357.
3. Wang, H. and R. Kovacevic, A novel welding-based solid freeform fabrication technology for aluminum, 84th Annual AWS Convention, 2003: Detroit, Michigan, USA. p. 2.
4. Ding, J., et al., Thermo-mechanical analysis of Wire and Arc Additive Layer Manufacturing process on large multi-layer parts. Computational Materials Science, 2011. 50(12): p. 3315-3322.

УДК 539.3:629.7

Зайцев Б. Ф.	д-р техн. наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: b.zajtsev@gmail.com;
Протасова Т. В.	канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: tatyprotasova@gmail.com;
Сметанкина Н. В.	д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник, заведующий отделом вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: nsmetankina@ukr.net;
Ларионов И. Ф.	канд. техн. наук, главный научный сотрудник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: LarionovIF@kbu.net;
Клименко Д. В.	канд. техн. наук, начальник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: KlymenkoDV@hotmail.com;
Акимов Д. В.	канд. техн. наук, начальник сектора отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: AkimovDV@kbu.net

ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ МЕЖСТУПЕННОГО ОТСЕКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ

Наиболее оптимальным подходом при практическом решении проблем прочности ракетных конструкций является комбинирование теоретических исследований с их параллельной верификацией корректно поставленным экспериментом. В данной статье разработаны методика, расчетная модель и выполнены компьютерные исследования межступенного отсека ракеты-носителя «Циклон-4М» при отделении. Методика расчета динамики межступенного отсека базируется на трехмерном методе конечных элементов с решением задачи по времени конечно-разностным методом Вильсона. Применяемые методика и модель расчета динамического напряженно-деформированного состояния межступенного отсека учитывают основные особенности конструкции и нагружения, что определяет адекватность моделирования и оценок прочности и жесткости. Исследуемая конструкция имеет вид тонкостенной металлической оболочки вращения. В расчетной модели межступенного отсека представлены все основные силовые элементы – обечайка, системы продольного и поперечного подкреплений в виде стрингеров и шпангоутов. Присоединенная масса отработавшей первой ступени и эксцентрикситет действия пневмотолкателей учтены в модели. Две конечно-элементные модели с различной дискретизацией – начальная и уточненная – использовались в расчетах. Уточненная модель связана с большей дискретизацией конструкции межступенного отсека в окрестности зон приложения нагрузок – кронштейнов пневмотолкателей. Расчетные данные представлены результатами трех исследований – собственных частот и форм колебаний, оценки напряженно-деформированного состояния при статическом нагружении с максимально возможной нагрузкой и, собственно, расчетами колебательного процесса. Время действия пневмотолкателей значительно больше периода собственных колебаний основного тона, что определяет квазистатический характер деформирования межступенного отсека. Динамические напряжения в межступенном отсеке весьма ограничены и имеют локализованный характер у кронштейнов пневмотолкателей. Несущая способность межступенного отсека может быть повышена усилением обшивки в зоне крепления пневмотолкателей.

Ключевые слова: ракета, межступенный отсек, отделение, импульсное воздействие, конечный элемент, динамика, прочность.

Введение

На различных стадиях функционирования ракеты-носителя (РН) ее элементы испытывают динамические нагрузки, влияние которых на прочностные или жесткостные показатели в наземных условиях определить не всегда возможно. В этом случае основным способом прогнозирования динамических реакций является математическое моделирование механических колебательных процессов, вызванных переменными силовыми или кинематическими факторами. Одним из таких элементов РН является межступенчатый отсек (МСО), в котором при отделении возникают колебания, оценка величины которых необходима. Традиционно применяются металлические конструкции из легких алюминиевых сплавов, а также композитные, представленные трехслойными оболочками с фланцами с несущими наружными волокнистыми композитными слоями и внутренним слоем из легкого заполнителя.

Исследование напряженно-деформированного состояния (НДС), местной и общей устойчивости, а также закритической деформации до потери несущей способности МСО посвящен ряд публикаций [1–6]. В работах [1–4] приведены данные конечно-элементного анализа композитного МСО РН «Циклон-4» и статических испытаний при различных видах нагружения. Экспериментальное исследование МСО металлической конструкции при комбинированном нагружении выполнено в [5], а работа [6] посвящена оптимизации параметров композитного МСО РН «Циклон-4». В большинстве работ расчетный анализ выполнен с применением стандартных вычислительных комплексов ANSYS, NASTRAN.

Публикации, где выполняется динамический анализ МСО, в научно-технической литературе представлены недостаточно.

Целью данной работы является разработка расчетной методики, модели и проведение исследований на прочность и колебания конструкции межступенного отсека ракеты-носителя при отделении первой ступени.

Разработка расчетной модели

МСО представляет собой тонкостенную конструкцию с системой подкреплений в виде цилиндрической обечайки (толщина обечайки 1,194 мм), продольных (осевых) подкреплений стрингеров (32 стрингера) и поперечных (окружных) подкреплений – шпангоутов (8 шпангоутов, включая крайние). Используемый материал для всех элементов МСО – алюминиевый сплав марки 2024-T3 (плотность

$\rho = 2,78 \text{ г/см}^3$, модуль продольной упругости $E = 7,2 \cdot 10^4 \text{ МПа}$).

В силу циклической симметрии по окружной координате МСО и для сокращения объема вычислений из всей конструкции выделен фрагмент в виде четверти с постановкой кинематических условий симметрии по плоскостям выделенных сечений. Т.к. циклическая симметрия МСО имеет более высокий порядок вследствие постановки восьми пневмоподушек (теоретически можно выделить 1/8 части конструкции), то выделением 1/4 части ограничивается возбуждение форм колебаний очень высокого порядка, что в действительности не происходит.

В статье динамический анализ МСО выполняется по методике, основанной на применении МКЭ [7] и конечно-разностного метода Вильсона интегрирования уравнений движения [8]. Применение методики для исследований динамических реакций элементов ракетных конструкций при ударно-импульсных воздействиях дано в работах [9–11].

Модель МСО с трехмерными конечными элементами [7] представлена на рис. 1, где также показаны осевое и поперечное сечения. В расчетной модели представлены практически все основные элементы силовой конструкции МСО, где отражены реальные профили стрингеров и шпангоутов.

Отделение МСО осуществляется вместе с отработавшей первой ступенью, к которой он присоединен. Для моделирования массы отработавшей первой ступени (17200 кг) и жесткой связи ее с нижним шпангоутом МСО в расчетной модели вводился кольцевой элемент – макет первой ступени (масса). Массовые и жесткостные свойства (плотность и модуль упругости) макета обеспечивали соответствующие массовые показатели и высокую жесткость, накладывающие ограничения на деформирование нижнего шпангоута (фланца) МСО.

Нагрузка от пневмоподушек, приложенная снаружи МСО, передается через введенные в расчетной модели кронштейны пневмоподушек (см. рис. 1). В расчетной модели представлены три пневмоподушки (две половины и один целиком), как показано на рис. 1, где нагрузка $F(t)$, переменная во времени, действует в течение 0,208 с (рис. 2). Величина нагрузки выбрана максимальной и соответствует давлению в баллоне пневмоподушки 235 бар. В программной реализации переменное усилие для произвольного момента времени вычисляется с применением линейной интерполяции. Расположение кронштейнов пневмоподушек и, в особенности, точки приложения усилий $F(t)$

(эксцентрикитет) выдержаны в соответствии с конструктивными данными. Расположение точек выдачи результатов расчета перемещений и напряжений при колебаниях представлено на рис. 1, в.

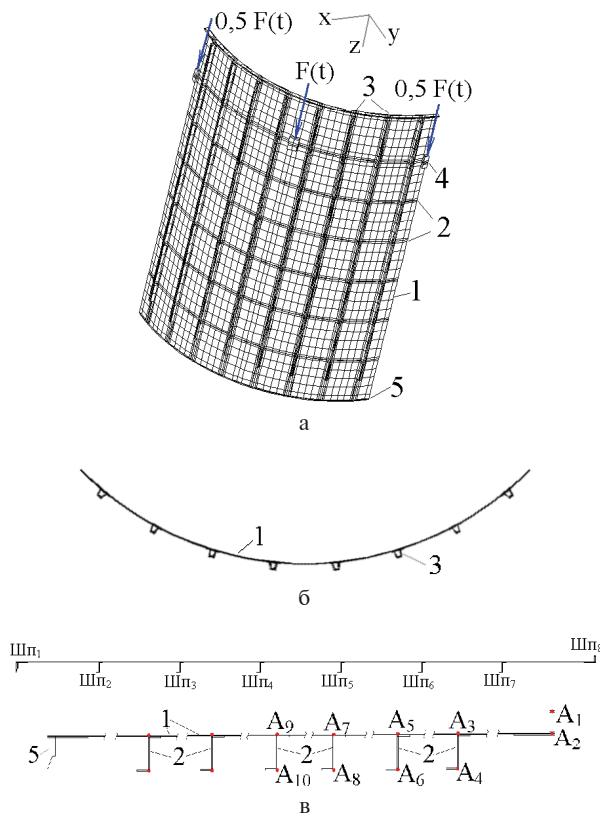


Рис. 1. КЭ-модель МСО (а), поперечное (б) и осевое (в) сечения:

1 – обечайка; 2 – шпангоуты; 3 – стрингеры;
4 – кронштейны крепления пневмотолкателей;
5 – макет (масса) отработавшей первой ступени

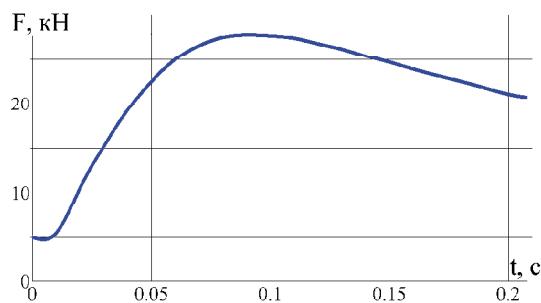


Рис. 2. Сила от пневмотолкателя

Особенностью расчетной модели является отсутствие закреплений по осевому направлению, что означает присутствие в расчетных величинах осевого перемещения жесткого целого (ПЖЦ), обусловленного поступательным движением вдоль оси z . Если необходимо выделить из получаемых расчетом осевые перемещения, вызванные деформациями, то следует вычесть из общих перемещений ПЖЦ

(выделенные осевые перемещения малы по сравнению с радиальными вследствие высокой осевой жесткости). Последние несложно вычислить методами теоретической механики для абсолютно твердого тела, т.к. общая масса и изменение суммарных внешних сил известны. Присутствие в численном решении ПЖЦ по осевому направлению не отражается в перемещениях поперечного направления и вычисляемых напряжениях.

В расчетах использовались две КЭ-модели с различной дискретизацией – начальная и уточненная. Последняя связана с большей дискретизацией конструкции МСО в окрестности зон приложения нагрузок – кронштейнов пневмотолкателей. Число узлов КЭ-дискретизации для начальной модели составило 9 992 при ширине ленты матрицы жесткости 2 211, а для уточненной КЭ-модели число узлов равнялось 12 591, а ширина ленты – 2 571.

Результаты расчетного анализа

Расчетные данные представлены результатами трех исследований – собственных частот и форм колебаний, оценки НДС при статическом нагружении с максимально возможной нагрузкой и, собственно, расчетами колебательного процесса.

Расчеты собственных колебаний носят вспомогательный характер и необходимы для интерпретации колебательных явлений и выбора параметров интегрирования по времени уравнений движения (динамики). Поскольку нижний шпангоут ($Шп_1$) соединен с фактически недеформируемым макетом первой ступени, то для исключения нулевых собственных частот можно по нему ввести закрепления. Это не отражается на спектре собственных частот, отвечающих колебаниям и сопровождающихся деформациями. Значения собственных частот из нижней части спектра представлены в табл. 1, а соответствующие им формы колебаний – на рис. 3. Отметим, что в представленных формах отсутствуют формы колебаний, при которых реализуется осевая симметрия деформации. Очевидно, что осесимметричное деформирование МСО является высокоэнергетическим и возможно только для высоких собственных частот.

Таблица 1. Собственные частоты колебаний створки обтекателя

№ частоты	1	2	3	4	5	6
Частота, Гц	34,1	42,5	73,2	95,6	115,4	116,9

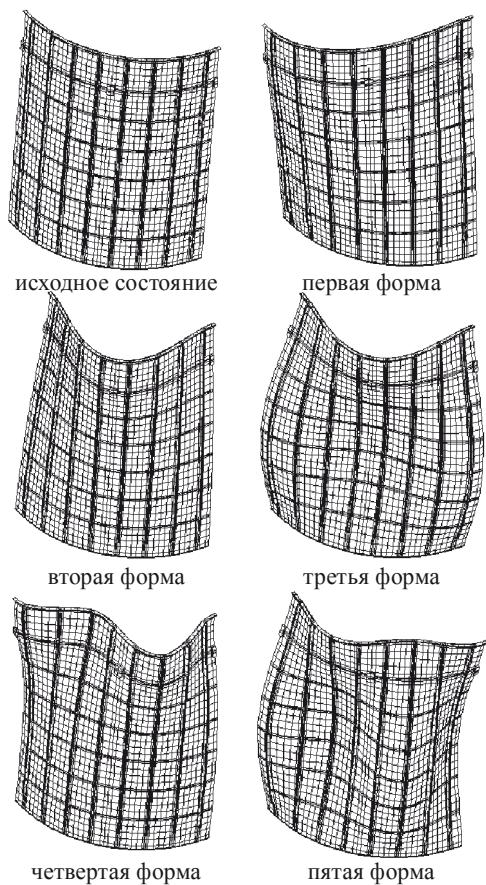


Рис. 3. Исходное состояние и формы колебаний модели МСО

Для оценки необходимого шага интегрирования использована для ориентира величина периода собственного колебания основного тона $T_1=1/\omega_1=0,0293$ с. В расчетах принято значение $\Delta t=0,002$ с, а весь интервал интегрирования составлял 0,22 с при длительности действия усилия от пневмоползателя 0,208 с.

Проявление динамических эффектов в конструкции МСО зависит от длительности действия усилия $F(t)$, темпа его нарастания в сравнении с динамическими характеристиками – периодами собственных колебаний. Очевидно, что при медленном нарастании нагрузки в конструкции МСО устанавливается стационарное состояние, близкое к тому, что определяется расчетом статики.

Расчет статического состояния является оценочным для определения уровня параметров НДС для указанного предельного случая.

Расчеты статического НДС при максимальном значении силы от пневмоползателя проводились для модели с закреплением по нижнему шпангоуту ($Шп_1$), а результаты исследований представлены на рис. 4–6. Форма конструкции МСО после деформации циклически симметричная (рис. 4), причем на рис. 4, а показано также для отсчета недеформированное состояние. Более детальное распределение компонент перемещений U_z , U_r представлено на рис. 5 в

виде областей значений определенного диапазона, указанных в соответствующих шкалах. Представленные картины изменения перемещений имеют физически ясную интерпретацию.

Распределение одного из основных компонентов напряженного состояния – осевого напряжения σ_z показано на рис. 6 для начальной и уточненной КЭ-моделей. Из приведенных данных следует, что распределение осевого напряжения носит локализованный характер, причем под кронштейном пневмоползателя развивается зона сжимающих напряжений, а над ним – растягивающих. Сравнение результатов для начальной и уточненной КЭ-моделей показывает, что зоны распределения осевого напряжения уточнились, а также возросли достигаемые максимальные значения. В целом для уточненной модели параметры напряженного состояния следующие: максимальные сжимающие напряжения – 47,5 МПа, максимальные растягивающие – 36,6 МПа, а интенсивность напряжений 50,3 МПа.

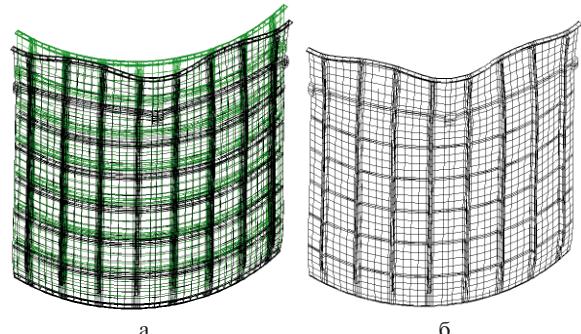


Рис. 4. Форма МСО после деформации (статика; нагрузка – максимальное усилие от пневмоползателя 27,8 кН)

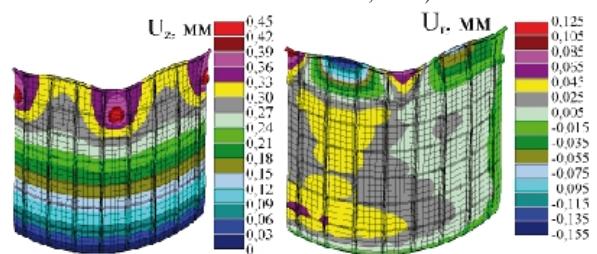


Рис. 5. Распределение перемещений U_z и U_r в МСО (статика; нагрузка – максимальное усилие от пневмоползателя 27,8 кН)

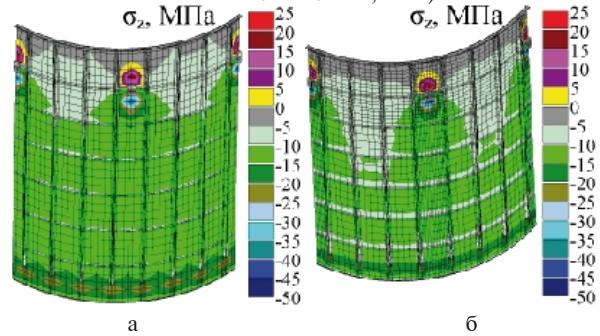


Рис. 6. Осевое напряжение σ_z (МПа) при разной КЭ-дискретизации:
а – начальной; б – уточненной

Некоторые из результатов динамического анализа представлены на рис. 7–10, где данные приведены для контрольных точек A_i (рис. 1, в), расположенных на обечайке и шпангоутах в сечении по кронштейну пневмоползателя. Наибольшим перемещением, вызванным деформацией, является радиальное смещение (U_r), изменение которого во времени в разных точках вдоль оси МСО (точки A_i) показано на рис. 7, 9. Характерным является монотонное его изменение без проявления колебательных явлений с повторением закона изменения действующего усилия $F(t)$ пневмоползателя. Максимальные радиальные отклонения достигаются на шпангоуте $Шп_8$ и составляют 0,137 мм и близки к максимальным значениям для статического состояния при максимальном значении усилия пневмоползателя. Это свидетельствует о том, что нагружение конструкции МСО носит квазистатический характер, и динамические эффекты не наблюдаются. Аналогичный характер изменения во времени имеют и напряжения, например, осевые напряжения σ_z в точке A_3 обечайки на высоте шпангоута $Шп_7$ (рис. 10). Осевое перемещение U_z в контрольных точках A_i , представленное на рис. 8, в основном отражает ПЖЦ и близко к параболе. Расчеты поступательного движения твердого тела с суммарной массой МСО и отработавшей первой ступени под действие переменной суммарной осевой силы от пневмоползателя подтверждают представленный на рис. 9 закон изменения перемещения U_z .

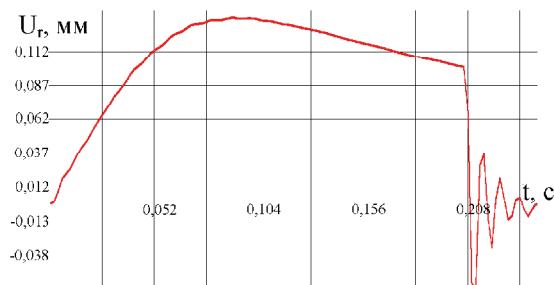


Рис. 7. Радиальное перемещение U_r точки A_1

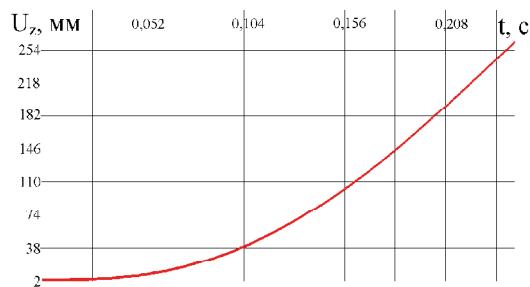


Рис. 8. Осевое перемещение U_z точек A_1 – A_{10} (с учетом ПЖЦ)

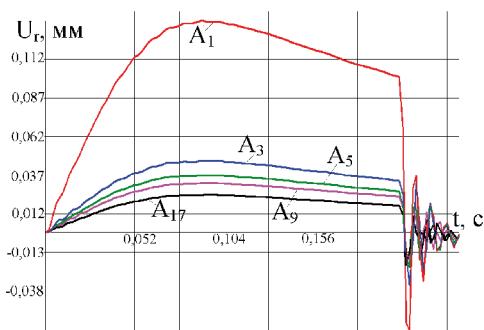


Рис. 9. Радиальное перемещение U_r контрольных точек

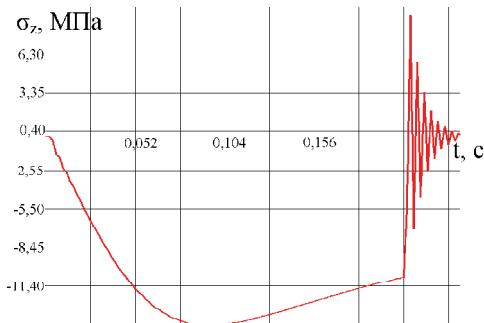


Рис. 10 – Осевое напряжение σ_z точки A_3

После прекращения действия усилия пневмоползателя (внезапное снятие нагрузки) возникают колебания с частотой около 115 Гц с уменьшающейся амплитудой. Этой частоте соответствует пятая и шестая формы парной собственной частоты ($\omega_5 = \omega_6$ с учетом точности вычислений). Это явление, имеющее частный характер, можно интерпретировать так. Форма деформированной поверхности МСО, достигаемая при квазистатическом нагружении, близка к форме колебаний пятой-шестой собственных форм (начальные условия), поэтому вначале после снятия нагрузки возбуждаются колебания с такой частотой (115 Гц). Затем энергия деформации перераспределяется, и колебания переходят в более низкие формы с меньшей амплитудой.

Выводы

- Применяемые методика и модель расчета динамического НДС МСО учитывают основные особенности конструкции и нагружения, что определяет адекватность моделирования и оценок прочности и жесткости.

- Время действия пневмоползателей значительно больше периода собственных колебаний основного тона, что определяет квазистатический характер деформирования МСО.

- Динамические напряжения в МСО весьма ограничены и имеют локализованный характер у кронштейнов пневмоползателей. Несущая способность МСО может быть повышена усиливением обшивки в зоне крепления пневмоползателей.

Литература

1. Конечноэлементный анализ и экспериментальное исследование прочности трехслойной сотовой конструкции переходного отсека космического летательного аппарата / Д.В. Акимов, В.З. Грищак, С.И. Гоменюк и др. // Проблемы прочности. – 2016. – №3. – С. 52–57.
2. Математическое моделирование и исследование напряженно-деформированного состояния отсеков ракет космического назначения / Д. В. Акимов, И. Ф. Ларионов, Д. В. Клименко и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2019. – Вып. 1 (117). – С. 21–27.
3. Статические испытания опытного межступенчатого отсека ракеты-носителя «Циклон-4» из углепластика / А. М. Зиновьев, А. П. Кушнарев, А. В. Кондратьев и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 4 (101). – С. 28–35.
4. Акимов Д. В. Математическое моделирование и исследование прочности силовых элементов конструкций космических летательных аппаратов / Д. В. Акимов, В. З. Грищак, С. И. Гоменюк и др. // Вестник Запорожского национального университета. – 2015. – № 3. – С. 6–13.
5. Экспериментальное исследование деформированного состояния и прочности межступенчатого отсека ракетоносителя при статическом внешнем нагружении / Д. В. Акимов, В. З. Грищак, С. И. Гоменюк и др. // Нові матеріали і технології в металургії і машинобудуванні. – 2016. – № 1. – С. 82–89.
6. Научное сопровождение разработки композитных несущих отсеков головных блоков ракет-носителей / А. М. Потапов, В. А. Коваленко, А. В. Кондратьев и др. // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2017. – Вып. 2 (114) – С. 112–120.
7. Шульженко Н. Г. Задачи термопрочности, вибродиагностики и ресурса энергоагрегатов (модели, методы, результаты исследований): монография / Н. Г. Шульженко, П. П. Гонтаровский, Б. Ф. Зайцев. – Saarbrücken, Germany: LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011. – 370 с.
8. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вильсон. – М.: Стройиздат, 1982. – 448 с.
9. Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок и др. // Космічна наука і технологія. – 2016. – № 2, Т. 22., – С. 12–21.
10. Динамика элементов системы отделения обтекателя ракеты / Н. Г. Шульженко, Б. Ф. Зайцев, А. В. Асаенок и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – №9 (144). – С. 5–13.
11. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components / B. Zaytsev, A. Asayenok, T. Protasova at all // Journal of Mechanical Engineering. – 2018. – Vol. 21, No. 3. – P. 19–30.

Поступила в редакцию 19.07.2019

Б.П. Зайцев, Т.В. Протасова, Н.В. Сметанкіна, І.Ф. Ларіонов, Д.В. Клименко, Д.В. Акімов. Динамічний напруженено-деформований стан міжступеневого відсіку ракети-носія при відділенні першого ступеня

Найбільшим підходом при практичному вирішенні проблем міцності ракетних конструкцій є комбінування теоретичних досліджень з їхньою паралельною верифікацією коректно поставленим експериментом. В даній статті розроблено методику й розрахункову модель та виконано комп’ютерні дослідження міжступінного відсіку ракети-носія «Циклон-4М» при відділенні. Методика розрахунку динаміки міжступінного відсіку базується на тривимірному методі скінченних елементів з розв’язанням задачі за часом кінцево-різницевим методом Вільсона. Застосовані методика й модель розрахунку динамічного напруженено-деформованого стану міжступінного відсіку враховують основні особливості конструкції та навантаження, що зумовлює адекватність моделювання та оцінок міцності й жорсткості. Досліджувана конструкція має вигляд тонкостінної металевої оболонки обертання. В розрахунковій моделі міжступінного відсіку представлено всі основні силові елементи – обичайка, системи повздовжнього й поперечного підкріплень у вигляді стрингерів та шпангоутів. Приєднана маса першого ступеня, що відпрацював, та ексцентрикет з дії пневмоштовхачів враховано в моделі. Дві скінченно-елементні моделі з різною дискретизацією – початковою та уточненою – використані в розрахунках. Уточнена модель пов’язана з більшою дискретизацією конструкції міжступеневого відсіку в околі зон прикладання навантаження – кронштейнів пневмоштовхачів. Розрахункові дані представлено результатами трьох досліджень – власних частот й форм коливань, оцінки напруженено-деформованого стану при статичному навантаженні з максималь-

но можливим навантаженням і, власне, розрахунками коливального процесу. Час дії пневмоштовхачів значно більший за період власних коливань основного тону, що визначає квазистатичний характер деформування міжступеневого відсіку. Динамічні напруження в міжступевому відсіку доволі обмежені та мають локалізований характер біля кронштейнів пневмоштовхачів. Несуча здатність міжступеневого відсіку може бути підвищена посиленням обшивки в зоні кріплення пневмоштовхачів.

Ключові слова: ракета, обтічник, міжступеневий відсік, відділення, імпульсний вплив, скінченний елемент, динаміка, міцність.

B.F. Zajtsev, T.V. Protasova, N.V. Smetankina, I.F. Larionov, D.V. Klimenko, D.V. Akimov. Dynamic stress-strain state of the inter-stage launch vehicle module during the first stage separation

The most optimal approach in the practical solution of the problems of the rocket structures strength is a combination of theoretical studies with their parallel verification by a correctly performed experiment. In this article a methodology and a calculation model have been developed and computer studies have been carried out for the inter-stage module of the Cyclone-4M launch vehicle during separation. The method of calculating the inter-stage module dynamics is based on the three-dimensional finite element method with the solution of the problem in time by the Wilson finite-difference method. The applied methodology and model for calculating the dynamic stress-strain state of the inter-stage module take into account the main features of the structure and loading, that determines the adequacy of modeling and strength and stiffness estimates. All the main strength elements are represented in the design model of the inter-stage module, namely, the shell, longitudinal and transverse reinforcements systems by the stringers and frames. The virtual mass of the discharged first stage and the eccentricity pneumatic pushers' action are taken into account in the model. Two finite element models with different discretization – initial and refined – were used in the calculations. The refined model is associated with greater discretization of the design of the inter-stage module in the vicinity of the areas of application of loads – pneumatic tappets brackets. The calculated data are presented by the results of three studies – natural vibration frequencies and mode shapes, estimates of the stress-strain state under static loading with the maximum possible load and calculations of the vibration process. The duration of pneumatic pushers is much longer than the period of fundamental tone natural vibrations. This determines the quasi-static behavior of the inter-step module deformation. Dynamic stresses in the inter-stage module are very limited and have a localized character near the brackets of pneumatic pushers. The inter-stage module load-carrying capability can be increased by reinforcing the airframe in the pneumatic pushers' holder area.

Keywords: rocket, fairing, inter-stage module, separation, impulse action, finite element, dynamics, strength.

References

1. Akimov D.V., Gryshchak V.Z., Gomenyuk S.I., Larionov I.F., Klimenko D.V., & Sirenko V.N. Finite-Element Analysis and Experimental Investigation on the Strength of a Three-Layer Honeycomb Sandwich Structure of the Spacecraft Adapter Module. Strength of Materials, 2016, vol. 48, iss. 3, pp. 379–383. <https://doi.org/10.1007/s11223-016-9775-y>.
2. Akimov D. V., Larionov I. F., Klimenko D. V., Grishchak V. Z., Gomenyuk S. I. Matematicheskoye modelirovaniye i issledovaniye napryazhennodeformirovannogo sostoyaniya otsekov raket kosmicheskogo naznacheniya [Mathematical modeling and research of the stress-strain state of compartments of space rockets]. Kosmicheskaya tekhnika. Raketynoye vooruzheniye – Space technology. Missile weapons, 2019, iss. 1 (117), pp. 21–27.
3. Zinov'yev A. M., Kushnarev A. P., Kondratenko A. V., Potapov A. M., Kuznetsov A. P., Kovalenko V. A. Staticheskiye ispytaniya opytnogo mezhstupennogo otseka rakety-nositelya "Tsiklon-4" iz ugleplastika [Static tests of the experimental inter-stage compartment of the Cyclone-4 carrier rocket made of carbon fiber]. Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace engineering and technology, 2013, no. № 4 (101), pp. 28–35.
4. Akimov D.V., Grischak V.Z., Gomenyuk S.I., Grebenyuk S.N., Lisnyak A.A., Choporov S.V., Larionov I.F., Klimenko D.V., Sirenko V.N. Matematicheskoye modelirovaniye i issledovaniye prochnosti silovykh elementov konstruktsiy kosmicheskikh letatelnykh apparatov [Mathematical modeling and research of the strength of the power elements of the structures of spacecraft]. Bulletin of Zaporizhzhya National University – Visnyk of Zaporizhzhya National University, 2015, no. 3, pp. 6–13.

5. Akimov D.V., Grishchak V.Z., Gomenyuk S.I., Klimenko D. V., Larionov I. F., Sirenko V. N. Eksperimentalnoye issledovaniye deformatii-rovannogo sostoyaniya i prochnosti mezhstupenchatogo otseka raketnostielya pri staticheskom vneshnem нагрузкhenii [Experimental study of the deformed state and strength of the interstage compartment of the launch vehicle under static external loading]. Novi materialy i tekhnologii v metalurhii i mashyno-buduvanni – Innovative Materials and Technologies in Metallurgy and Mechanical Engineering, 2016, no. 1, pp. 82–89.

6. Potapov A.M., Kovalenko V.A., Kondrat'yev A.V., Gaydachuk V. Ye. Nauchnoye soprovozhdeniye razrabotki kompozitnykh nesushchikh otsekov golovnykh blokov raket-nositeley [Scientific support for the development of composite bearing compartments of the head blocks of launch vehicles]. Kosmicheskaya tekhnika. Raketnoye vooruzheniye – Space technology. Missile weapons, 2017, iss. 2 (114), pp. 112–120.

7. Shulzhenko N. G., Gontarovskiy P. P., Zaytsev B. F. Zadachi termoprochnosti, vibrodiagnostiki i resursa energoagregatov (modeli, metody, rezul'taty issledovaniy): monografiya [Problems of thermal strength, vibration diagnostics and resource of energy-generating units (models, methods, research results)]: monograph. Saarbrücken, Germany:

LAP LAMBERT Academic Publishing GmbH & Co.KG, 2011, 370 p.

8. Bate K. & Vilson E. Chislennye metody analiza i metod konechnykh elementov [Numerical analysis methods and finite element method]. Moscow: Stroiizdat, 1982, 448 p.

9. Shulzhenko N. G., Zaytsev B.F., Asayenok A.V., Klimenko D. V., Batutina T. Ya., Burchakov B.V. Dinamicheskoye kontaktnoye vzaimodeystviye adapterov kosmicheskoy konstruktsii pri razdelenii [Dynamic contact interaction of space structure adapters during separation]. Kosmichna nauka i tekhnolohia – Space Science and Technology, 2016, vol. 22, no. 2, pp. 12–21.

10. Shulzhenko N.G., Zaitsev B. F., Asaenok A.V., Protasova T.V., Klimenko D.V., Larionov I.F., Akimov D.V. Dinamika elementov sistemy otdeleniya obtekatelya rakety [Dynamics of components of the rocket cone separation system]. Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace engineering and technology, 2017, no. 9 (144), pp. 5–13.

11. Zaytsev B., Asayenok A., Protasova T., Klimenko D., Akimov D., Sirenko V. Dynamic Processes During the Through-plastic-damper Shock Interaction of Rocket Fairing Separation System Components. Journal of Mechanical Engineering, 2018, vol. 21, no. 3, pp. 19–30.

УДК 620.178.3:539.434

Буйских К.П.

канд. тех. наук, зав. отделом прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: kpb@ipp.kiev.ua;

Кравчук Л.В.

д-р тех. наук, профессор, вед. науч. сотрудник отдела прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: lvk@ipp.kiev.ua;

Феофентов Н.Н.

млад. науч. сотрудник отдела прочности материалов и элементов конструкций в термосиловых полях и газовых потоках, Институт проблем прочности имени Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: feofentov@ipp.kiev.ua

МЕТОДЫ ПРОЧНОСТНЫХ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛЕЙ И ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

На примере кромок воздухозаборников прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) рассматриваются вопросы методологического обеспечения и оценки эксплуатационной надежности изделий ракетно-космической техники. Успешное решение этой проблемы во многом определяется оптимальным выбором материалов соответствующих классов – специальных жаропрочных сплавов и конструкционной керамики.

Разработаны методы моделирования условий нагружения кромок воздухозаборников в высокотемпературном газовом потоке с использованием подходов, обеспечивающих подобие внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натурных условиях. Моделирование эквивалентных состояний материала экстремально термоагруженных зон макетов реализовано в виде специализированных методик с использованием возможностей комплекса газодинамических стендов для исследования работоспособности материалов и элементов конструкций в высокотемпературных газовых потоках переменных термодинамических параметров.

Фундаментальной базой этих подходов являются классические теории подобия и размерностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования термоциклической прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при нагружении в высокоскоростных высокотемпературных газовых потоках.

Разработанные методики и экспериментальные средства позволили провести цикл исследований функциональных характеристик, получение комплекса свойств трех видов материалов при экстремально высоких температурах, соответствующих эксплуатационным. Показано, что реализованные методы обеспечивают получение необходимой информации для отработки технологии создания элементов конструкций, работающих в условиях аэродинамического нагрева.

Результаты стендовых испытаний макетов представлены в связи с информацией, полученной в процессе численного анализа реализованных условий термического нагружения на газодинамическом стенде и расчетов теплового и напряженного состояния кромок макетов из различных материалов. По данным экспериментального и аналитического обобщения граничных условий теплообмена в стендовых условиях проведено численное моделирование зависимости ТНДС макетов от геометрических параметров и физических свойств исследованных материалов. Показано, что такие сравнительные испытания необходимо проводить на моделях одинаковой формы и одних геометрических размеров, так как их отличие существенно влияет на напряженное состояние конструкционных элементов.

Ключевые слова: Кромки воздухозаборников ПВРД, прочностные стендовые испытания, тепловое и напряженно-деформированное состояние.

Введение

Среди актуальных задач и поиска путей освоения космического пространства не последнее место занимают вопросы создания и рационального использования многоразовых летательных аппаратов (МЛА) и многоразовых транспортно-космических систем (ТКС). В этом усматривается реальная возможность значительного снижения стоимости пусков и доставки грузов (спутников) на околоземные орбиты, на что указывает одна из таких разработок (Британский проект Skylon), позволяющая снизить стоимость выведения грузов в несколько сот раз [1].

В настоящее время разработки проектов и их реализация ведутся по разным направлениям, однако, в большинстве случаев оптимальным рассматривается самолетный вариант старта и посадки и включение в качестве силовых установок гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). При этом воздушно-космический самолет представляет собой многоразовую конструкцию, воспринимающую весь спектр силовых и тепловых нагрузок, характерных для полетов с гиперзвуковыми скоростями с выходом в космическое пространство.

Одной из работ в этом направлении является разработка в ГП «КБ «Южное» (Украина) на базе возвращаемого высотного гиперзвукового беспилотного летательного аппарата (БПЛА) транспортно-космической системы, предназначеннной для выведения пико- и наноспутников на низкие круговые и эллиптические орбиты в диапазоне высот до 500 км [1]. Проектируемый ресурс этой ТКС: количество пусков БПЛА – 500, срок эксплуатации не менее 10 лет, интенсивность полетов БПЛА (интервалом между посадкой и последующим стартом) – не более 7 суток.

Важной задачей при создании МТКС является выбор конструкционных и теплоизоляционных материалов, способных обеспечить работоспособность систем в условиях интенсивного аэродинамического нагрева поверхностей летательного аппарата. Для многих ответственных элементов определяющим критерием выбора материалов, является способность работать в условиях высоких температур порядка 1200 °C и скоростей их изменения. В первую очередь это касается максимально термонагруженных в полете элементов носовой части фюзеляжа, передних кромок крыльев, оперения, воздухозаборников. Характерный режим теплового нагружения различных частей БПЛА в общем виде по данным [1] иллюстрирует рис. 1.

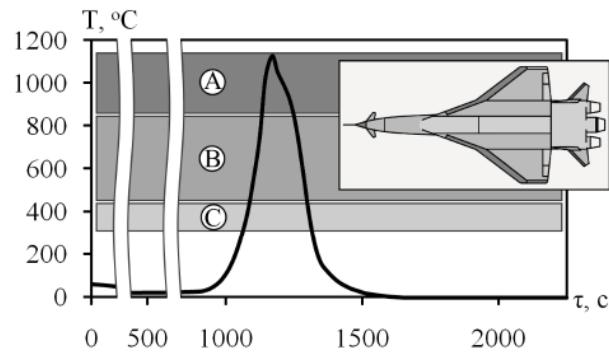


Рис. 1. Изменение температуры наружной поверхности наиболее теплонапряженных элементов БПЛА в полете:

A – обтекатель носового отсека, передние кромки крыла, оперения и воздухозаборников; B – обшивки фюзеляжа и крыла, оперения и органов управления; C – силовые элементы фюзеляжа и крыла

При выборе материалов рассматриваемых конструкций критериями оценки должны служить весовые ограничения, достаточный уровень функциональных характеристик в рабочем диапазоне температур при многократном количестве термоциклов, технологические свойства материалов и, безусловно, экономическая эффективность материалов, которая определяется стоимостью исходного сырья, стоимостью технологии изготовления, стоимостью обслуживания конструкций при эксплуатации.

Перспективными материалами для работы в указанных условиях рассматривается жаропрочные сплавы, углеродные и керамические материалы.

Основными жаростойкими металлами, применяемыми для работы в высокотемпературных конструкциях, являются сплавы на основе железа и никеля, а также сплавы ниobia с защитным покрытием. В Украине разработан порошковый жаростойкий дисперсно-упрочненный порошковый сплав ЮИМП-1200 на основе никель-хрома, аналогичен по химическому составу суперсплавам РМ-1000 и МА754, являющимся в настоящее время одними из наиболее перспективных жаропрочных сплавов. Для получения сплава ЮИМП-1200 разработана принципиально новая технология, позволяющая увеличить его пластичность и стойкость к окислению [2].

По многим эксплуатационным параметрам существенными преимуществами обладают керамические материалы. Основной причиной, ограничивающей использование керамики в качестве конструкционного материала, являются хрупкость и склонность к разрушению под действием термического удара. Однако в последние десятилетия разработано новое поколение ультравысокотемпературной керамики (УВТК), представляющей собой композит с керамической матрицей из боридов, упрочнен-

ной непрерывными или дискретными частицами тугоплавких соединений. Большинство исследований в мире сосредоточено на разработке УВТК систем ZrB_2-SiC и HfB_2-SiC и разработке технологий изготовления из них элементов конструкций. Перспективы применения УВТК для ракетной техники с учетом ее механических свойств, а также обширная библиография работ, посвященных свойствам и испытаниям УВТК различных составов рассмотрены в [3]. Анализ известных работ позволяет констатировать, что в настоящее время планируется применение УВТК в качестве материала острых передних кромок носового конуса, крыла и стабилизатора перспективных гиперзвуковых летательных и многоразовых КА, неподвижных элементов, в частности, передних кромок входного устройства ПВРД и др.

В Украине разработаны научные основы и технологии получения УВТК с повышенным сопротивлением окислению и коррозии в газовых средах с рабочей температурой выше $1500^{\circ}C$ [4; 5]. Это керамика системы $ZrB_2-SiC-ZrSi_2$, созданная на основе разработанных в ИПМ НАН Украины [4] принципов структурного конструирования композитов с керамической матрицей, математического моделирования термохимических процессов с учетом влияния полей внутренних напряжений на формирование структурного состояния и свойств керамического материала.

В НТУУ «КПИ» [5] методом бестигельной зонной плавки неспеченных порошковых прессовок был получен направлено закристаллизовавшийся эвтектический сплав квазитройной системы B_4C-TiB_2-SiC , структура которого представляет собой матрицу из карбида бора, равномерно армированную включениями с диборида титана и карбида кремния. Показано, что наличие армирующих включений приводит к отклонению трещины при разрушении, что увеличивает энергию разрушения и трещиностойкость материала.

Все используемые материалы имеют свои преимущества и недостатки, и в настоящее время не существует материала, отвечающего всем предъявляемым требованиям.

Для окончательного выбора материалов наружных конструкций транспортно-космической системы необходимо проведение комплекса работ по созданию материалов и технологий изготовления жаростойких компонентов БПЛА, изготовлению макетов конструкций и необходимо провести экспериментальные исследования их в условиях эксплуатации.

В [1] конкретизированы конструктивные особенности, возможные режимы нагрузления, требования к выбору материалов и определению комплекса характеристик, которые определяют работоспособность и функциональную

надежность изделия.

Эти данные были исходными для формулировки цели и задач исследований, результаты которых представлены в настоящем сообщении.

1. Постановка задачи

Для решения определенного круга рассмотренных выше проблем был поставлен цикл экспериментальных и расчетных исследований, результаты которых представлены в настоящем сообщении. Основными задачами настоящего исследования было: разработать методы, позволяющие моделировать или воспроизводить на экспериментальных стендах штатные тепловые процессы с экстремальными термодинамическими параметрами, обеспечивая высокую надежность информации о работоспособности конструкции в сложных условиях циклического термомеханического нагружения; с использованием макетов (моделей) исследовать поведение новых жаропрочных сплавов и конструкционной керамики с моделированием цикла теплового нагружения на газодинамическом стенде в условиях воздействия высокотемпературного газового потока; оценить влияние режимных и конструкционных факторов на тепловое и напряженно-деформированное состояние макетов с целью установления возможности применения исследованных материалов для изготовления элементов конструкций ТКС, в частности, кромок воздухозаборников ПВРД.

2. Объекты исследования и методы моделирования

Объектами исследования являлись макеты из литейного и порошкового хромоникелевого сплава [2] и конструкционной керамики [5].

При разработке методик моделирования условий эксплуатации исследуемых моделей в высокотемпературном газовом потоке на газодинамическом стенде использовались подходы, отраженные в нормативных документах ДСТУ 2367-94 [7], разработанных в Институте проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины.

Суть этих подходов состоит в обеспечении условий моделирования эквивалентных состояний материала элементов конструкций и их реализации в виде специализированных методик с использованием комплекса газодинамических стендов для исследования работоспособности материалов и элементов конструкций. Такой подход обеспечивает моделирование внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натурных условиях.

Фундаментальной базой этих подходов являются классические теории подобия и размер-

ностей, основные положения которых трансформированы и адаптированы применительно к задачам исследования прочности материалов и повреждаемости элементов конструкций при термоциклическом нагружении в коррозионно-активных средах при высоких температурах.

Анализ условий нагружения и закономерностей повреждения элементов позволяет выделить три главные группы факторов, определяющие процесс термоциклического повреждения рассматриваемых конструктивных элементов. Общим для них является то, что все они в той или иной степени определяются тепловым состоянием объекта исследования и кинетикой этого состояния в пространственно-временных координатах.

Первая группа факторов определяется абсолютными значениями температур материала, которые достигаются за счет аэродинамического нагрева. Они определяют: реальные значения физико-механических характеристик материалов; величины термических напряжений второго рода в структурно неоднородных материалах и при локальных фазовых и структурных переходах для однородных материалов; скорость процессов температурно-временных изменений структур сложнолегированных сплавов; характер деформирования материалов под нагрузкой; скорость протекания химических реакций и диффузионных процессов на поверхности и внутри исследуемого конструктивного элемента.

Вторая группа факторов определяется нестационарными процессами изменения температуры во времени и отражает специфику воздействия термической нагрузки на элемент сложной геометрической формы, определяет его термонапряженное состояние и кинетику этого состояния в термическом цикле и от цикла к циклу. Основные составляющие этой группы – амплитуды изменения и абсолютные значения экстремальных термических напряжений в цикле, закон изменения напряжений во времени и градиенты термических напряжений, которые определяют локальность протекающих процессов пластического деформирования, ползучести, релаксации напряжений и обуславливают процессы перераспределения напряжений по всему сечению конструкционного элемента при неизменном ее тепловом состоянии.

Третья группа факторов отражает воздействия на объект исследования внешней среды. Термодинамические параметры среды и контактирующей поверхности, кинетические характеристики газового потока и степень загрязненности его частицами высокой энергии являются ответственными за ухудшение механических свойств материала поверхности, из-

менение химического состава материала и, как следствие, его физических свойств, создание локально дефектных областей на поверхности, превращающихся в области концентрации напряжений и деформаций. Они могут оказывать значительное влияние на характер теплообмена между средой и телом и, соответственно, на тепловое и напряженное состояние тела в связи с возникновением поверхностных термических напряжений, связанных с анизотропией свойств основного и измененного у поверхности материала.

Учитывая, что исследуемые макеты имеют форму клиновидной призмы, показано, как форма и геометрические размеры влияют на тепловое и термонапряженное состояние материала конструкции. Режим теплового нагружения (скорость нагрева и градиент температуры на кромке образца) обеспечивался за счет выбора угла раствора и радиуса закругления кромки образца. Увеличение угла раствора приводит к росту градиента температуры и снижению скорости нагрева кромки образца, а увеличение радиуса закругления кромки – к снижению как скорости нагрева, так и градиента температуры на кромке. Термонапряженное состояние зависит, прежде всего, от длины хорды образца, увеличение которой приводит к повышению термических напряжений на кромке за счет большего стеснения теплового расширения кромки массивной частью образца, менее нагретой при нестационарном нагреве.

Экспериментальное исследование макетов в высокотемпературном газовом потоке проводилось на одной из установок газодинамического стенда, специально для этого приспособленной. Газодинамические стенды представляют собой комплекс систем и агрегатов для создания и формирования потока газов – продуктов сгорания воздушно-топливной смеси, программного регулирования его параметров и контроля состояния объектов исследования в процессе испытаний. С применением этих стендов возможно моделировать температурные условия работы элементов конструкций, в том числе установившиеся и неустановившиеся тепловые режимы их работы в высокотемпературном газовом потоке, кратковременное и длительное статическое и динамическое воздействие механической нагрузки на элементы конструкций, агрессивное воздействие химически активных сред, термонапряженное состояние конструктивного элемента в целом и отдельных наиболее напряженных его зон при использовании образцов простой формы.

Задача состояла в моделировании на стенде одного из характерных режимов теплового нагружения, при котором работают наиболее

теплонапряженные элементы БПЛА в полете (рис. 1).

Для отработки режима теплового нагружения макетов, а также для определения граничных условий первого рода, необходимых для расчета термонапряженного состояния кромок, производилось термометрирование модельных клиновидных образцов. Для термометрирования были использованы армированные термопары образцы-свидетели (рис. 2), близкие по размеру, форме, химическому составу и теплофизическим характеристикам сплава, из которых изготовлены исследуемые макеты [2].



Рис. 2. Образцы-свидетели с термопарами

Для отработки режима и термометрирования использовались специально для этого приспособленные испытательные камеры, представляющие собой газоходы прямоугольного сечения. Образцы устанавливаются между верхней и нижней плоскостями камеры в гнезда, фрезерованные по профилю образцов и позволяющие за счет гарантированного зазора удерживать образец без защемления.

3. Теровое и напряженное состояние

Расчетное определение теплового и напряженного состояния моделей проводилось в пространственной постановке по методу конечных элементов при помощи пакета прикладных программ «SPACE» [8]. Учитывая пространственную и временную неоднородность тепловых процессов, характерную для моделей подобной формы, тепловое состояние материала определялось при решении нелинейной пространственной задачи нестационарной теплопроводности, напряженное состояние моделей определялось в результате решения несвязанной задачи термоупругости.

Исходными данными при проведении расчетов служили температура газового потока в цикле нагружения и распределение коэффициентов теплообмена по поверхности расчетной модели (рис. 3). Результаты, приведенные на графиках ниже, соответствуют 900-1600 секундам цикла, т.е. интервалу интенсивного нагрева и охлаждения образцов. На рис. 4 представлено изменение температуры газового потока на кромке макета.

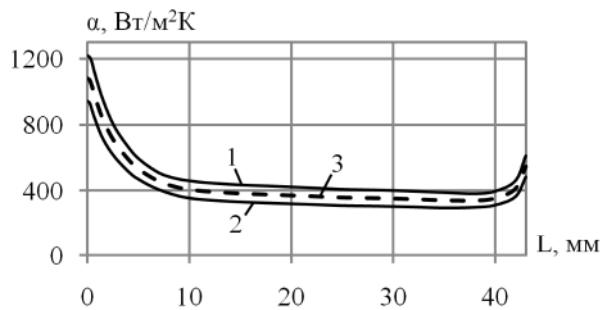


Рис. 3. Характер распределения по хорде макета коэффициентов теплообмена, полученных в результате:
1 — решения прямой задачи теплообмена;
2 — обратной задачи теплообмена;
3 — усредненное значение

На представленном рисунке видно, что изменение температуры материала на кромке макета демонстрирует достаточно близкое соответствие изменению температуры газового потока. Максимальная разница температур газового потока и макета составила 60...70 °C на 1150 секунде цикла.

Максимум сжимающих напряжений (42 МПа) возникает на 1150 секунде цикла, а растягивающих напряжений (33 МПа) — на 1330 секунде (рис. 5). В эти моменты времени температурное поле модели наиболее неоднородно. Таким образом, размах напряжений на кромке макета в цикле нагружения составляет около 75 МПа.

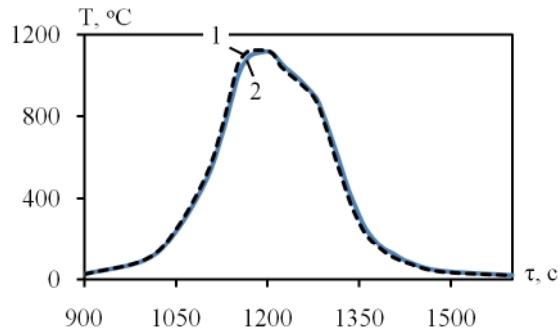


Рис. 4. Изменение температуры газового потока (1) и кромки макета (2)

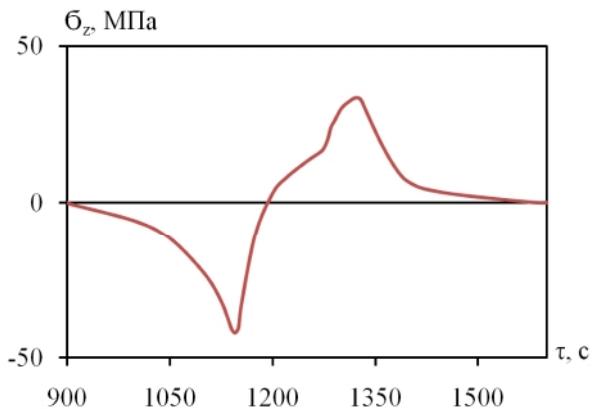


Рис. 5. Изменение максимальных напряжений в цикле теплового нагружения

Распределение температур по поверхности макета, а также распределение напряжений по его средней линии для 1150 секунды цикла представлено на рис.6.

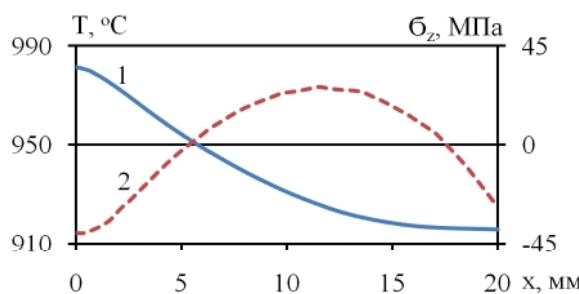


Рис. 6. Распределение по средней линии поверхности макета температуры (1) и напряжений (2) на 1150 секунде цикла

Как видно из приведенных графиков распределение температуры и напряжений по объему макета достаточно неоднородно.

Для модели из конструкционной керамики [5] был проведен аналогичный расчет по описанным выше граничным условиям (рис. 3). Изменение температуры материала на носике макета практически совпадает с изменением температуры газового потока, что связано с высокой температуропроводностью материала керамики. На рис. 7 показано изменение максимальных термических напряжений на носике расчетной модели во времени. Размах напряжений в цикле составил около 20 МПа (11,5 МПа – максимум сжимающих напряжений, 8,5 МПа – растягивающих).

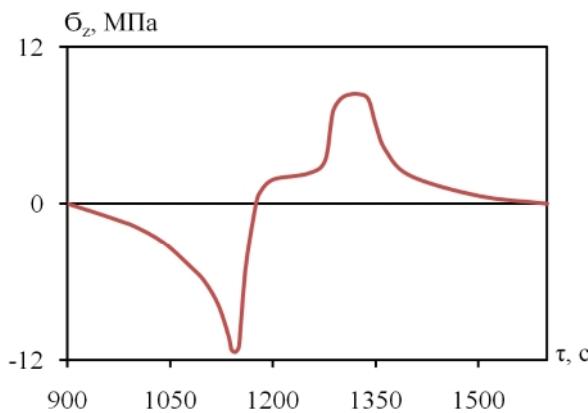


Рис. 7. Изменение максимальных напряжений в цикле теплового нагружения модели из конструкционной керамики

Учитывая отличие размеров моделируемых элементов конструкций в реальных БПЛА целесообразно проанализировать, как влияет изменение размеров макета на его напряженное состояние. Анализ влияния фактора напря-

женности проведен на примере клиновидной модели переменных геометрических параметров [7]. Результаты расчетов клиновидных моделей с различной длиной хорды при сохранении неизменными остальными геометрическими параметрами показывают, что изменение длины хорды практически не влияет на тепловое состояние материала носика (рис. 8), при этом образцам большей хорды свойственны более высокие уровни напряжений (рис. 9).

Как показывают результаты расчетов и экспериментальных исследований [9; 10], образцам с большими геометрическими размерами свойственны значительно большие градиенты температур и напряжений, а соответственно большая степень повреждаемости материала. Это свидетельствует о необходимости тщательного выбора геометрических размеров образцов для проведения испытаний с целью моделирования не только теплового, но и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций, подвергаемых воздействию нестационарных режимов теплового нагружения.

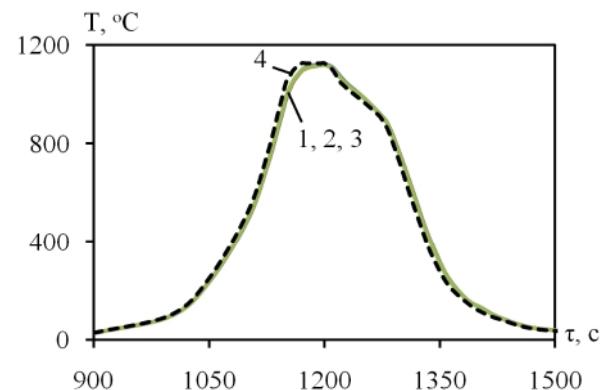


Рис. 8. Изменение температуры на кромке моделей с разной длиной хорды и газового потока в цикле:
1 – 20 мм; 2 – 40 мм; 3 – 60 мм; 4 – газовый поток

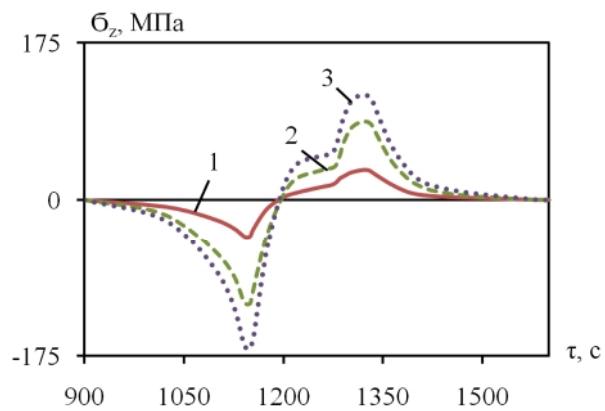


Рис. 9. Изменение максимальных напряжений на кромке моделей с разной длиной хорды в цикле:
1 – 20 мм; 2 – 40 мм; 3 – 60 мм

4. Результаты эксперимента

При исследовании на газодинамическом стенде в высокотемпературном газовом потоке все детали находились в одинаковых условиях в испытательной камере, представляющей собой газоход прямогоугольного сечения (рис. 10) с фрезерованными пазами под образцы. Макеты были подвергены трем циклам теплового нагружения.

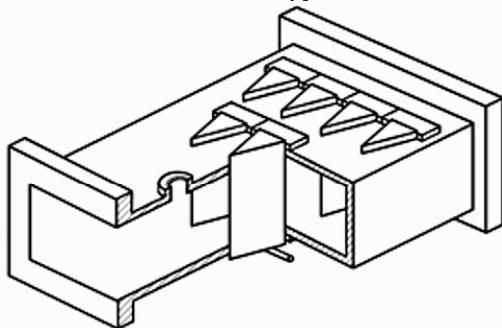


Рис. 10. Секция испытательной камеры

Результаты проведенных исследований свидетельствуют, что образцы из хромоникелевых сплавов, как порошкового, так и литейного, показали требуемую работоспособность в высокотемпературном газовом потоке. Макет из армированной конструкционной керамики разрушился при существенно более низком уровне напряжений.

Заключение

Разработаны методы прочностных стендовых испытаний элементов конструкций типа кромок воздухозаборников ПВРД. Эти методы основываются на подходах, обеспечивающих моделирование внешнего воздействия на конструкционный элемент и эквивалентность процессов повреждения материала в модельных и натурных условиях.

Разработанные методики и экспериментальные средства позволили осуществлять моделирование процессов аэродинамического нагрева до экстремально высоких температур элементов конструкций при термоциклическом нагружении в высокоскоростных высокотемпературных газовых потоках и провести сравнительные испытания работоспособности этих элементов.

Анализ стендовых испытаний, а также расчетов теплового и напряженного состояния исследуемых макетов позволил установить уровень максимальных температур и термических напряжений в наиболее напряженных областях и показал, что сравнительные испытания материаловедческого характера и при выборе материала конкретной конструкции необходимо проводить на моделях одинаковой формы и одних геометрических размеров, так как их отличие существенно влияет на напряженное состояние конструкционных элементов.

Литература

- Гусарова И. А. Выбор материалов наружных конструкций многоразовой транспортно-космической системы [Текст] / И. А. Гусарова // Технологичекие системы. – 2017. – № 1. – С. 63-89.
- Development of rolling modes for samples made from nichrome powder alloy and their testing at operating temperatures [Text] / V. Solntsev, G. Frolov, L. Kravchuk at all // Machines. Technologies. Materials international scientific journal. – 2017. – № 5. – С. 254-258.
- UHTC composites for hypersonic applications [Text] / A. Paul, D. D. Jayaseelan, S. Venugopal et all // American Ceramic Society Bulletin. – 2012. – Vol. 91, № 1. – С. 22-30.
- Ультравысокотемпературная керамика для авиакосмической техники [Текст] / О. Н. Григорьев, Г. А. Фролов, Ю. Н. Евдокименко и др. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 8 (95). – С. 119-128.
- Mechanical properties of ZrB₂-SiC(ZrSi₂) ceramics [Text] / O. N. Grigoriev, B. A. Galanov, V. A. Kotenko at all // J. Europ. Ceram. Soc. – 2010. – Vol. 30. – С. 2173-2181.
- Богомол Ю. І. Структура та властивості квазіпотрійних спрямовано армованих композитів системи В4С – TiB₂ – SiC [Текст] / Ю. І. Богомол, П. І. Лобода, Я. Б. Головенько // Металознавство та обробка металів. – 2015. – № 2. – С. 37-42.
- ДСТУ 2367-94. Метали, сплави, покриття жаростійкі. Метод випробувань на високотемпературну корозію та термовтому в потоці продуктів горіння палива [Текст]. – Чинний з 1994-02-25. – К.: Держстандарт, 1994. – 9 с.
- Програмне забезпечення «Тривимірне скінченноелементне моделювання теплового і термонапруженого стану елементів машинобудівних конструкцій (SPACE)» / Система сертифікації УкрСЕПРО. Сертифікат відповідності № UA1.017.0084261-02. – 2002.
- Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния [Текст] / Г. Н. Третьяченко, Л. В. Кравчук, Р. И. Куриат и др. – К.: Наук. думка, 1985. – 278 с.
- Кравчук Л. В. Исследование механизмов термоусталостного повреждения материалов с покрытиями деталей ГТД [Текст] / Л. В. Кравчук, Р. И. Куриат, К. П. Буйских // Вестник двигателестроения. – 2009. – № 1. – С. 45-49.

Поступила в редакцию 19.07.19

К.П. Буйських, Л.В. Кравчук, М.М. Феофентов. Методи стендових випробувань на міцність моделей і елементів конструкцій ракетно-космічної техніки

На прикладі кромок повітrozабірників прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД) розглядаються питання методологічного забезпечення та оцінки експлуатаційної надійності виробів ракетно-космічної техніки. Успішне вирішення цієї проблеми багато в чому визначається оптимальним вибором матеріалів відповідних класів – спеціальних жароміцких сплавів і конструкційної кераміки.

Розроблено методи моделювання умов навантаження кромок повітrozабірників у високотемпературному газовому потоці з використанням підходів, що забезпечують подобу зовнішнього впливу на конструкційний елемент і еквівалентність процесів пошкодження матеріалу в модельних і натурних умовах. Моделювання еквівалентних станів матеріалу екстремально термоавантажених зон макетів реалізовано у вигляді спеціалізованих методик з використанням можливостей комплексу газодинамічних стендів для дослідження працездатності матеріалів і елементів конструкцій у високотемпературних газових потоках змінних термодинамічних параметрів.

Фундаментальною базою цих підходів є класичні теорії подібності та розмірностей, основні положення яких трансформовані та адаптовані стосовно завдань дослідження термоциклічної міцності матеріалів і пошкоджуваності елементів конструкцій при навантаженні у високошивидкісних високотемпературних газових потоках.

Розроблені методики та експериментальні засоби дозволили провести цикл досліджень функціональних характеристик, отримати комплекс властивостей трьох видів матеріалів при екстремально високих температурах, що відповідають експлуатаційним. Показано, що реалізовані методи забезпечують отримання необхідної інформації для відтрацювання технології створення елементів конструкцій, що працюють в умовах аеродинамічного нагріву.

Результати стендових випробувань макетів представлені у зв'язку з інформацією, отриманою в процесі чисельного аналізу реалізованих умов термічного навантаження на газодинамічному стенді і розрахунків теплового і напруженого стану кромок макетів з різних матеріалів. За даними експериментального і аналітичного узагальнення граничних умов теплообміну в стендових умовах проведено чисельне моделювання залежності ТНДС макетів від геометричних параметрів і фізичних властивостей досліджених матеріалів. Показано, що такі порівняльні випробування необхідно проводити на моделях однакової форми і одних геометричних розмірів, так як їх відміна істотно впливає на напруженій стан конструкційних елементів.

Ключові слова: Кромки повітrozабірників ППРД, стендові випробування на міцність, тепловий і напруженено-деформований стан.

K.P. Buiskikh, L.V. Kravchuk, N.N. Feofentov. Strength bench testing of models and structural elements of rocket and space equipment

The paper considers the methodological support and evaluation of operation reliability of rocket and space equipment using the inlet lips of ramjet engine (RJE) as an example. The successful solution to these issues is largely defined by the optimal selection of materials - special high-temperature alloys and structural ceramics.

The methods for modeling the loading conditions of the inlet lips in a high-temperature gas flow are developed from the approaches that ensure the similarity of the external effect on the structural element and equivalency of damage to the material under the model and full-scale conditions. The process of modeling of equivalent states of the material of extreme thermally-loaded zones (models) is realized in the form of specialized procedures on a gas-dynamic test bench to investigate the performance of materials and structural elements in high-temperature gas flows with variable thermo-dynamic parameters.

The approaches are based on the classical theories of similarity and different dimensions, which were changed and adapted to investigate the thermal cyclic strength of materials and damageability of structural elements under loading in high-speed high-temperature gas flows.

The developed procedures and experimental facilities allowed one to carry out a set of investigations on the functional characteristics, as well as obtain the system of properties for three materials at extremely high temperatures. It is demonstrated that the realized methods provide the required information for the development of structural elements operating under conditions of aerodynamic heating.

The results of bench tests are presented in compliance with the data obtained in the numerical analysis of the implemented conditions of thermal loading on a gas-dynamic test bench, as well as the calculations of thermal and stress states of the inlet lips made of various materials. Based on the data of experimental and analytical generalization of the boundary heat-exchange conditions, the numerical modeling of the dependence of TSSS of the models on the geometric parameters and physical properties of the material is performed under test bench conditions. It is implied that such comparative tests should be performed using the models of similar shape and the same geometric dimensions since their difference affects the stress state of structural elements significantly.

Keywords: inlet lips of ramjet engine (RJE), strength bench tests, thermal and stress-strain state.

References

1. Gusarova I. A. Vybor materialov naruzhnyh konstrukcii mnogorazovoj transportno-kosmicheskoy sistemy [Selection of materials for external structures of the reusable space transportation system]. Tehnologicheskie sistemy Publ., 2017, no. 1, pp. 63-89.
2. Solntsev V., Frolov G., Kravchuk L., Nazarenko V., Bilan I., Petrush K., Husarova I. Development of rolling modes for samples made from nichrome powder alloy and their testing at operating temperatures. Machines. Technologies. Materials international scientific journal, 2017, no. 5, pp. 254-258.
3. Paul A., Jayaseelan D. D., Venugopal S. UHTC composites for hypersonic applications. American Ceramic Society Bulletin, 2012, vol. 91, no. 1, pp. 22-30.
4. Grigor'ev O.N., Frolov G.A., Evdokimenko Ju.N., Kisel' V. M., Panasjuk A. D., Melah L. M., Kotenko V. A., Koroteev A. V. Ul'travysokotemperaturnaja keramika dlja avia-kosmicheskoy tekhniki [Ultra-high-temperature ceramics for aerospace engineering]. Aviacionno-kosmicheskaja tekhnika i tehnologija Publ., 2012, no. 8, pp. 119-128.
5. Grigoriev O.N., Galanov B.A., Kotenko V.A. Mechanical properties of ZrB₂-SiC(ZrSi₂) ceramics. J. Europ.Ceram. Soc., 2010, vol. 30, pp. 2173-2181.
6. Bogomol Yu.I., Loboda P.I., Goloven'ko Ya.B. Struktura ta vlasty'osti kvazipotrijny'x spryamovano armovany'x kompozy'tiv sy'stemy' B4C - TiB₂ - SiC [Structure and properties of quasi-triple directional reinforced composites of the B4C - TiB₂ - SiC system]. Metaloznavstvo ta obrabka metaliv Publ., 2015, no. 2, pp. 37-42.
7. DSTU 2367-94. Metaly', splavy', pokry'tya zharostijki. Metod vy'probuvan' na vy'sokotemperaturnu koroziyu ta termovtomu v potoci produktiv gorinnya paly'va [State Standard of Ukraine 2367-94. Metals, alloys, heat-resistant coatings. Method of testing on high temperature corrosion and thermal fatigue in the stream of combustion products]. Kyiv, Derzhstandart Publ., 1994. 9 p.
8. Programne zabezpechennya "Try'vy'mirne skinenno elementne modelyuvannya teplovogo i termonapruzhenogo stanu elementiv mashy'nobudivny'h konstrukcij (SPACE)". Sy'stema serty'fikaciyi UkrSEPRO [Software «Three-dimensional finite-element modeling of thermal and thermal stress state of elements of machine-building structures (SPACE)». The state certification system of Ukraine]. Certificate of conformity no. UA1.017.0084261-02, 2002.
9. Tret'jachenko G.N., Kravchuk L.V., Kuriat R.I. Termicheskaja ustalost' materialov v usloviyah neodnorodnogo termonaprijazhennogo sostojaniya [Thermal fatigue of materials under conditions of an inhomogeneous thermal stress state]. Kyiv, Naukova dumka Publ., 1985. 278 p.
10. Kravchuk L.V., Kuriat R.I., Bujskih K.P. Issledovanie mehanizmov termoustalostnogo povrezhdenija materialov s pokrytijami detaej GTD [Investigation of the mechanisms of thermal fatigue damage of materials with coatings of gas turbine engine parts]. Vestnik dvigatelestroenija Publ., 2009, no. 1, pp. 45-49.

УДК 621.43.018

Кривошапов С. И.

канд. техн. наук, доцент кафедры «Техническая эксплуатация и сервис автомобилей им. проф. Говорущенко Н. Я.», Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина, e-mail: keat@khadi.kharkov.ua

УПРОЩЕННАЯ МЕТОДИКА НОРМИРОВАНИЯ ЧАСОВОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ТРАНСПОРТНЫХ АВТОМОБИЛЕЙ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ МАШИН

Рассмотрены недостатки действующей на Украине методики нормирования расхода топлива для подвижного состава автомобильного транспорта. Отмечено, что норма расхода топлива за время прогрева и вынужденных простоеов автомобиля с включенным двигателем на работу специализированного и автономного оборудования в Украинском законодательстве определяется недостаточно корректно и точно. В работе предложена математическая модель, по которой можно рассчитать часовой расход топлива для двигателя внутреннего сгорания, работающего на холостом режиме или с постоянной нагрузкой. Упрощение методики заключалось в расчетах коэффициентов наполнения цилиндров двигателя и избытка воздуха через аппроксимацию полиномами первой и второй степенью. В приведенной математической модели не исследовалось изменение давления и температуры в цилиндрах двигателя. Установлено, что при работе двигателя без нагрузки часовой расход топлива увеличивается пропорционально частоте вращения коленчатого вала и рабочему объему двигателя. Приведены примеры расчета нормативного расхода топлива на холостом режиме с включенным двигателем без нагрузки для автомобиля Skoda Octavia 1.6 MPI с бензиновым и Skoda Octavia 2.0 TDI с дизельным двигателем. Получены графические зависимости изменения часового расхода топлива от частоты вращения коленчатого вала для бензинового и дизельного автомобиля Skoda Octavia. Результаты расчета, полученные по математической модели, были сравнены с нормативами по действующей методике. Для автомобиля Skoda Octavia 1.6 MPI законодательство Украины рекомендует часовой расход в 0,375 л/ч, тогда как фактический расход топлива на режиме холостого хода – 0,7...0,8 л/ч, а расчетное значение – 0,808 л/ч. Для Skoda Octavia 1.9 TDI законодательство рекомендует расход – 0,26 л/ч, фактический расход – 0,6...0,7 л/ч, а по расчету – 0,763 л/ч. Проведен расчет и получены графические зависимости потребления топлива при работе специального оборудования на примере автомобиля КрАЗ-6322. При работе оборудования на частоте 1500 мин⁻¹ и потреблении мощности 25 кВт часовой расход топлива для КрАЗ-6322 составит 15 л/ч. Показано необходимость совершенствования законодательства нашей страны по учету потребления материальных ресурсов. Предложено использовать детерминированные методы определения расхода топлива на автомобильном транспорте.

Ключевые слова: топливная экономичность, расход топлива, КПД, нормирование, СПС, автомобили.

Введение

Топливная экономичность – это один из показателей качества транспортных машин. Расход топлива составляет значительную часть эксплуатационных затрат на работу автомобиля. В структуре себестоимости транспортной операции на потребление горюче-смазочных материалов приходится 40-50% от всех затрат [1].

Во всех странах, выходцах из Советского Союза, расход топлива на автомобильном транспорте контролируется на законодательном уровне. В Украине – это приказ Минтранса № 43 от 1998 года [2], который закрепляет за каждым автомобилем нормативное значение базовой нормы расхода, оговаривает условия дополнительного потребления топлива и вводит корригирующие коэффициенты для изменения расхода в зависи-

мости от условий эксплуатации. Подобные принципы заложены в нормативах: России [3], Белоруссии [4], Молдовы [5], Казахстана [6] и т.д.

Недостаток существующей методики – это ограниченное количество марок автомобиля, для которых установлена базовая норма расхода топлива, и отсутствие механизма для самостоятельного расширения номенклатуры норматива для нового подвижного состава. Разрешить данную проблему можно за счет создания математической модели, связывающей расход топлива с техническими данными автомобиля с учетом условий его эксплуатации.

Целью данной работы является разработка математической модели расчета часового расхода топлива при работе двигателя без нагрузки и с фиксированной постоянной нагрузкой на ДВС.

1. Постановка задачи

Нормирование расхода топлива по методике [2] определяется через путевой расход в л/100 км. Часовой расход используется при работе двигателя автомобиля без движения в следующих случаях:

- 1) при вынужденных простоях автомобиля в процессе погрузки и выгрузки грузов или пассажиров, производственной необходимости и простое в пробках в час-пик;
- 2) при запуске и прогреве газобаллонных автомобилей;
- 3) при работе специализированного оборудования при неподвижном транспортном средстве;
- 4) при работе автономных двигателей, используемых для привода специализированного оборудования во время движения и остановки транспортного средства.

Для транспортных машин часовой расход определяется через базовую норму расхода топлива [2]. Так, час вынужденного простоя приравнивается к 5 км пробега автомобиля. Норма на запуск газобаллонного автомобиля составляет 0.5...5.0% от нормы расхода жидкого топлива базового автомобиля за день работы в зависимости от температуры воздуха.

Для специализированного подвижного и автономных двигателей часовая норма должна быть численно представлена в нормативе [2] для конкретного транспортного средства и оборудования.

С другой стороны часовой расход топлива можно определить аналитически через скоростные и нагрузочные характеристики двигателя, используя зависимости из теории двигателей [7].

2. Составление уравнения часового расхода топлива

Часовой расход определяет потребление топлива в килограммах или в литрах за час работы энергетической установки. Для транспортных машин более распространено производить учет горюче-смазочных материалов в литрах, а для автономных двигателей и строительных машин — в кг/ч.

Часовой расход топлива в л/ч:

$$G_t = \frac{q_e \cdot N_e}{1000 \cdot \rho_t}, \quad (1)$$

где q_e — удельный эффективный расход топлива, г/(кВт·ч);

N_e — эффективная мощность, кВт;

ρ_t — плотность топлива, г/см³(кг/л).

Эффективный удельный расход топлива:

$$q_e = \frac{3600 \cdot 10^3}{\eta_e \cdot H_n}, \quad (2)$$

где η_e — эффективный КПД двигателя;

H_n — низшая теплота сгорания топлива, кДж/кг.

Эффективный КПД двигателя:

$$\eta_e = \eta_i \cdot \eta_m, \quad (3)$$

где η_i — индикаторный КПД двигателя;

η_m — механический КПД двигателя.

Индикаторный КПД двигателя:

$$\eta_i = \frac{P_i \cdot L_0 \cdot R \cdot T}{H_n \cdot \eta_v \cdot P} \cdot \alpha, \quad (4)$$

где P_i — среднее индикаторное давление, кПа;

L_0 — стехиометрическое количество топливно-воздушной смеси, кмоль/кг;

R — универсальная газовая постоянная, Дж/(моль·К);

T — температура воздуха, К;

η_v — коэффициент наполнения цилиндров двигателя;

P — давление воздуха, кПа;

α — коэффициент избытка воздуха.

Коэффициент избытка воздуха зависит от нагрузки на двигатель. На рис. 1 представлена графическая зависимость коэффициента избытка топлива от процента использованной мощности [8]. Приближенно эту взаимосвязь можно аппроксимировать полиномом второй степени вида:

$$\alpha = A_\alpha \cdot N_1^2 + B_\alpha \cdot N_1 + C_\alpha, \quad (5)$$

где N_1 — процент использования мощности, %;

A_α , B_α , C_α — эмпирические коэффициенты, зависят от типа двигателя.

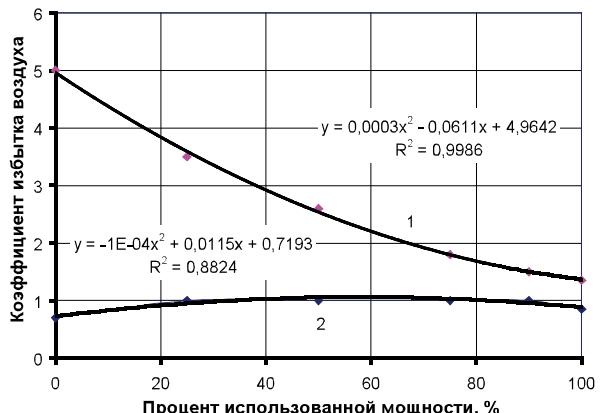


Рис. 1. Изменение коэффициента избытка воздуха от процента использования мощности:
1 — дизельный ДВС, 2 — бензиновый ДВС

Значения этих коэффициентов можно принять:

– для дизельного ДВС:

$$A_\alpha = 3 \cdot 10^{-4}, B_\alpha = -0.06, C_\alpha = 5.0;$$

– для бензинового ДВС:

$$A_\alpha = -1 \cdot 10^{-4}, B_\alpha = -0.012, C_\alpha = 0.85$$

Коэффициент наполнения цилиндров двигателя также зависит от нагрузки. На рис.2 изображена эта зависимость [8] и результат аппроксимации линейной функции вида:

$$\eta_v = B_\eta \cdot N_1 + C_\eta, \quad (6)$$

где A_η , B_η – эмпирические коэффициенты, зависят от типа двигателя.

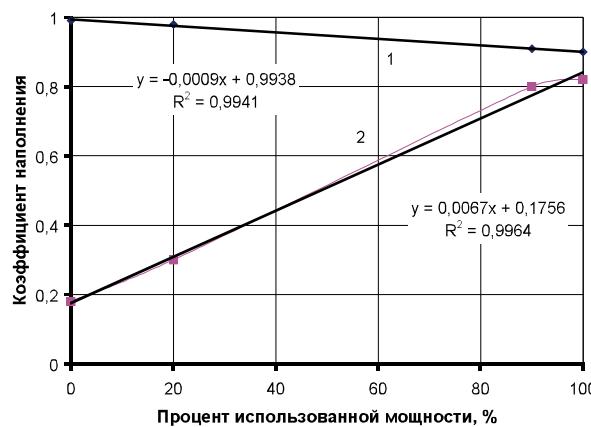


Рис. 2. Изменение коэффициента наполнения от процента использования мощности:
1 – дизельный ДВС, 2 – бензиновый ДВС

Значения этих коэффициентов можно принять:

– для дизельного: $A_\eta = 9 \cdot 10^{-4}$, $B_\eta = 1.0$;

– для бензинового: $A_\eta = 7 \cdot 10^{-3}$, $B_\eta = 0.17$.

Процент использования мощности:

$$N_1 = \frac{N_e \cdot 100}{N_{e\max}}, \quad (7)$$

где $N_{e\max}$ – максимальная эффективная мощность двигателя, кВт.

Среднее индикаторное давление:

$$P_i = \frac{P_e}{\eta_m}, \quad (8)$$

где P_e – среднее эффективное давление, кПа;

Механический КПД:

$$\eta_m = \frac{P_e}{P_e + P_m}, \quad (9)$$

где P_m – давление механических потерь, кПа;

Среднее эффективное давление:

$$P_e = \frac{N_e \cdot 30 \cdot \tau \cdot 10^3}{V_h \cdot n}, \quad (10)$$

где τ – тактность двигателя;

V_h – рабочий объем двигателя (всех цилиндров), л;

n – частота вращения коленчатого вала двигателя, мин⁻¹.

Среднее давление механических потерь:

$$P_m = a_m + b_m \cdot W_n,$$

где W_n – средняя скорость поршня, м/с;

a_m , b_m – коэффициенты механических потерь в двигателе.

Средняя скорость поршня:

$$W_n = \frac{30 \cdot S_n}{n}, \quad (11)$$

где S_n – высота цилиндра (расстояние от ВМТ до НМТ), м.

После подстановки получаем выражение для определения часового расхода топлива в л/ч:

$$G_t = \frac{0.12 \cdot P \cdot V_h \cdot n}{L_0 \cdot R \cdot T \cdot \tau \cdot \rho_t} \times \frac{B_\eta + \frac{10^2 \cdot A_\eta \cdot N_e}{N_{e\max}}}{C_\alpha + \frac{10^2 \cdot B_\alpha \cdot N_e}{N_{e\max}} + \frac{10^4 \cdot A_\alpha \cdot N_e^2}{N_{e\max}}}. \quad (12)$$

Если из уравнения исключить эффективную мощность, т.е. $N_e = 0$, то уравнения (12) будет:

$$G_t = \frac{0.12 \cdot P \cdot V_h \cdot n \cdot B_\eta}{L_0 \cdot R \cdot T \cdot \tau \cdot C_\alpha \cdot \rho_t}. \quad (13)$$

Уравнение (13) можно использовать для расчета расхода топлива при работе двигателя без нагрузки, а уравнения (12) для определения дополнительного расхода на привод вспомогательного оборудования.

3. Анализ уравнения часового расхода топлива

В формуле (13) в качестве постоянных величин используется: $R = 8.31$ Дж/(моль·К) и $\tau = 4$.

Для автомобилей с бензиновым двигателем:

$\rho_t = 0.76$ г/см³, $L_0 = 0.5119$ кмоль/кг, $B_\eta = 0.17$, $C_\alpha = 0.85$. Тогда формула (13) упростится:

$$G_t = 0.00185 \cdot V_h \cdot P / T \cdot n. \quad (14)$$

Для дизельных автомобилей можно принять следующие значения показателей: $\rho_t = 0.84 \text{ г/см}^3$, $L_0 = 0.495 \text{ кмоль/кг}$, $B_\eta = 1.0$, $C_\alpha = 5.0$. Тогда формула (13) примет вид:

$$G_t = 0.00174 \cdot V_h \cdot P/T \cdot n. \quad (15)$$

Температура и давление воздуха в процессе впуска и сжатия в цилиндрах двигателя повышается. Примем допущение, что их изменения пропорциональны. Тогда под P и T принимаем параметры атмосферного воздуха. При нормальных условиях: $P = 101.325 \text{ кПа}$ и $T = 293 \text{ К}$. Тогда $P/T = 0.346$.

Произведем расчет часового расхода топлива на примере автомобиля Skoda Octavia 1.6 MPI с бензиновым ДВС. Для этого автомобиля примем следующие исходные данные: $n_{\min} = 800 \text{ мин}^{-1}$ и $V_h = 1.6 \text{ л}$. Тогда часовой расход топлива на холостом режиме составит:

$$G_t = 0.00185 \cdot 1.6 \cdot 0.346 \cdot 800 = 0.808 \text{ л/ч.}$$

Произведем расчет часового расхода топлива дизельного автомобиля Skoda Octavia 1.9 TDI при следующие исходные данные: $V_h = 1.9 \text{ л}$ и $n_{\min} = 600 \text{ мин}^{-1}$. Тогда часовой расход топлива на холостом режиме составит:

$$G_t = 0.00175 \cdot 2.0 \cdot 0.346 \cdot 600 = 0.673 \text{ л/ч.}$$

Расход дизельного автомобиля на холостом режиме меньше бензинового за счет более низких оборотов коленчатого вала и более экономичного двигателя.

На рис. 3 приведен график изменения часового расхода топлива для автомобилей Skoda Octavia 1.6 MPI и 1.9 TDI. С увеличением оборотов двигателя расход топлива увеличивается пропорционально.

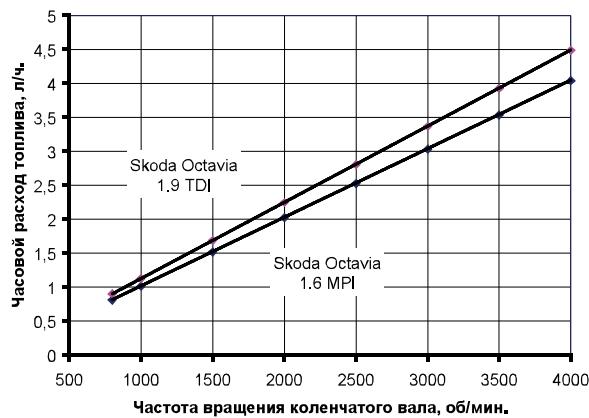


Рис. 3. Изменение часового расхода топлива для легкового автомобиля с дизельным и бензиновым двигателем

Рассчитаем нормативный расход топлива для автомобилей Skoda Octavia по методике

нормирования расхода топлива [2]. Для автомобиля Skoda Octavia с двигателем AVU рабочим объемом 1.6 л и мощностью 75 кВт установлена базовая норма расхода бензина – 7.5 л/100 км. Тогда на 5 км пути автомобиль будет расходовать: $7.5 \cdot 5 / 100 = 0.375 \text{ л}$. Следовательно, по методике [2] часовой расход топлива Skoda Octavia составит 0,375 л/ч. Автомобиль Skoda Octavia с дизельным двигателем AGR рабочим объемом 1.9 л и мощностью 66 кВт, для которого установлена базовая норма расхода бензина – 5.2 л/100 км, по методике [2] часовой расход топлива составит $5.2 \cdot 5 / 100 = 0.26 \text{ л/ч}$.

Полученный по методике [2] часовой расход топлива значительно ниже расчетных значений, полученных по формуле (13). Экспериментальные исследования показали расход топлива на холостом режиме для Skoda Octavia 1.6 MPI – 0.7...0.8 л/ч, а для Skoda Octavia 1.9 TDI – 0.6...0.7 л/ч. Эти данные соответствует нашим расчетам.

Произведем расчет расхода топлива для специализированного оборудования, установленного на шасси автомобиля КрАЗ-6322. Для этого автомобиля приняты следующие показатели: $V_h = 14.86 \text{ л}$, $N_e \max = 243 \text{ кВт}$, $\rho_t = 0.84 \text{ г/см}^3$, $A_\eta = 9 \cdot 10^{-4}$, $B_\eta = 1.0$, $A_\alpha = 3 \cdot 10^{-4}$, $B_\alpha = -0.06$, $C_\alpha = 5.0$, $L_0 = 0.495 \text{ кмоль/кг}$. После подстановки в формулу (12) часовой расход топлива для этого автомобиля можно рассчитать так:

$$G_t = \frac{864 \cdot n \cdot (N_e / 2700 + 1)}{N_e^2 - 486 \cdot N_e + 9.8 \cdot 10^4}. \quad (16)$$

На рис. 4 приведен график изменения часового расхода топлива для автомобиля КрАЗ-6322 при различной частоте вращения коленчатого вала дизельного двигателя ЯМЗ-238.

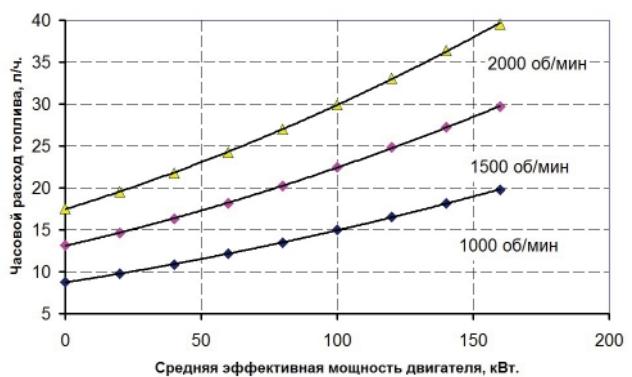


Рис. 4. Изменение часового расхода топлива для грузового автомобиля КрАЗ-6322 с дизельным двигателем ЯМЗ-238

Если к автомобилю будет подключено специализированное оборудование, которое работает на частоте 1500 мин⁻¹ и потребляет 25 кВт мощности, то часовой расход автомобиля КрАЗ-6322 составит:

$$G_t = \frac{864 \cdot 1500 \cdot (25 / 2700 + 1)}{25^2 - 486 \cdot 25 + 9.8 \cdot 10^4} = 15.05 \text{ л/ч.}$$

С увеличением средней эффективной мощности часовой расход топлива возрастает. Так, если при тех же оборотах мощность установки возрастет в четыре раза и составит 100 кВт, то часовой расход топлива увеличится в 1.5 раза и составит 22.5 л/ч.

Заключение

Действующая на Украине система нормирования расхода топлива не совершенна. Путем моделирования процессов функционирования системы с учетом конструктивных особенностей и условий эксплуатации можно расчетным путем определять нормативные значения расхода топлива конкретного автомобиля по его технико-эксплуатационным характеристикам.

Литература

1. Говорущенко, Н. Я. Системотехника транспорта (на примере автомобильного транспорта) [Текст] / Н. Я. Говорущенко, А. Н. Туренко. – Х.: РІО ХГАДТУ, 1998. - 474 с.

2. Про затвердження змін до Норм витрат палива і мастильних матеріалів на автомобільному транспорті [Електронний ресурс] / Наказ Міністерства Інфраструктури України № 36 від 24.01.2012 // Верховна Рада України - Режим доступу : <https://zakon.rada.gov.ua/rada/show/v0036733-12#n2>. – 15.05.2019 р.

ua/rada/show/v0036733-12#n2. – 15.05.2019 р.

3. Распоряжение Минтранса России от 14.03.2008 г. № АМ-23-р [электронный ресурс] // Главбух. — Режим доступа: <http://www.glavbukh.ru/doc/2126>. – 15.05.2019 г.

4. Об установлении норм расхода топлива в области транспортной деятельности и признании утратившими силу некоторых нормативных правовых актов Министерства транспорта и коммуникаций Республики Беларусь [электронный ресурс] : Постановление Министерства транспорта и коммуникации Республики Беларусь, 6 января 2012 г. № 3 // Национальный правовой Интернет-портал Республики Беларусь. - Режим доступа: <http://www.pravo.by/main.aspx?guid=3871&p0=W21226157&p1=1> – 15.05.2019 г.

5. Приказ об утверждении Норм расхода топлива и смазочных материалов на автомобильном транспорте N 172 от 09.12.2005 [электронный ресурс] // Contabil Set. – Режим доступа: <http://www.contabilset.md/libview.php?l=ru&idc=241&id=1347> – 15.05.2019 г.

6. Нормы расходов горюче-смазочных материалов и расходов на содержание автотранспорта [Электронный ресурс] // Пласт. – Режим доступа : <http://plast.com.kz/support/zakon/gsm.php> – 15.05.2019 г.

7. Двигуни внутрішнього згоряння: у 6 томах [Текст] ; за ред. А. П. Марченка, А. Ф. Шеховцова – Х.: Видавн. центр НТУ «ХПІ», 2004.

8. Кривошапов С. И. Разработка методики и алгоритма общего диагностирования автомобилей по изменению коэффициента полезного действия [Текст] : дис канд. техн. наук: 05.22.10 / Кривошапов Сергей Иванович. – Х., ХГАДТУ, 1999. – 225 с.

Поступила в редакцию 19.07.2019

С.І. Кривошапов. Спрощена методика нормування годинної витрати палива транспортних автомобілів і спеціалізованих машин

Розглянуто недоліки діючої на Україні методики нормування витрат палива для рухомого складу автомобільного транспорту. Відзначено, що норма витрати палива за час прогріву і вимушених простоїв автомобіля з включенім двигуном на роботу спеціалізованого і автономного обладнання в Українському законодавстві визначається не досить коректно і точно. В роботі запропоновано математичну модель, за якою можна розрахувати годинну витрату палива для двигуна внутрішнього згоряння, що працює на холостому режимі або з постійним навантаженням. Спрощення методики полягало в розрахунках коефіцієнтів наповнення циліндрів двигуна і надлишку повітря через апроксимацію поліномами першим та другим ступенем. У наведений математичній моделі не досліджувалися зміна тиску і температури в циліндрах двигуна. Встановлено, що при роботі двигуна без навантаження годинна витрата палива збільшується пропорційно частоті обертання колінчастого вала і робочому об'єму двигуна. Наведено приклади розрахунку нормативних витрат палива на холостому режимі з включенім двигуном без навантаження для автомобіля Skoda Octavia 1.6 MPI з бензиновим і Skoda Octavia 2.0 TDI з дизельним двигуном. Отримано графічні залежності зміни годинної витрати палива від частоти обертання колінчастого вала для бензинового і дизельного автомобіля Skoda Octavia. Результати розрахунку, отримані з математичної моделі, було порівняно з нормативами за діючою методикою. Для автомобіля Skoda Octavia 1.6 MPI законодавство України рекомендує годинну ви-

трату в 0,375 л/год., тоді як фактичні витрати палива на режимі холостого ходу – 0,7 ... 0,8 л/год., а розрахункове значення – 0,808 л/год. Для Skoda Octavia 1.9 TDI законодавство рекомендує витрату 0,26 л/год, фактичні витрати – 0,6 ... 0,7 л/год., а за розрахунком – 0,763 л/год. Проведено розрахунок і отримано графічні залежності споживання палива при роботі спеціального обладнання на прикладі автомобіля КрАЗ-6322. При роботі обладнання на частоті 1500 хв⁻¹ і споживанні потужності 25 кВт годинна витрата палива для КрАЗ-6322 складе 15 л/год. Показано необхідність удосконалення законодавства нашої країни щодо обліку споживання матеріальних ресурсів. Запропоновано використовувати детерміновані методи визначення витрати палива на автомобільному транспорті.

Ключеві слова: паливна економічність; витрата палива; ККД; нормування; CPC; автомобілі.

S. I. Krivoshapov. Simplified technique for regulating hour expense of fuel for transport cars and specialized machines

The shortcomings of the current rationing method for fuel consumption in the rolling stock of road transport in Ukraine are considered. It is noted that the rate of fuel consumption during warm-up and forced downtime of a car with the engine turned on, the work of specialized and autonomous equipment in the Ukrainian legislation is determined not correctly and not accurately. The paper proposes a mathematical model by which it is possible to calculate the hourly fuel consumption for an internal combustion engine operating at idle mode or with a constant load. Simplification of the technique consisted in the calculation of the coefficients of filling the engine cylinders and the excess air through the approximation by polynomials of the first and second degree. In the above mathematical model, the pressure and temperature changes in the engine cylinders were not investigated. It is established that when the engine is running without load, the hourly fuel consumption increases in proportion to the rotational speed of the crankshaft and the engine displacement. Examples of calculating the standard fuel consumption at idle mode with the engine off without a load are given for a Skoda Octavia 1.6 MPI with a gasoline engine and a Skoda Octavia 2.0 TDI with a diesel engine. Graphic dependencies of the hourly fuel consumption change on the crankshaft rotation speed for the petrol and diesel Skoda Octavia were obtained. The calculation results obtained by the mathematical model were compared with the standards for the current method. For the Skoda Octavia 1.6 MPI car, Ukrainian legislation recommends an hourly consumption of 0.375 l/h, while the actual fuel consumption at idle mode is 0.70.8 l/h and the calculated value is 0.808 l/h. For Skoda Octavia 1.9 TDI, the law recommends a flow rate of 0.26 l/h, the actual flow rate is 0.60.7 l/h, and by calculation – 0.763 l/h. The calculation was carried out and graphical dependencies of fuel consumption were obtained when special equipment was operated using the example of the KrAZ-6322 car. When the equipment operates at a frequency of 1500 rpm and a power consumption of 25 kW, the fuel consumption per hour for the KrAZ-6322 is 15 l/h. The necessity of improving the legislation of our country in accounting for the consumption of material resources is shown. It is proposed to use deterministic methods for determining fuel consumption in road transport.

Key words: fuel economy, consumption of fuel, efficiency, standardization, specialized mobile machines, vehicles.

References

1. Govorushhenko, N. Ja., Turenko, A. N. Sistemotekhnika transporta (na primere avtomobil'nogo transporta) [Systems engineering of transport (for example, road transport)]. Khar'kov, RIO HGAD-TU, 1999. 474 p.
2. Pro zatverdzhennja zmin do Norm vytrat palyva i mastyl'nyh materialiv na avtomobil'nomu transporti. [On Approval of Changes to the Norms of Fuel and Lubricants Expenditures on Road Transport]. Nakaz Ministerstvo Infrastruktury Ukrayiny No 36 vid 24.01.2012, Verhovna Rada Ukrayiny. Available at: <https://zakon.rada.gov.ua/rada/show/v0036733-12#n2> (accessed: 15.05.2019).
3. Rasporjazhenie Mintransa Rossii ot 14.03.2008 g. № AM-23-r [Order of the Ministry of Transport of Russia of March 14, 2008 No. AM-23-p]. Glavbuh. Available at: <http://www.glavbukh.ru/doc/2126> (accessed: 15.05.2019).
4. Ob ustanovlenii norm rashoda topliva v oblasti transportnoj dejatel'nosti i priznanii utrativshimi silu nekotoryh normativnyh pravovyh aktov Ministerstva transporta i kommunikacij Respubliki Belarus' [On the establishment of standards for fuel consumption in the field of transport activities and recognition of certain regulatory legal acts of the Ministry of Transport and Communications of the Republic of Belarus invalid]. Postanovlenie

Ministerstva transporta i kommunikacii Respubliki Belarus', 6 janvarja 2012 g. No 3. Available at: <http://www.pravo.by/main.aspx?guid=3871&p0=W21226157&p1=1> (accessed: 15.05.2019).

5. Prikaz ob utverzhdenii Norm rashoda top-liva i smazochnyh materialov na avtomobil'nom transporte N 172 ot 09.12.2005 [Order approving the consumption rates of fuel and lubricants for road transport N 172 dated 09.12.2005]. Contabil Set – Available at: <http://www.contabilsef.md/libview.php?l=ru&idc=241&id=1347> (accessed: 15.05.2019).

6. Normy rashodov gorjuchie-smazochnyh materialov i rashodov na soderzhanie avtotransporta [Consumption rates of fuel and lubricants and the

cost of maintenance of vehicles], Plast. - Available at: <http://plast.com.kz/support/zakon/gsm.php> (accessed: 15.05.2019).

7. Marchenka, A. P., Shehovcova, A. F. (red.) Dvyguny vnutrishn'ogo zgorjannja [Internal combustion engines]. Kharkiv, Vydavn. centr NTU "HPI", 2004.

8. Krivoshapov, S. I. Razrabotka metodiki i algoritma obshhego diagnostirovaniya avtomobilej po izmeneniju kojefficiente poleznogo dejstvija Dis. kand. tehn. nauk [Development of methods and algorithms for general diagnosis of vehicles for changing the efficiency PhD diss.]. Khar'kov, HGADTU, 1999. 225 p.

УДК 621.4:621.1.01

Нгуен Ван Зионг

аспирант, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»;

Белогуб А.В.

д-р техн. наук, профессор, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»

ТЕРМИЧЕСКИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ В ЗАЗОРАХ ЦИЛИНДРОПОРШНЕВОЙ ГРУППЫ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ТЕМПЕРАТУРНОЕ ПОЛЕ ПОРШНЯ ДИЗЕЛЯ ТИПА Д100

Исследованы процесс теплообмена через зазоры между частями цилиндрапоршневой группы и влияние теплового сопротивления зазоров на температурное поле поршня. Рассмотрены зазоры пар деталей: поршня и первого кольца, а также цилиндра и головки поршня; эти зазоры заполнены продуктами сгорания (для моделирования – воздухом). Результаты расчетов, выполненных в среде Ansys CFX, показали, что для пары цилиндр – головка поршня движение воздуха в зазоре сильно зависит от относительного перемещения пары деталей поршень – цилиндр и ширины зазора. Процесс теплопередачи через зазоры исследован для двух случаев: первый – при движении поршня с постоянной скоростью (равной средней скорости поршня), второй при движении поршня со скоростью, изменяющейся по углу поворота коленчатого вала. Расчеты выполнены при различных значениях ширины зазора, скорости поршня и параметров, характеризующих свойства воздуха. Максимальные различия результатов, полученных для указанных случаев, не превышают 10%. На основе результатов моделирования сформированы аппроксимирующие формулы для расчета коэффициентов теплоотдачи воздуха со стенкой поршня ($\alpha_{\text{п}}$) и с стенкой цилиндра ($\alpha_{\text{ц}}$). Максимальная погрешность при использовании аппроксимирующих формул по сравнению с моделированием составляет: для ($\alpha_{\text{п}}$) – 10%, для ($\alpha_{\text{ц}}$) – 6%. Для зазора поршень – первое кольцо скорости течения воздуха рассчитаны по заданным значениям расхода утечки продуктов сгорания через зазор. По результатам исследований, выполненных при различных значениях ширины зазора и скорости течения воздуха, получены аппроксимирующие формулы для расчета коэффициента теплоотдачи воздуха к стенкам деталей с максимальными погрешностями 13%. Исследовано влияние ширины зазора цилиндр – головка поршня на температурное поле поршня. В результате показано, что поле температур поршня слабо зависит от ширины зазоров. Максимальное увеличение температуры составляет 6К при увеличении ширины зазора от 0,1 мм до 0,5 мм. Так как поле температур поршня слабо зависит от зазора кольцо – стенка поршня, то и от зазора юбка – цилиндр эта зависимость будет слабая. Предложенные зависимости можно использовать для задания граничных условий теплообмена в зазорах при расчетах сложного напряженного состояния поршня для оптимизации его конструкции.

Ключевые слова: поршень, цилиндр, зазор, коэффициент теплоотдачи.

Введение

Известно, что точное определение температурного поля поршня играет большую роль в процессе прогнозирования его напряженно-деформированного состояния и ресурса. В настоящее время для решения этой задачи широко применяются вычислительные средства. В этих условиях первостепенной задачей является задание граничных условий (ГУ) на всех поверхностях поршня. Ранее нами [1] была выполнена работа по оценке ГУ на днище поршня, которая включает решение нестационарной задачи теплообмена между окружающей средой (рабочим телом и охлаждающей жидкостью) и цилиндро-поршневой группой (ЦПГ).

При этом теплопередача между поршнем и цилиндром, которая происходит через кольца и зазоры, требует уточнения. Особенно это касается теплопередачи через зазоры, которая зависит от скоростей взаимного перемещения поверхностей и утечек. На рис.1 приведена схема расположения колец и зазоров. Нами для двигателя 10Д100 принято, что зазоры 1, 2, 3, 4, 5, 6 заполнены продуктами сгорания (для моделирования – воздухом), а зазоры 7, 8, 9 – маслом.

В [2, 3, 4, 5] приведены зависимости для расчета коэффициентов теплообмена потока газа и жидкости со стенкой. Однако эти усло-

вия не могут быть использованы для описания теплообмена в зазоре между деталями ЦПГ, так как они не учитывают особенностей течения. Движение потока в зазорах 1, 3, 5, 7 и 9 не является односторонним, что затрудняет определение скоростей потока относительно

поверхностей поршня и цилиндра. В данной работе, исследовано движение газа в зазоре при движении поршня и определены коэффициенты теплопередачи через зазоры. Движение и пути утечки газов через зазоры были исследованы в [6, 7, 8] и приведены на рис. 1.

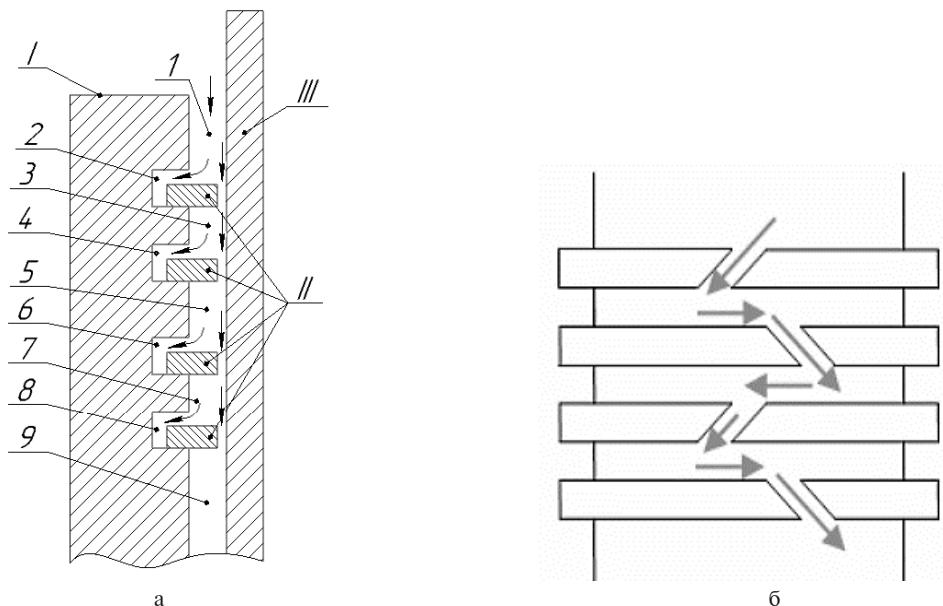


Рис. 1. Схема расположения зазоров (а), колец и пути утечки газа (б).
I – поршень, II – кольца, III – гильза цилиндра, 1...9 – зазоры

Цель исследования

Проанализировать процессы теплопередачи через зазоры между деталями ЦПГ. Предложить аппроксимирующие формулы для расчета коэффициента теплоотдачи в зазоре для газа (воздуха) и масла. Провести анализ зависимостей поля температур поршневой группы от параметров рассматриваемых зазоров.

Материалы

Свойства чугуна

Детали (поршень, кольца, цилиндр) изготовлены из чугуна со следующими свойствами [9]:

плотность – 7100 кг/м³;
теплопроводность – 45 Вт/(м·К);
теплоемкость – 450 Дж/(кг·К).

Свойства воздуха

Плотность. Из уравнения состояния получим зависимость плотности от температуры и давления:

$$\rho_{\text{в}} = \frac{P_{\text{в}}}{287 \cdot T}. \quad (1)$$

Теплоемкость $C_{\text{пв}}$, теплопроводность $\lambda_{\text{в}}$ и динамическая вязкость $\mu_{\text{в}}$ воздуха слабо за-

висят от давления [10, 11, 12] и определяются по следующим зависимостям [13]:

$$C_{\text{пв}} = 0,9952 + 0,00009349(T - 273), \text{ кДж/(кг·К)}; \quad (2)$$

$$\lambda_{\text{в}} = \lambda_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^n, \text{ Вт/(м·К)}, \quad (3)$$

где $\lambda_0 = 2,44 \cdot 10^{-2}$ – теплопроводность воздуха при $T_0 = 273$ К, Вт/(м·К); T – абсолютная температура, К; $n = 0,82$ – постоянная, определяемая экспериментальным путем;

$$\mu_{\text{в}} = 1,717 \cdot 10^{-5} \left(\frac{T}{273} \right)^{0,683}. \quad (4)$$

Теплопередача через зазоры 1, 3, 5

Предположим, что утечка газа через зазор незначительна и процесс изменения давления не влияет на движение газа в зазоре 1, 3, 5, поэтому этими факторами можно пренебречь. Тогда количество газа в зазоре неизменно (потока газа через зазор нет). Движение газа в зазоре 1, 3, 5 будет зависеть только от от-

носительного движения поршня с кольцом и цилиндра. Если поршень и кольцо движутся с одной скоростью V_{Π} , а цилиндр неподвижен, тогда газ на поверхностях поршня и кольца будет двигаться вместе с поршнем и кольцом, а хаотические движения газа в объеме зазора будут зависеть от действия сил вязкости между газом и стенками. Ввиду симметричности описанной задачи, исследуем процесс теплообмена для участка, показанного на рис. 2.

Для моделирования относительного движения «поршень - газ - цилиндр», предложена

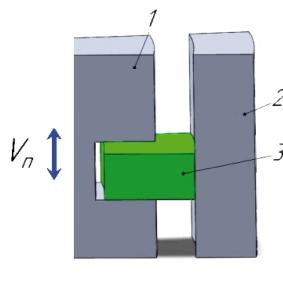


Рис. 2. Участок для исследования зазора 1 (рис. 1). 1 – поршень, 2 – гильза, 3 – поршневое кольцо

Границные условия

Частота вращения детали 1 рассчитана по следующей формуле:

$$n_{\Pi} = \frac{V_{\Pi}}{\Pi}, \quad (5)$$

где Π – периметр по среднему диаметру колец 1, 2, 3.

V_{Π} – скорость поршня, рассчитанная по формуле [14]

$$V_{\Pi} = \omega \cdot R \left(\sin \varphi + \frac{\lambda}{2} \cdot \sin (2\varphi) \right), \text{ м/с.} \quad (6)$$

В таблице 1 приведены ГУ, принятые для разных режимов работы двигателя 10Д100. Использованы следующие обозначения: T_{Π} – температура кольца 2, равная средней температуре стенки головки поршня; T_{Π} – температура кольца 1, равная средней температуре внутренней стенки цилиндра в полости рабочего объема; P_{Π} – давление газов, равное среднему давлению рабочего тела в цикле, Па; T_n – начальная температура газов.

модель (см. рис. 3), в которой кольцо 1, имитирующее цилиндр, может вращаться вокруг оси $y-y$, кольцо 2, имитирующее поршень и паз 4, имитирующий поршневое кольцо – неподвижные, а газ 3 находится между кольцами 1 и 2.

Проведено две серии модельных экспериментов – для кольца 1, вращающегося с постоянной окружной скоростью, равной средней скорости поршня, и с окружной скоростью, равной мгновенной скорости поршня.

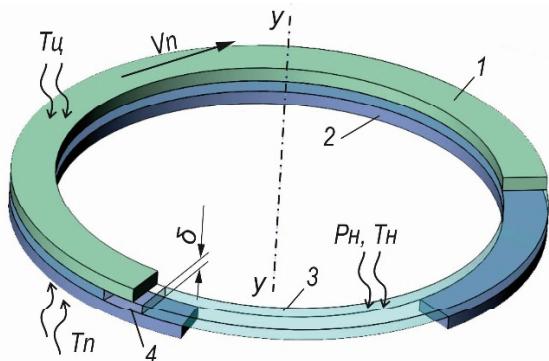


Рис. 3. Модель зазора «головка поршня – цилиндр». 1 – подвижное кольцо, 2 – неподвижное кольцо, 3 – газовый зазор, 4 – неподвижный паз

Таблица 1. Границные условия для различных режимов работы [1]

Частота вращения, об/мин	T_{Π} , К	T_{Π} , К	P_{Π} , МПа	T_n , К
450	500	362	0,98	431
550	540	367	1,25	452
650	570	375	1,52	472
750	600	385	1,7	492
850	650	400	2	525

Результаты расчета скоростей на поверхностях теплообмена и коэффициент теплоотдачи от газов к стенкам поршней и цилиндра приведены на рис. 4, 5 и в таблицах 2, 3. На рис. 4 приведены результаты моделирования как при постоянной средней скорости поршня, так и для цикла в характерных точках – при положении коленчатого вала (п.к.в.) 0, 90, 180 и 270 град. На рис. 6 приведен график изменения коэффициента теплоотдачи по поверхностям поршня α_{tp} и цилиндра α_{tq} .

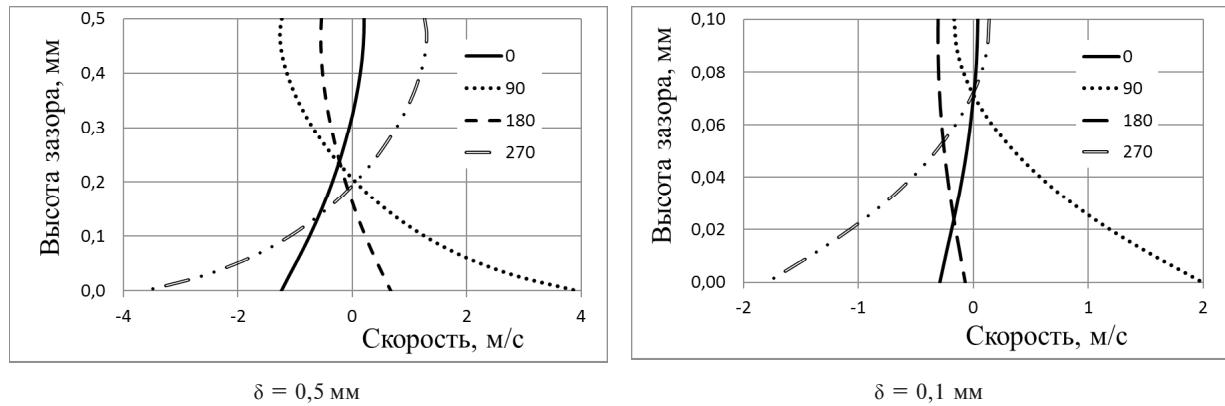


Рис. 4. Изменение скорости газа по высоте зазора на среднем диаметре (максимальный режим)

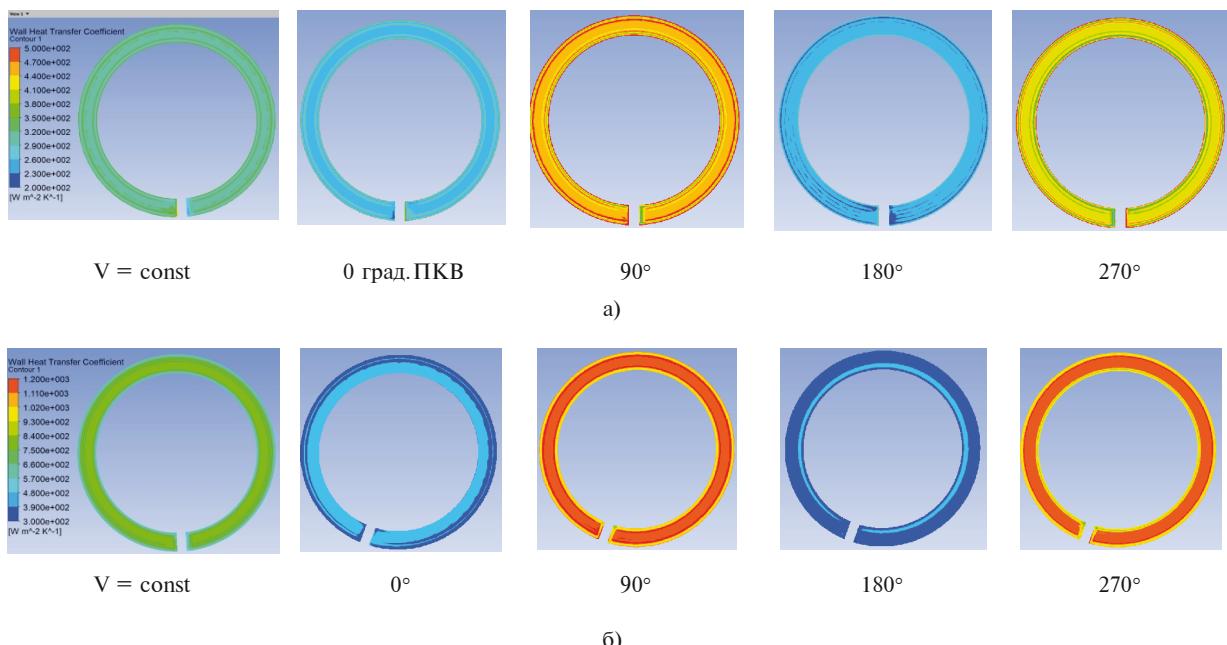


Рис. 5. Коэффициенты теплоотдачи по поверхностям:
а – коэффициент теплоотдачи со стороны поршня; б – со стороны цилиндра

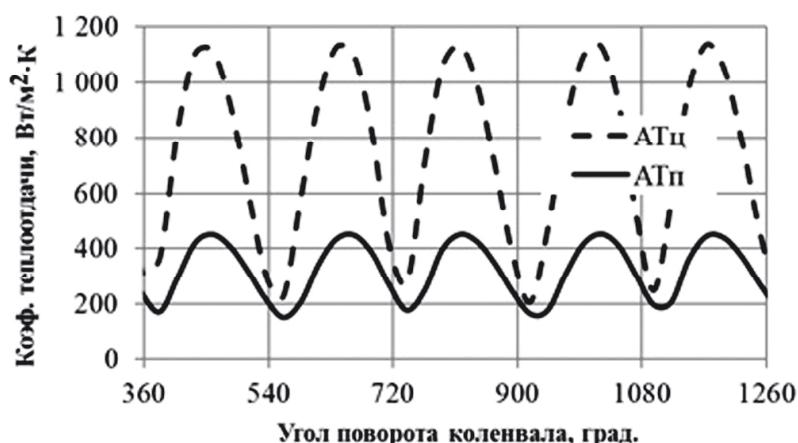


Рис. 6. Изменение коэффициентов теплоотдачи по углу поворота коленчатого вала:
 α_{TP} – коэффициент теплоотдачи от газов к поршню;
 $\alpha_{\text{TЦ}}$ – коэффициент теплоотдачи от газов к стенке цилиндра

Таблица 2. – Среднее значение коэффициента теплоотдачи, рассчитанное: 1 – по средней скорости поршня; 2 – как среднее значение в цикле

Способ расчета	Зазор, мм Коэффициент теплоотдачи, Вт/м ² ·К	$\delta = 0,5$				$\delta = 0,2$				$\delta = 0,1$			
		$\alpha_{\text{пп}}$		$\alpha_{\text{тц}}$		$\alpha_{\text{пп}}$		$\alpha_{\text{тц}}$		$\alpha_{\text{пп}}$		$\alpha_{\text{тц}}$	
		1	2	1	2	1	2	1	2	1	2	1	2
Частота вращения коленвала, мин ⁻¹	450	120	124	190	210	140	145	160	180	140	150	150	165
	550	165	170	300	325	200	210	260	285	210	220	235	250
	650	215	220	440	465	270	270	390	400	290	300	340	370
	750	260	265	560	575	320	325	500	520	360	370	435	465
	800	320	325	720	745	395	400	655	675	445	450	575	600

Таблица 3. – Средняя температура газа в зазоре

Частота вращения, мин ⁻¹	T _{ср} , К		
	$\delta = 0,5$ мм	$\delta = 0,2$ мм	$\delta = 0,1$ мм
450	420	426	429
550	435	443	450
650	450	458	465
750	465	473	480
850	490	500	510

Анализ результатов показал, что средние коэффициенты теплоотдачи, рассчитанные двумя способами, различаются несущественно. Максимальное отличие составляет 10% и соответствует частоте вращения $n = 450 \text{ мин}^{-1}$ и максимальному исследованному зазору $\delta = 0,5 \text{ мм}$. Поэтому целесообразно в дальнейшем выполнять расчеты для средней скорости поршня.

По результатам моделирования (табл. 2, 3) предложены следующие аппроксимационные формулы для расчета коэффициента теплоотдачи газа к стенкам поршня (на жаровом поясе) и цилиндра:

$$\alpha_{\text{пп}} = 90 \cdot P_{\text{ср}}^{0,7268} \cdot T_{\text{ср}}^{-0,4027} \cdot \delta^{-0,2036} \cdot V_{\text{пп}}^{0,8834}, \quad (7)$$

$$\alpha_{\text{тц}} = 860 \cdot P_{\text{ср}}^{0,8847} \cdot T_{\text{ср}}^{-0,304} \cdot \delta^{0,129} \cdot V_{\text{пп}}^{1,075}, \quad (8)$$

где P , T – среднее давление и температура газов в зазоре, МПа, К; δ – ширина зазора, м; $V_{\text{пп}}$ – средняя скорость поршня, м/с.

Среднюю температуру газов в зазоре предлагается рассчитывать по следующей аппроксимирующей формуле:

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_{\text{пп}} + T_{\text{тц}}}{2} - 2,6 \cdot \delta^{0,234} \cdot V_{\text{пп}}^{2,16}, \text{ К.} \quad (9)$$

Максимальная погрешность при использовании формул (7, 8) по сравнению с моделированием составляет: для $\alpha_{\text{пп}}$ – 10%, для $\alpha_{\text{тц}}$ – 6% при частоте вращения $n = 450 \text{ мин}^{-1}$ и $\delta = 0,1 \text{ мм}$. Для остальных режимов и зазоров погрешность менее 5%. Для формулы (9) максимальная погрешность составляет 1,5% при

частоте вращения $n = 550 \text{ мин}^{-1}$ и $\delta = 0,5 \text{ мм}$.

Для определения коэффициента теплопередачи через зазор будем использовать следующую известную формулу [4]:

$$\frac{1}{\alpha_3} = \frac{1}{\alpha_{\text{пп}}} + \frac{\lambda_b \delta}{\lambda_{\text{в}} \delta} + \frac{1}{\alpha_{\text{тц}}}, \quad (10)$$

где α_3 – коэффициент теплопередачи через зазор.

Теплопередача через зазоры 2, 4, 6

Расход газов через указанные зазоры происходит через замки поршневых колец, как показано на рис 1,б, и через неплотности прилегания колец к поверхностям поршня и цилиндра. Основное количество утечек происходит в процессе сжатия-горения-расширения, что связано с высоким давлением в надпоршневой полости. Принимаем, что в компрессионных кольцах контакты нижней поверхности с поршнем практически полные. Принимаем, что потери газов через зазоры кольцо-цилиндр незначительны. Потерями газов через эти зазоры пренебрегаем и учитываем потери только через замки колец. На рис 7 приведена модель зазоров 2, 4, 6.

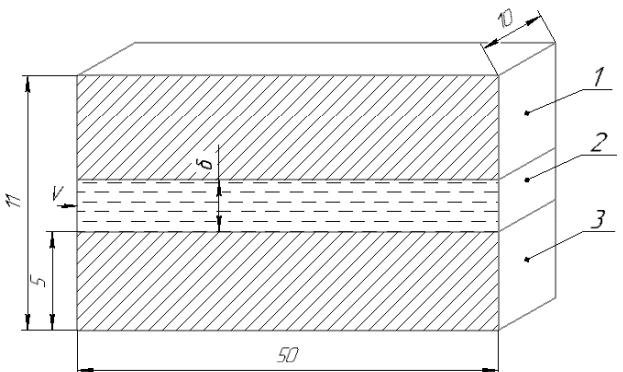


Рис. 7. Модель зазора кольцо – поршень: 1 – верхняя деталь – имитация стенки поршня с температурой $T_{\text{пп}}$; 2 – поток газа (воздуха) с входной скоростью на входе V ; 3 – нижняя деталь – имитация кольца с температурой $T_{\text{кц}}$; δ – ширина зазора

В первую очередь проведено исследование для различных значений ширины зазора δ : 0,1 мм, 0,2 мм и 0,5 мм. Значения коэффициента теплоотдачи от верхнего и нижнего контакта газа со стенками различаются несущественно. Принимаем их одинаковыми

и не зависящими от ширины зазора. Для определения средней температуры будем использовать формулу (9).

В таблице 4 приведены коэффициенты теплоотдачи газ-стенка для различных граничных условий (V , P , T).

Таблица 4. Среднее значение коэффициента теплоотдачи от газа к стенке

n, мин ⁻¹	P _{cp} , МПа	T _п , К	T _{кц} , К	T _{cp} , К	V _{вх} , м/с				
					0,5	1,0	1,5	2,0	2,5
400	0.8	415	360	387	22	37	56	75	95
500	1.1	455	370	412	27	48	73	98	123
600	1.4	490	375	430	32	59	90	120	151
700	1.6	515	375	445	35	66	100	134	168
800	1.85	530	380	455	38	75	114	152	191
850	2.0	545	385	465	40	80	120	162	200

По результатам моделирования (таблица 5) предложена аппроксимирующая формула для расчета коэффициент теплоотдачи от газа к стенке:

$$\alpha_t = 2965 \cdot P_{cp}^{0,956} \cdot T_{cp}^{-0,6951} \cdot V_r^{0,9971}, \text{ Вт}/\text{м}^2 \cdot \text{К} \quad (11)$$

где P_{cp} – среднее давление газа в зазоре, МПа; $V_{вх}$ – входная скорость, м/с; V_r – средняя скорость газа в зазоре, м/с (обычно равна входной скорости); T_{cp} – средняя температура газа в зазоре, К, рассчитанная по формуле

$$T_{cp} = \frac{T_{п} + T_{кц}}{2}. \quad (12)$$

Максимальная погрешность определения коэффициента теплоотдачи по формуле (11) составляет 13% при частоте вращения $n = 400$ об/мин⁻¹ и $V_{вх} = 0,5$ м/с, 8% при частоте вращения $n = 500$ об/мин и $V_{вх} = 0,5$ м/с; для остальных вариантов значения погрешностей менее 4%.

Коэффициент теплопередачи через зазор рассчитан по формуле (10).

Зависимость поля температур группы поршня от термических свойств зазора

Модель поршня соответствует рис. 8. Анализ проведен на режиме работы, соответствующем $n = 850$ об/мин. Для зазоров коэффициент теплоотдачи от газа к деталям получен по формулам (7, 8, 11), а коэффициент теплопередачи через зазор определен по формуле (10).

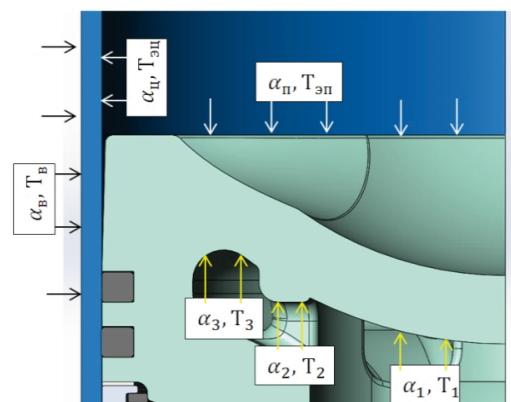


Рис. 8 Основные составляющие теплового баланса ЦПГ

Другие ГУ, необходимые для расчета, следующие [1]:

$$\alpha_n = 1830 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_{\text{зп}} = 970 \text{ K};$$

$$\alpha_{\text{п}} = 1235 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_{\text{зп}} = 740 \text{ K};$$

$$\alpha_B = 18000 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_{\text{зп}} = 350 \text{ K};$$

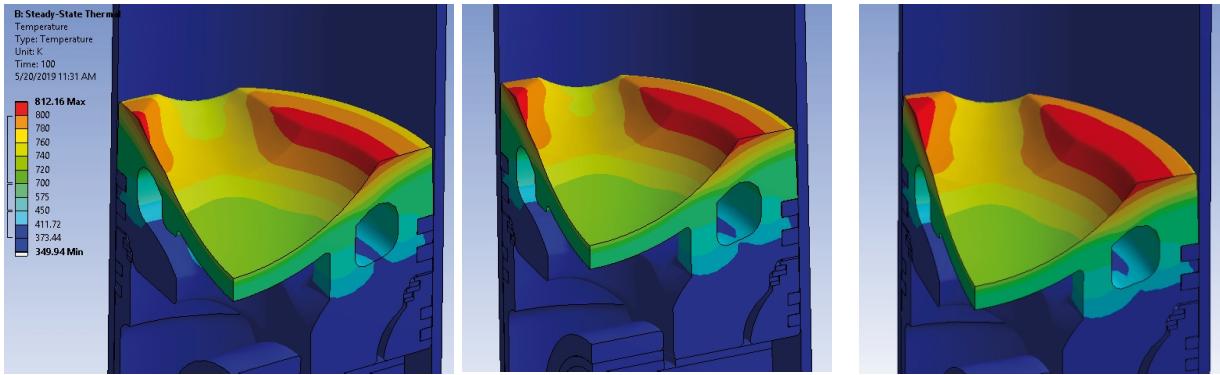
$$\alpha_1 = 1200 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_1 = 370 \text{ K};$$

$$\alpha_2 = 750 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_2 = 370 \text{ K};$$

$$\alpha_3 = 590 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}), \quad T_3 = 370 \text{ K}.$$

$\alpha_1, T_1; \alpha_2, T_2; \alpha_3, T_3$ – граничные условия на внутренней поверхности поршня, соответствующие зонам от центральной до периферийной.

Результаты расчета приведены на рис. 9.



$\delta = 0,1 \text{ mm}; T_{\max} = 812 \text{ K}$

$\delta = 0,2 \text{ mm}; T_{\max} = 815 \text{ K}$

$\delta = 0,5 \text{ mm}; T_{\max} = 818 \text{ K}$

Рис. 9. Поле температур поршня при разных зазорах

Моделирование показало, что изменение ширины зазора слабо влияет на поле температур. Максимальное изменение температуры составляет 6 К при увеличении ширины зазора от 0,1 мм до 0,5 мм. Так как поле температур поршня слабо зависит от зазора кольцо – стенка поршня, то и от зазора юбка-цилиндр зависимость будет слабая.

Выводы и предложения:

В работе проведен анализ процесса теплоизменения через зазор, получены формулы для расчета коэффициента теплоотдачи от газа к стенке с погрешностью менее 10% в зазоре головка поршня – цилиндр, и 13% в зазоре кольцо – поршень. Формулу (11) можно использовать для зазора с шириной менее 0,5 мм;

Поле температур поршня слабо зависит от ширины зазоров;

Предложенные зависимости можно использовать для задания граничных условий теплообмена в зазорах при расчетах сложного напряженного состояния поршня для оптимизации его конструкции;

Ширина зазора мало влияет на поле температур поршня и должна учитываться при моделировании конструкции поршня, работающего в условиях предельных форсировок двигателя.

Литература

1. Нгуен В. З. Определение граничных условий для расчета термонапряженного состояния поршня [Текст] / В. З. Нгуен, А. В. Белогуб // Авиационно-космическая техника и технология – 2019. - № 1 (153). – С. 39-47.

2. Булыгин Ю. А. Термодинамика и теплоизменение [Текст] : учеб. пособие / Ю. А. Булыгин, Д. Н. Галдин. – Воронеж: ФГБОУ ВПО «Воронежский государственный технический университет», 2015. – 110 с.

3. Fundamentals of heat and mass transfer [Text] / P. I. Frank, P. D. David, L. D. Theodore at all // John Wiley & Sons, Inc. - Hoboken, New Jersey, USA, 2007. – 1070 p.

4. Шеховцов А. Ф. Методические указания для самостоятельной работы студентов по курсу «Теплопередача в двигателях внутреннего сгорания» [Текст] / А. Ф. Шеховцов // Харьковский ордена Ленина Политехнический институт им. В. И. Ленина. – Х., 1972. – 259 с.

5. Лобасова М. С. Тепломассообмен [Текст]: учеб. пособие к практическим занятиям / М. С. Лобасова, А. А. Дектерев, Д. С. Серебренников. – Красноярск: ИПК СФУ, 2009. – 156 с.

6. Koszaka Grzegorz Mathematical model of piston ring sealing in combustion engine [Text] / Grzegorz Koszaka, Mirosaw Guzik // Polish maritime research, 2014. – №4. – P. 66-78.

7. Arafat Andril Piston ring assembly for a new natural gas vehicle symmetrical multistage wobble-plate compressor [Text] / Andril Arafat, Zair Asrar Ahmad, Ardiyansyah Syahrom at all // Faculty of Mechanical Engineering, Universiti Teknologi Malaysia.

8. Piston rings for combustion engines [Text] // Motorservice, Technical Market Support. - Neuenstadt, Germany.

9. Теплопроводность стали и чугуна. Техофизические свойства стали [Электронный вариант]. – Режим доступа: <http://thermalinfo.ru/svoistva-materialov/metally-i-splavy/teploprovodnost-stali-i-chuguna-teplofizicheskie-svoistva-stali>

10. Шадрина Е.М. Определение теплофизических свойств газов, жидкостей и водных растворов веществ [Текст]: метод. указания / Е.М. Шадрина, Г.В. Волкова. – Иваново : Иван. гос. хим.-технол. ун-т., 2009. – 80 с.

11. Матвеев В. А. Определение динамической вязкости вещества в зависимости от давления и температуры [Текст] / В. А. Матвеев, О. Ф. Орлов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер.: Естественные науки. - 2009. - № 3. – С. 116-118.

12. Глумов Д. Н. Способ расчета динамической вязкости газов в широком диапазоне давлений [Текст] / Д. Н. Глумов, А. В. Стрекалов //

Электронный научный журнал «Нефтегазовое дело», 2011. – №1. – С. 194-210.

13. Физические свойства воздуха [Электронный вариант]. – Режим доступа: <http://www.hightexpert.ru/content/gases/air.html>

14. Колчин А. И. Расчет автомобильных и тракторных двигателей [Текст] : учеб. пособие для вузов / А. И. Колчин, В. П. Демидов. – М.: Высш.Шк., 2008.– 4-е изд., стер.– 496 с.

Поступила в редакцию 16.08.2019

Нгуен Ван Зионг, О. В. Білогуб. Термічні опори в зазорах циліндропоршневої групи і їх вплив на температурне поле поршня дизеля типу D100

Досліджено процес теплообміну через зазори між частинами циліндропоршневої групи і вплив теплового опору зазорів на температурне поле поршня. Розглянуто зазори пар деталей: поршня і першого кільца, а також циліндра і головки поршня; ці зазори заповнені продуктами згоряння (для моделювання – повітрям). Результати розрахунків, виконаних у середовищі Ansys CFX, показали, що для пари циліндр-головка поршня рух повітря в зазорі сильно залежить від відносного переміщення пари деталей поршень-циліндр і ширини зазору. Процес тепlop передачі через зазори досліджений для двох випадків: перший – при русі поршня з постійною швидкістю (рівної середньої швидкості поршня), другий – при русі поршня зі швидкістю, що змінюється за кутом повороту колінчатого вала. Розрахунки виконано при різних значеннях ширини зазору, швидкості поршня і параметрів, що характеризують властивості повітря. Максимальні розходження результатів, отриманих для зазначених випадків, не перевищують 10%. На основі результатів моделювання сформовано апроксимуючі формулі для розрахунку коефіцієнтів тепловіддачі повітря зі стінкою поршня (α_p) та зі стінкою циліндра (α_{ts}). Максимальна погрішність при використанні апроксимуючих формул у порівнянні з моделюванням становить: для (α_p) – 10%, для (α_{ts}) – 6%. Для зазору поршень - перше кільце швидкості плину повітря розраховані за заданим значенням витрати витоку продуктів згоряння через зазор. За результатами досліджень, виконаних при різних значеннях ширини зазору і швидкості плину повітря, отримано апроксимуючі формулі для розрахунку коефіцієнта тепловіддачі повітря до стінок деталей з максимальними погрішностями 13%. Досліджено вплив ширини зазору циліндр-головка поршня на температурне поле поршня. У результаті показано, що поле температур поршня слабко залежить від ширини зазорів. Максимальне збільшення температури становить 6K при збільшенні ширини зазору від 0,1 мм до 0,5 мм. Тому що поле температур поршня слабко залежить від зазору кільце-стінка поршня, то і від зазору юбка-циліндр ця залежність буде слабка. Запропоновані залежності можна використати для задання граничних умов теплообміну в зазорах при розрахунках складного напружено-струменевого стану поршня для оптимізації його конструкції.

Ключові слова: поршень, циліндр, зазор, коефіцієнт тепловіддачі.

Nguyen Van Duong graduate student, Alexander Bilohub. The thermal resistance in clearances between the piston and the cylinder and its effect on D100 diesel engine piston's thermal state

In the study, the process of heat transfers through the gaps between the parts of the cylinder-piston group and the effect of the thermal resistance of the gaps on the temperature field of the piston. Consider the gaps of a pair of parts of the piston - the first ring and cylinder - the piston head, while the gaps are filled with combustion products (for modeling - with air). The calculations were performed in the Ansys CFX environment. The calculation results show that for a gap cylinder - piston head, the movement of air in the gap strongly depends on the relative movement of a pair of parts piston - cylinder and the width of the gap. The study of the heat transfer process is carried out through the gaps in two ways: the first with a constant piston speed (equal to the average piston speed), the second with a piston speed varying in the angle of rotation of the crankshaft. Both methods are designed for different gap widths, piston speeds and air properties. The results obtained by the two methods are not very different, the maximum difference is 10%. Using the results of two methods, approximating formulas were obtained for calculating the heat transfer coefficient of air with a piston wall (α_p) and with a cylinder wall (α_{ts}). The maximum error when using approximating formulas in comparison with modeling is, for (α_p) - 10%, for (α_{ts}) - 6%. For the gap, the piston is the first ring, the velocity of the air flow is calculated from the flow rate of the leakage of the combustion products through the gap. According to the results studied with different gap widths and different air flow rates, we obtain

approximating formulas for calculating the heat transfer coefficient of air to the walls of parts with maximum errors - 13%. Further, the effects of the width of the gap between the cylinder and the piston head on the temperature field of the piston were investigated. As a result, it is shown that the temperature field of the piston depends little on the width of the gaps. The maximum magnification is 6K with an increase in the gap width from 0.1 mm to 0.5 mm. Since the temperature field of the piston does not depend much on the ring clearance - the piston wall, the dependence on the skirt-cylinder gap will be weak. When calculating the complex stress state of the piston, the proposed dependencies can be used to optimize the design for assigning GI to gaps.

Keywords: piston, cylinder, gap, heat transfer coefficient.

References

1. Nguen V. Z. Opredelenie granichnyh uslovij dlja rascheta termonaprjazhennogo so-stojanija porshnya [Tekst] / V. Z. Nguen, A. V. Belogub // Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija – 2019. – № 1 (153). – S. 39-47.
2. Bulygin Ju. A. Termodinamika i teploperedacha [Tekst] : ucheb. posobie / Ju. A. Bulygin, D. N. Galdin. – Voronezh: FGBOU VPO «Voronezhskij gosudar-stvennyj tehnicheskij universitet», 2015. – 110 s.
3. Fundamentals of heat and mass transfer [Text] / P. I. Frank, P. D. David, L. D. Theodore at all // John Wiley & Sons, Inc. - Hoboken, New Jersey, USA, 2007. – 1070 p.
4. Shehovcov A. F. Metodicheskie ukazanija dlja samostojatel'noj raboty studentov po kursu «Teploperedacha v dvigateljah vnutrennego sgoranija» [Tekst] / A. F. Shehovcov // Har'kovskij ordena Lenina Politehnicheskij institut im. V. I. Lenina. – H., 1972. – 259 s.
5. Lobasova M. S. Teplomassoobmen [Tekst]: ucheb. posobie k prakt. Zanjatijam / M. S. Lobasova, A. A. Dekterev, D. S. Serebrennikov. – Krasnojarsk: IPK SFU, 2009. – 156 s.
6. Koszaka Grzegorz Mathematical model of piston ring sealing in combustion engine [Text] / Grzegorz Koszaka, Mirosaw Guzik // Polish maritime research, 2014. – №4. – P. 66-78.
7. Arafat Andril Piston ring assembly for a new natural gas vehicle symmetrical multistage wobble-plate compressor [Text] / Andril Arafat, Zair Asrar Ahmad, Ardiyansyah Syahrom at all // Faculty of Mechanical Engineering, Universiti Teknologi Malaysia.
8. Piston rings for combustion engines [Text] // Motorservice, Technical Market Support. - Neuenstadt, Germany.
9. Teploprovodnost' stali i chuguna. Teplofizicheskie svojstva stali [Jelektronnyj variant]. – Rezhim dostupa: <http://thermalinfo.ru/svojstva-materialov/metally-i-splavy/teploprovodnost-stali-i-chuguna-teplofizicheskie-svojstva-stali>
10. Shadrina E. M. Opredelenie teplofizicheskikh svojstv gazov, zhidkostej i vodnyh rastvorov veshhestv [Tekst] : metod. ukazanija / E. M. Shadrina, G. V. Volkova. – Ivanovo: Ivan. gos. him.-tehnol. un-t., 2009. – 80 s.
11. Matveev V. A. Opredelenija dinamicheskoy vjazkosti veshhestva v zavisimosti ot davlenija i temperatury [Tekst] / V. A. Matveev, O. F. Orlov // Vestnik MGTU im. N. Je. Baumana. Ser. : Estestvennye nauki. – 2009. – № 3. – S. 116-118.
12. Glumov D. N. Sposob raschet dinamicheskoy vjazkosti gazov v shirokom diapazone давлениј [Tekst] / D. N. Glumov, A. V. Strekalov // Jelektronnyj nauchnyj zhurnal «Neftegazovoe delo», 2011. – №1. – S. 194-210.
13. Fizicheskie svojstva vozduha [Jelektronnyj variant]. – Rezhim dostupa: <http://www.highexpert.ru/content/gases/air.html>
14. Kolchin A. I. Raschet avtomobil'nyh i traktornyh dvigatelej [Tekst] : ucheb. posobie dlja vuzov / A. I. Kolchin, V. P. Demidov. – M.: Vyssh. Shk., 2008. – 4-e izd., ster. – 496 s.

Наукове видання

Вісник двигунобудування №2/2019
науково-технічний журнал

Головний редактор
Заст. гол. редактора

д-р техн. наук О. Я. Качан
д-р техн. наук А. І. Долматов

Оригінал-макет підготовлений в редакційно-видавничому відділі АТ «МОТОР СІЧ»
Комп'ютерна верстка
Коректори

*М.Д. Хош
О.Є. Носік,
Я.В. Обухович,
Т.І. Юрковська,
О.І. Пільгуєва*

Свідоцтво про державну реєстрацію
КВ № 6157 від 20.05.2002

*Передрукування матеріалів тільки з дозволу редакції
При використанні матеріалів посилання на журнал є обов'язковим
Матеріали публікуються мовою оригіналу
Рукописи, фотокартки та носії інформації не повертаються*

Здано до друку 27.08.2019 р., зам. 2277-2, накл. 300.
Надруковано видавничим комплексом АТ «МОТОР СІЧ»
Україна, 69068, Запоріжжя, просп. Моторобудівників, 15, тел. (0612) 720-42-49, 720-41-11.

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи
ДК №4213 від 22.11.2011.