Запорожский национальный технический университет, АО «Мотор Сич»,
Национальный аэрокосмический университет им. Жуковского «ХАИ»

ВЕСТНИК ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

№2
2018

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»
2018 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 ВИНИТИ (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
- Standartization and metrology
- Ecology

Материалы номера рекомендованы к публикации Ученым Советом Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» (протокол №15 от 14.06.2018 г.).

Главный редактор: д-р техн. наук, профессор **А. Я. Качан**

Заместитель главного редактора: 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 Ю. Н. Внуков
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

© ЗНТУ, 2018
© НАКУ «ХАИ» им. Жуковского, 2018
© АО «Мотор Сич», 2018

Члены редакционной коллегии



Качан А.Я.
Гл. редактор,
д-р техн. наук



Долматов А.И.
Зам. гл. редактора,
д-р техн. наук



Богуслаев В.А.
д-р техн. наук



Беликов С.Б.
д-р техн. наук



Жеманюк П.Д.
канд. техн. наук



Внуков Ю.Н.
д-р техн. наук



Кривов Г.А.
д-р техн. наук



Цивирко Э.И.
д-р техн. наук



Ивщенко Л.И.
д-р техн. наук



Зиньковский А.П.
д-р техн. наук



Карпинос Б.С.
д-р техн. наук



Ножницкий Ю.А.
д-р техн. наук



Дмитриченко Н.Ф.
д-р техн. наук



Епифанов С.В.
д-р техн. наук



Ольшанецкий В.Е.
д-р техн. наук



Титов В.А.
д-р техн. наук



Петраков Ю.В.
д-р техн. наук



Киндрачук М.В.
д-р техн. наук



Богуслаев А.В.
канд. техн. наук



Кулик Н.С.
д-р техн. наук



Дмитриев С.А.
д-р техн. наук



Лепёшкин А.Р.
д-р техн. наук



Горбенко Г.А.
д-р техн. наук



Мозговой В.Ф.
канд. техн. наук



Шереметьев А.В.
канд. техн. наук

Для сведения авторов

Условия публикации:

Научно-технические и производственные статьи, планируемые к опубликованию в нашем издании, утверждаются на редакционной коллегии. При положительных заключениях материалы помещаются в «портфель» редакции в очередь на опубликование. Процедура рецензирования-утверждения занимает срок от 1 до 3 месяцев. Статьи, прошедшие данную процедуру и размещенные в журнале в порядке очереди, публикуются бесплатно.

Требования к оформлению материалов для журнала «Вестник двигателестроения»

- К рассмотрению принимаются научные статьи, содержащие такие необходимые элементы: постановка проблемы в общем виде и ее связь с важнейшими научными или практическими задачами; анализ последних исследований и публикаций, в которых имеются предпосылки решения данной проблемы и на которые опирается автор, выделение не решенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья; формулирование целей статьи (постановка задания); изложение основного материала исследования с полным обоснованием результатов; выводы из данного исследования и перспективы дальнейших разработок в данном направлении.

- Рукопись статьи присылается в редакцию в двух экземплярах вместе с актом экспертизы и справкой об авторах. Объем текстовой части статьи 3–6 листов. Рабочие языки: украинский, русский, английский. Последовательность размещения материала статьи: индекс УДК; инициалы и фамилии авторов, название статьи, аннотация, ключевые слова на трех языках: украинском, русском и английском; полное название учреждения, в котором работают авторы; текст статьи (с подписями авторов на последней странице); перечень литературы; таблицы; рисунки.

- В статье нужно четко и последовательно изложить то новое и оригинальное, что получено авторами в результате исследований. Не следует приводить известные факты, повторять содержание таблиц и иллюстраций в тексте. Термины и обозначения технических параметров следует употреблять в соответствии с нормами Госстандарта, а единицы измерения – в международной системе единиц (СИ). В статье должны быть выделены следующие разделы: вступление, методика (исследований), результаты, обсуждение, выводы.

- Набор текста статьи следует выполнять с помощью текстового редактора Microcoft Word 97 или 2000 (в соответствии с ДСТУ 3008–95). Формат листа – А4, ориентация – книжная, поля – 20 мм со всех сторон. Шрифт: гарнитура Times New Roman, размер 12 пт; интервал – 1,5; выравнивание по ширине. Текст с ручным переносом не принимается!

- Для набора формул надо использовать редактор Microsoft Equation версии 2 или 3. Размер букв: обычный – 12 пт, крупный индекс – 10 пт, мелкий индекс – 8 пт, крупный символ – 16 пт, мелкий символ – 12 пт.

- Иллюстрации (чертежи) могут быть подготовлены с помощью любых графических редакторов и переданы в виде отдельных графических файлов изображения. Для графиков и чертежей (двубитных файлов) плотность изображения должна составлять 300 dpi (формат TIFF), для фотографий – 200–240 dpi (формат JPG, EPS, BMP). Не допускается вставка рисунков в файл статьи непосредственно из прикладных программ (AutoCAD, Excel и т.п.), минуя графический формат. Для четкого воспроизведения изображения при печати толщина линий не должна быть меньше, чем 0,1 мм. Наличие подрисуночной надписи обязательно. При наличии дополнительных обозначений, или нескольких изображений, их объясняют в подрисуночной надписи.

- Таблицы должны содержать только необходимую информацию, быть лаконичными и максимально понятными. Возле обозначений параметра необходимо указать его размерность. Размер шрифта таблицы должен составлять 10 пт. Ширина таблицы не должна превышать 80 мм (размер колонки). В отдельных случаях разрешается делать таблицы шириной 170 мм.

- Перечень литературы в конце рукописи на языке оригинала приводится в соответствии с последовательной ссылкой на работы в тексте и требованиями действующих норм. Ссылка на литературу в тексте нумеруется арабскими цифрами в прямых скобках.

- В справке об авторах нужно привести фамилии, имена и отчества всех авторов, их служебные и домашние адреса, должности, ученые степени, номера телефонов, электронные адреса. Авторами считаются лица, которые принимали участие в выполнении работы в целом или ее главных разделов.

Статьи направляются в редакцию по адресу:

69063, Украина, г.Запорожье, ул.Жуковского, 64
Запорожский национальный технический университет,
главный редактор Качан Алексей Яковлевич.
Электронный вариант статьи можно передать по адресу:
vd@zntu.edu.ua(максимальный объем письма 2 Мбайта).

СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Шевченко С.А., Конох В.И., Митиков Ю.А., Григорьев А.Л.
ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗООБРАЗНОГО РАБОЧЕГО ТЕЛА В АГРЕГАТАХ АВТОМАТИКИ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ 9

Савчук В.П., Белоусов Е.В., Самарин А. Е., Симагин А.Ф.
ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ГОЛОВНЫХ ПОДШИПНИКОВ СУДОВЫХ МАЛООБОРОТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ НА РЕЖИМАХ ЧАСТИЧНЫХ НАГРУЗОК 21

V.O. Povgorodny, O.S. Budanova
TASK SOLVING ORGANIZATION OF THE INVERSE THERMOELASTICITY PROBLEM FOR A RECTANGULAR PLATES 28

Михайлов Н.С., Толочьянц Г.Э., Оглих В.В., Магдин Э.К.
РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНЫХ РДТТ 34

Логинов В.В., Дмитриев С.В., Украинец Е.А., Глущенко П.А.
АНАЛИЗ МЕТОДОВ УЛУЧШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА 42

Коваленко А.Н., Блишун Ю.В.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЖРДМТ ТЯГОЙ 400 Н, ОРГАНИЗОВАННОЕ ПРИ ПОМОЩИ ГАЗОВОЙ ЗАВЕСЫ 49

Жулай Ю.А., Николаев А.Д., Дзоз Н.А.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНЫХ ВИБРОУСКОРЕНИЙ БУРОВОГО СНАРЯДА С КАВИТАЦИОННЫМ ГИДРОВИБРАТОРОМ 55

Єнчев С.В.
ДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА 64

Дуаиссиа Омар, Хадж Аисса, Михайленко Т.П., Лисица А.Ю., Петухов И.И.
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД 70

Головин Д.Ю., Куда С.А., Ломской Д.А.
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЦИРКУЛЯЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ЗАХОЛАЖИВАНИЯ КРИОГЕННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ 77

Библик И.В.
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ НЕЙРОСЕТЕВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 82

Нерубасский В.В
ИЗ ПРОШЛОГО – В БУДУЩЕЕ. ОБ ИСТОРИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ 87

КОНСТРУКЦИЯ И ПРОЧНОСТЬ

Бабенко О.Н., Прибора Т.И.
АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ ЧАСТОТ И ФОРМ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ 1 СТУПЕНИ КНД 91

Щербаков О.Н., Ткаченко Д.А., Ушаков С.М., Переяславский А.Н., Ефремов С.В.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВОГО БЛОКА ГАЗОТУРБИННОГО ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО АГРЕГАТА В УСЛОВИЯХ КОМПРЕССОРНОЙ СТАНЦИИ 99

Моргалюк О. Л., Лоян А. В., Тітов М. Ю.
ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО КЛАПАНА..... 108

Абдуллаев П.Ш., Самедов А.С.
К ВОПРОСУ ПРОФИЛИРОВАНИЯ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ЖРД.....113

Бадун О.П.
ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ
ОПОР РОТОРОВ ТНА ЖРД.....119

Зайцев Б.Ф., Асаенок А.В., Протасова Т.В., Клименко Д.В., Акимов Д.В., Сиренко В.Н.
ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ
КОМПОЗИТНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ОТ РАКЕТЫ 129

Михальчишин Р. В., Рожко В.И.
ОСОБЕННОСТИ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ПРИ
ИСПОЛЬЗОВАНИИ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД-МЕТАН»..... 136

Назаренко Ю.А., Степаненко С.М., Харченко В.Г.
ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ.....143

*Покровский В.В., Сидяченко В.Г., Ежов В.Н., Петрик И.А., Михайлютенко А. В.,
Романенко Ю. Г.*
ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И КОНСТРУКЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА
СКОРОСТЬ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ЖАРОПРОЧНОМ НИКЕЛЕВОМ
СПЛАВЕ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД..... 148

Семенов К. И., Копейка А. К.
ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ 154

Шакало Р.Ю., Якушев Ю.В., Резник С.Б., Борис С.Б., Придорожный Р.П.
РАЗРАБОТКА ОХЛАЖДАЕМОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТВД С ВНУТРИСТЕНОЧНОЙ
СИСТЕМОЙ ОХЛАЖДЕНИЯ..... 159

Шереметьев А.В.
ОБ УЧЕТЕ МНОГОКОМПОНЕНТНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ
ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД..... 164

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА И РЕМОНТА

Сотников В. Д., Третьяк В. В., Худяков С.В., Савченко М.Ф.
РОЗРОБКА ТА АНАЛІЗ КОМПЛЕКСНОЇ ДЕТАЛІ ГРУПОВОГО ВИРОБНИЦТВА 170

КОНСТРУКЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Красников А.О., Торба Ю.И., Занин А.Е., Климик Р.Р.
ПРОВЕРКА ИЗНОСОСТОЙКИХ И ПРИРАБАТЫВАЕМЫХ ПОКРЫТИЙ 179

Фролов Г.А., Евдокименко Ю.И., Кисель В.М., Бучаков С.В.
РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ДИБОРИДА ЦИРКОНИЯ
НА УГЛЕРОД - УГЛЕРОДНЫХ ПОДЛОЖКАХ ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ИЗДЕЛИЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ..... 186

Лысенко Н.А., Клочихин В.В., Наумик В.В.
СТРУКТУРА И СВОЙСТВА НИЗКОУГЛЕРОДИСТЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ
МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ОТЛИВОК..... 196

CONTENTS

AIRCRAFT ENGINEERING

S.A. Shevchenko, V.I. Konokh, Yu.A. Mitikov, A.L. Grigoriev
THERMODYNAMIC PROPERTIES OF GASEOUS WORKING MEDIUM IN AUTOMATICS UNITS OF ROCKET TECHNOLOGY 9

V.P. Savchuk, Y.V. Bilousov, O.Y. Samarin, A.F. Simagin
PROVIDING THE RELIABILITY OF THE CROSSHEAD BEARINGS OF MARINE LOW-SPEED ENGINES OPERATING ON THE PARTIAL LOAD RANGES 21

V.O. Povgorodny, O.S. Budanova
TASK SOLVING ORGANIZATION OF THE INVERSE THERMOELASTICITY PROBLEM FOR A RECTANGULAR PLATES 28

M.S. Mykhailov, H.E. Tolochyants, V.V. Oglikh, E.K. Mahdin
CALCULATION INTRABALLISTIC CHARACTERISTICS SMALL SIZE SOLID PROPELANT ROCKET MOTOR (SRM) 34

V.V. Loginov, S.V. Dmytriyev, E.A. Ukrainets, P.A. Glushchenko
ANALYSIS OF METHODS OF IMPROVING FUEL EFFICIENCY OF TRUNK-ROUTE AIRCRAFT 42

A.N. Kovalenko, Y.V. Blishun
THE EXPERIMENTAL RESEARCH OF LOW THRUST LRE WITH OF 400N THRUST IN-CHAMBER PROCESS FORMED BY A GAS SCREEN 49

Yu.A. Zhulay, O.D. Nikolayev, N.A. Dzoz
COMPUTATION OF THE LONGITUDINAL VIBRATION ACCELERATIONS OF THE DRILLING STRING WITH CAVITATION HYDROVIBRATOR 55

S.V. Yenchev
DYNAMIC OPTIMIZATION OF THE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF AN AVIATION GAS TURBINE ENGINE 64

Douaissia Omar Hadj Aissa, T.P. Mykhailenko, O.Y. Lysytsia, I.I. Petukhov
NUMERICAL INVESTIGATION OF THERMAL AND HYDRAULIC PROCESSES IN THE GTE BEARING CHAMBER 70

D.Y. Holovin, S.A. Kuda, D.A. Lomskoy
THE MATHEMATICAL MODEL OF THE CIRCULATION CHILLDOWN SYSTEM OF THE CRYOGENIC PROPULSION SYSTEM 77

I.V. Biblik
PREDICTION OF THE FATIGUE STRENGTH OF SURFACE STRENGTHENED MATERIALS BASED ON NEURAL NETWORK MODELING 82

V.V. Nerubaskiy
FROM THE PAST - TO THE FUTURE. ON THE HISTORY OF AVIATION ENGINE DEVELOPMENT 87

STRUCTURES AND STRENGTG

O.M. Babenko, T.I. Pribora
RESEARCH ANALYSIS OF THE FIRST STAGE LOW PRESSURE COMPRESSOR ROTOR BLADE, FREQUENCY AND FORMS OF OWN VIBRATIONS 91

O.M. Shcherbakov, D.O. Tkachenko, S.M. Ushakov, A.M. Pereiaslavskyi, S.V. Efremov
EXPERIMENTAL STUDY OF THERMAL STATE OF POWER UNIT OF GAS TURBINE DRIVEN COMPRESSOR PACKAGE AT THE COMPRESSOR STATION 99

O.L. Morhaliuk, M.Yu. Titov, A.V. Loyan
SOLENOID VALVE DESIGN OPTIMISATION 108

P.Sh. Abdullayev, A.S. Samedov
TO THE QUESTION OF PROFILING OF THE LPRE NOZZLE 113

O.P. Badun
THE PROBLEMS OF USING SLIDING BEARINGS AS TPU ROTOR SUPPORTS OF LRE 119

B.F. Zajtsev, A.V. Asaenok, T.V. Protasova, D.V. Klimenko, D.V. Akimov, V. N. Sirenko
DYNAMIC STRESSED-DEFORMED STATE OF A COMPOSITE DOME WHEN SEPARATING FROM A ROCKET 129

R.V. Mykhalchyshyn, V.I. Roshko
FEATURES OF SUPPLY PNEUMATIC AND HYDRAULIC SYSTEMS WHEN «OXYGEN-METHANE» CRYOGENIC PROPELLANT COMPONENTS ARE USED 136

Yu.A. Nazarenko, S.M. Stepanenko, V.H. Kharchenko
THE EFFECTIVENESS ASSESSMENT OF THE AIRCRAFT ENGINE DESIGN PROCESS 143

V.V. Pokrovsky, V.G. Sydiachenko, V.N. Ezhov, I.A. Petrik, A.V. Mikhaylyutenko, Yu.G. Romanenko
EFFECT OF OPERATING AND CONSTRUCTION FACTORS ON THE FATIGUE CRACK GROWTH RATE IN THE HEAT-RESISTANT NICKEL ALLOY OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER CASIN 148

K.I. Semenov, A.K. Kopiyka
HYBRID ROCKET ENGINE 154

R.Yu. Shakal, Yu.V. Yakushev, S.B. Reznik, S.B. Boris, R.P. Pridorozhnyy
DEVELOPMENT OF COOLED TUBE SHOULDER WITH INSERVICE COOLING SYSTEM 159

O.V. Sheremetyev
ABOUT THE CULCULATION OF POLYCOMPONENT LOADING AT THE PROVIDING STRENGTH RELIABILITY OF THE AVIATION GTE COMPONENTS 164

TECHNOLOGY OF PRODUCTION AND MAINTENANCE

V.D. Sotnikov, V.V. Trejtyak, S.V. Hudyakov, N.F. Savchenko
DEVELOPMENT AND ANALYSIS OF COMPLEX DETAIL OF GROUP PRODUCTION 170

STRUCTURAL MATERIALS

A.O. Krasnikov, Y.I. Torba, A.E. Zanin, R.R. Klimik
CHECK OF WEARPROOF AND ABRADABLE SEALING COATINGS 179

G.A. Frolov, Yu.I. Yevdokimenko, V.M. Kysil, S.V. Butchakov
TEST RESULTS OF DIBORIDE ZIRCONIUM COATINGSON CARBON-CARBON SUBSTRATES FOR THERMALPROTECTION OF ROCKET-SPACE EQUIPMENT PRODUCTS 186

N.A. Lysenko, V.V. Klochihin, V.V. Naumik
THE STRUCTURE AND PROPERTIES OF LOW-CARBON NICKEL ALLOY SINGLE-CRISTAL CASTINGS 196

УДК 621.646.42: 621.05: 621.016

Шевченко С. А. канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела агрегатов автоматики ЖРД Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Конох В. И. канд. техн. наук, начальник отдела агрегатов автоматики ЖРД, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoe.com;

Митиков Ю. А. канд. техн. наук, доц., заведующий кафедрой ракетных двигателей Днепровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: mitikov2017@gmail.com;

Григорьев А. Л. проф., д-р техн. наук, проф. кафедры высшей математики НТУ «Харьковский политехнический институт», Украина, e-mail: kpi.mmtt@gmail.com.

ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ГАЗООБРАЗНОГО РАБОЧЕГО ТЕЛА В АГРЕГАТАХ АВТОМАТИКИ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Для агрегатов пневмоавтоматики ракетной техники определена область изменения параметров рабочего тела и сформулированы требования к уравнению состояния реального газа, пригодному для динамических расчетов этих агрегатов. Выбрана ортометрическая форма искомого уравнения и получены значения его настроечных коэффициентов. Приведены формулы для расчета термодинамических и калорических функций, определена погрешность модели. Получено уточненное уравнение сжимаемости реального газа в полости. Указаны направления дальнейшего развития модели и её практических приложений.

Ключевые слова: *агрегат пневмоавтоматики, ЖРД многократного включения, газодинамический расчет, реальный газ, уравнение состояния, фактор сжимаемости.*

Введение и постановка задачи

При разработке сложных газодинамических систем, применяемых в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), а также пневмоагрегатов ракеты-носителя, выполняют математическое моделирование их динамических характеристик. Современный уровень компьютеризации научных исследований позволяет существенно уточнить математические модели этих процессов и повысить качество и достоверность получаемых результатов. Для чего необходимо пересмотреть и модернизировать некоторые теоретические положения (например, описывающие свойства газообразного рабочего тела), которые более 50-ти лет назад были положены в основу расчетов и, за редкими исключениями [1,2], используются до сих пор. В первую очередь это касается изменения уравнения для описания состояния газа, откуда будут вытекать его уточненные термодинамические свойства, учитываемые в расчетах.

Область рабочих параметров газа, используемого в агрегатах автоматики ракетной техники, показана на рис.1; ее верхняя граница очерчена изохорой и адиабатой, которые моделируют медленное остывание и быстрый выпуск газа из шаробаллонов, а в точке стыка давление газа достигает 34 МПа. Специалистам известно, что при таких давлениях фактор сжимаемости газа уточняет плотность на 10 – 20%, поэтому дальнейшее игнорирование этого фактора при динамических расчетах (возможно и допустимое в моделях первого приближения) априори порождает недоверие к их результатам.

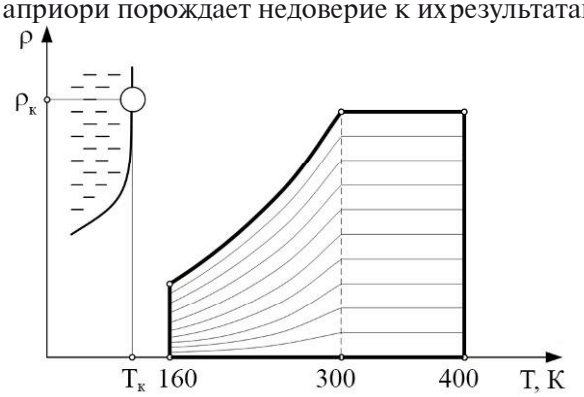


Рис. 1. Область изменения рабочих параметров газа

Уравнение состояния реального газа, которое решит обозначенную проблему, должно обладать высокой точностью и низкой сложностью (на уровне известных уравнений Битти

© Шевченко С.А., Конох В.И., Митиков Ю.А., Григорьев А.Л., 2018

– Бриджмена [3] или Новикова – Вукаловича [4]). Погрешность расчета давления в области рабочих параметров не должна превышать 0,1%, что выше возможностей моделей [3,4]. Кроме того, уравнение состояния должно выполняться для всех газов, перечисленных в табл. 1.

Таблица 1. Основные физические константы газа и параметры критической точки

Газ	k	R, Дж/(кг·К)	$\rho_к$, кг/м^3	$T_к$, К
Азот	1,4	296,8	313,1	126,2
Аргон	1,667	208,1	535,7	150,7
Гелий	1,667	2078	69,64	5,19
Кислород	1,4	259,8	436,2	154,6
Воздух	1,4025	287,1	316,5	132,5

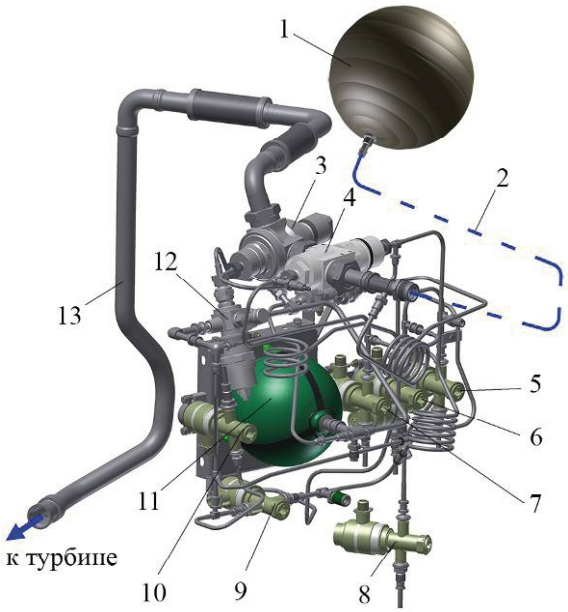


Рис. 2. Пневмосистема запуска ЖРД:
1, 11– баллоны; 2, 13 – входной и выходной трубопроводы; 3, 12 – регуляторы давления; 4 – пневмоклапан; 5 – 10 – электропневмоклапаны

В качестве рабочего тела, применяемого для управления пневматическими клапанами в ракетной технике, в основном, используется гелий, поскольку он имеет высокую скорость звука (порядка 1000 м/с) и обеспечивает минимальную продолжительность переходных процессов после включения или выключения электромагнитных клапанов [5]. На рис. 2, для примера, показана схема системы запуска ЖРД многократного включения, устанавливаемого на верхние ступени ракет-носителей. Шаробаллон 11 пневмоблока управления заправлен гелием, а для раскрутки турбонасосного агрегата, может применяться гелий или азот, закачанный в шаробаллон 1.

В двигателях малой тяги газореактивных систем стабилизации и ориентации космических летательных аппаратов для создания импульса и/или момента импульса, используется сжатый аргон. В системах зажигания некоторых ЖРД производят подачу сжатого газообразного кислорода, который, как и аргон, сохраняется в своих баллонах. Основные физические параметры используемых тел – газовые постоянные R, показатели адиабаты k, критические температуры $T_к$ и плотности $\rho_к$ – указаны в табл. 1; критическая температура располагается ниже температур рабочего цикла, что является необходимым условием штатной работы пневмосистемы. По этой и другим причинам иные газы, а также газовые смеси не применяются.

При лабораторных исследованиях разрабатываемых агрегатов используют сжатый воздух, поэтому его параметры также включены в табл. 1.

Анализ известных уравнений состояния газа

Если газ имеет низкую плотность $\rho << \rho_к$, то он находится в так называемом идеальном газовом состоянии и его термодинамические свойства описываются уравнением Клапейрона

$$p = \rho R T,$$

связывающим давление p, плотность ρ и температуру T, а также формулами Майера для удельных теплоемкостей

$$c_v = R/(k-1); \quad c_p = k \cdot R/(k-1),$$

и простейшим равенством для энтальпии

$$h = c_p \cdot T.$$

Индивидуальные особенности газа передаются в модель значениями первых двух констант из табл. 1, а его уравнения остаются неизменными, что позволяет использовать единый подход к моделированию любого газообразного тела.

В работе [6] представлена замкнутая дискретно-континуальная модель системы, показанной на рис. 2. В ней моделируются колебания параметров газа в 8-ми трубопроводах, для чего используются уравнения одномерной газовой динамики, и изменения давления и температуры газа в 20-ти полостях. Параметры сжатого гелия, используемого в качестве рабочего тела пневмосистемы, описываются уравнением состояния идеального газа.

В работе [7] выполнено уточнение этой модели, вызванное необходимостью учесть фактор z сжимаемости гелия, используемый в уравнении

$$p = z \rho R T.$$

Показано, что в области рабочих режимов этой системы условие $\rho << \rho_к$ не выполняется, а в некоторых полостях (напр., в шаробаллонах) максимальная плотность достигает величины $0,7\rho_к$. В результате фактор z изменяется здесь в пределах 1 ...1,2, что влияет на динамические характеристики.

Для гелия во всех полостях системы выполняется условие $T>>T_к$, то есть, газ находится в высокотемпературной области. Поэтому для моделирования его свойств использована простейшая модель реального газа (модель Абеля), у которой

$$z = 1/(1-c_2\rho) = 1 + b_2\, p/T, \quad h = c_p T + c_2 p,$$

$$b_2 = c_2/R, \quad c_2 = 0,002862 \text{ м}^3/\text{кг},$$

а уравнение состояния газа имеет вид:

$$p/\rho = R\,T + b_2\,R\,p.$$

В [7] получены простые формулы для вычисления скорости звука a в трубопроводе и расхода $\dot{m}_{i,j}$ газа через дроссели, учитывающие изменение фактора сжимаемости. В уравнении сжимаемости газа для i-той полости, имеющей объем V_i, уточнен модуль сжимаемости и формула для потока энергии при обмене массы:

$$\frac{V_i\,\dot{p}_i}{k\,z_i\,p_i} = -\dot{V}_i - R\sum\nolimits_j\left[\frac{b_2}{k} + \frac{\sigma_{i,j}}{p_i}\right]\cdot\dot{m}_{i,j} - \frac{(k-1)}{k\,p_i}\cdot\dot{Q}_i; \quad (1)$$

$$\sigma_{i,j} = \begin{cases} T_i + b_2(1-1/k)\,p_i, & \dot{m}_{i,j} > 0; \\ T_j + b_2(1-1/k)\,p_j, & \dot{m}_{i,j} \le 0, \end{cases}$$

$\dot{Q}_i$ – поток тепла, уходящий в стенки полости. В уравнении неразрывности

$$\dot{m}_i = -\sum\nolimits_j \dot{m}_{i,j} \quad (2)$$

поток массы $\dot{m}_{i,j}$ вычисляется с учетом поправок к формулам Сен-Венана. Температура находится из замыкающего уравнения

$$zT = T + b_2\,p = p/(R\rho), \quad (3)$$

которое для этой модели оказывается линейным.

Заметим, что температуру можно получать иначе, интегрируя уравнение сохранения энергии, а из (3) находить давление. Но такой путь не используется по следующим причинам:

– он затрудняет применение метода инвариантов для расчета трубопроводов;

– для трубопроводов малого сечения уравнение для энергии заменено формулами изотермы;

– уравнение сжимаемости считается более надежным, а его решение непосредственно контролируется в эксперименте.

К сожалению, для других газов из табл. 1 условие $T>>T_к$ не выполняется, и модель Абеля имеет недопустимо высокую погрешность. В то же время, максимальная относительная плотность $\rho/\rho_к$ здесь больше, чем для гелия, и достигает 1.

Для этих газов точнее оказывается модель Ван-дер-Ваальса [8], где зависимость фактора сжимаемости от плотности и температуры имеет вид:

$$z = 1/(1-c_2\rho) - a_2\,\rho/T.$$

Константы c_2 и a_2 выражаются через параметры критической точки (табл.1), поэтому использование уравнений Ван-дер-Ваальса стало бы удачным решением проблемы. Однако и для этой модели при плотностях $\rho \approx \rho_к$ наблюдаются заметные отклонения результатов от табличных значений, приведенных в монографиях [9–13]; кроме того, у газа Ван-дер-Ваальса теплоемкость c_v не зависит от давления, а у реальных газов из табл. 1 – зависит.

В [9–13] кроме таблиц, описывающих термодинамические свойства, приведены так называемые вириальные уравнения реального газа в форме

$$z = 1 + \sum_{i=1,2,..} B_i(T)\rho^i = 1 + \sum_{i=1,2,..}\ \sum_{j=0,1,..} b_{i,j}\,\rho^i T^{-j}, \quad (4)$$

Эти уравнения аппроксимируют экспериментальные данные в широком диапазоне изменения параметров, включающем область на рис. 1. Но их суммы содержат порядка 50-ти слагаемых, и сократить это число, без серьезной потери точности, невозможно. Замыкающее уравнение для температуры T уже не линейное, как (3), а имеет высокую степень (от 5-й для аргона до 7-й для азота и воздуха), и его решение трудоемко. Поэтому использование вириальных уравнений в расчете переходных процессов признано нерациональным.

Анализ этих и многих других моделей реального газа выявил общую закономерность – они составлялись для областей, которые в координатах $p-T$ или $\rho-T$ имели прямоугольную форму. Если двигаться по верхней границе такого прямоугольника, то при уменьшении температуры энтропия падает, а параметры газа приближаются к критическим значениям и, чтобы обеспечить высокую точность, приходится усложнять уравнение состояния.

Рабочее тело агрегатов автоматики в процессе расходования газа из шаробаллонов сохраня-

ет (а при заметном теплообмене со стенками – увеличивает) начальную энтропию $s_н$, которая для всех газов выше энтропии критической точки. В результате адиабата верхней границы области на рис. 1 далее проходит значительно ниже критической точки.

Следовательно, привлекать известные модели для решения рассматриваемой проблемы нецелесообразно, а необходимо разработать новую модель реального газа, которая наилучшим образом учтет эти особенности. Эту новую модель авторы статьи назвали ортометрическим высокоэнтропийным газообразным телом, а его уравнение состояния (сокращенно) – ОГТ-уравнением. Если окажется, что среди 10-ти тысяч предложенных ранее уравнений состояния реального газа отыщется его полная копия, то название придется изменить, но это не повлияет на практическую значимость предлагаемого решения.

Ортометрическое уравнение состояния реального газа

Термин ортометрическое состояние газа в начале 20-го века в термодинамику ввел А.И. Бачинский [14]. Под ортометрическими он понимал такие сочетания температуры и плотности, для которых фактор сжимаемости z равен 1.

На термодинамической поверхности графика функции $z = f(\rho, T)$ условию $z = 1$ (что очевидно) удовлетворяет прямая линия $\rho = 0$, которая соответствует идеальному газовому состоянию. А также, что неочевидно, но является твердо установленным научным фактом, отвечает прямая линия (рис.3)

$$\rho / \rho_b + T / T_b = 1, \qquad (5)$$

где T_b – это температура Бойля, а плотность ρ_b назовем плотностью Бойля. Их величины приведены в табл. 2; там же даны значения связанного с ними давления $p_b = R\rho_b T_b$ и температуры инверсии $T_и$.

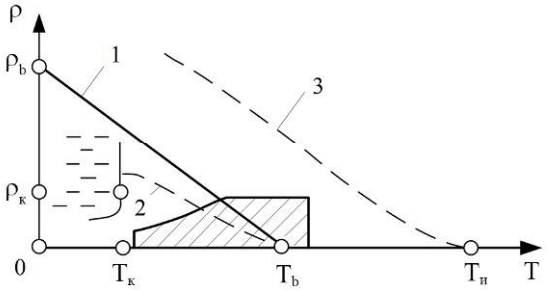


Рис. 3. «Идеальные кривые» термодинамической поверхности: 1 – идеального газа ($z = 1$), 2 – Бойля ($z'_\rho = 0$), 3 – Джоуля-Томсона ($h'_\rho = 0$)

Газ, отвечающий условию (5), Бачинский называл ортометриком, а его уравнение состояния относил к вандерваальсовскому типу, поскольку газ Ван-дер-Ваальса оказался простейшим ортометриком. Все газы табл. 1 являются ортометриками. Фактор сжимаемости любого газа-ортометрика описывается формулой

$$z = 1 + \psi(\rho, T) \cdot \rho \cdot \left(\rho / \rho_b + T / T_b - 1\right), \qquad (6)$$

где функция $\psi(\rho, T)$ учитывает индивидуальные особенности газа и может быть определена при обработке результатов эксперимента.

Таблица 2. Ортометрические масштабы и температура инверсии

Газ	T_b, К	ρ_b, кг/м^3	p_b, МПа	$T_и$, К
Азот	325,2	1130	109,1	611,1
Аргон	408,2	1870	158,9	746,1
Гелий	24,21	211,8	10,65	48,4
Кислород	407,0	1549	163,8	786,6
Воздух	342,1	1215	119,3	642,8

Действуя подобным образом, Бачинский получил уравнения состояния для изопентана и этилоксида. Вид функций $\psi(\rho, T)$ оказался различным, и нами не использовался.Получить однотипное уравнение состояния для какого-либо класса газов он не мог, потому что в его время отсутствовал необходимый для этого экспериментальный материал.

Прямую ортометрических состояний, по аналогии с кривыми Бойля, Джоуля-Томсона и др.(рис.3), сейчас принято называть кривой идеального газа, но её отклонения от прямой линии в экспериментах обнаружено не было. Авторы [13] считают, что её прямолинейность является следствием физического закона, который ещё предстоит открыть.

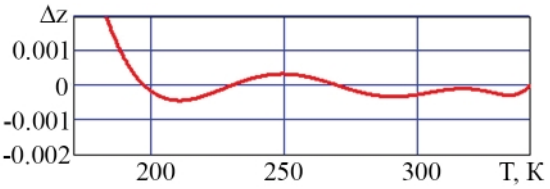


Рис. 4. Погрешность аппроксимации кривой идеального газа вириальными уравнениями [10] для воздуха, %

Что касается вириальных уравнений (4) из работ [9–13], то для них это условие выполняется приближенно, что проиллюстрировано на рис. 4. Более того, для азота, кислорода и воздуха вириальные коэффициенты $B_2(T)$ при температуре $T = T_b$ оказываются отри-

цательными. Что противоречит требованиям [15], вытекающим из физического смысла этих коэффициентов, и затрудняет анализ.

В работе [13] была отмечена дифференциальная связь между вириальными коэффициентами в окрестности температуры Бойля:

$$B_j(T) \approx B_1^{(j-1)}(T) \cdot (T_b / \rho_b)^{j-1} / (j-1)!, \quad j = 2,3,\ldots . \quad (7)$$

Последовательная реализация этой идеи приводит к приближенной замене термодинамической поверхности

$$\psi(\rho, T) = (z(\rho, T) - 1) / \rho$$

линейчатой поверхностью и получению равенства

$$z = 1 + \rho B_1(T + T_b \cdot \rho / \rho_b) . \quad (8)$$

Отметим, что формула (8) являлась частным случаем (6), и при надежных значениях вириального коэффициента $B_1(T)$ открывала дорогу к созданию искомого уравнения состояния газа. Однако проверка равенств (7) и (8) при использовании данных из работ [9–13] развеяла эти надежды. Равенство (7) даже при значении $j = 2$ выполняется с большой погрешностью, а формула (8) хорошо приближает табличные данные лишь в малой окрестности кривой идеального газа. Причем, лучшей оказалась линейчатая аппроксимация поверхности для аргона, где этому в [13] дано теоретическое обоснование.

Причина неудачи кроется в погрешностях эмпирических вириальных уравнений, полученных в [9–13] методом наименьших квадратов, а также в изменении наклона линий уровня функции $\psi(\rho, T)$ (рис. 5), что в равенстве (8) не учитывается.

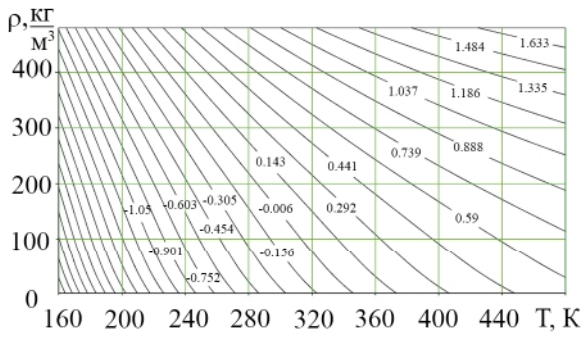


Рис. 5. Линии уровня термодинамической поверхности $\psi(\rho, T)$ для вириального уравнения воздуха [10]

В монографии [13] и ряде других работ выдвигалась гипотеза, что если выбрать в качестве масштабных значений концевые точки кривой идеального газа и перейти к безразмерным величинам

$$\omega = \rho / \rho_b, \ \theta = T_b / T, \ \pi_b = p / p_b$$

для плотности, температуры и давления, то уравнения состояния многих газов, окажутся одинаковыми. Но это предположение в точности выполняется лишь для газов Ван-дер-Ваальса, которые получают в новых (бойлевых) координатах уравнение

$$z = 1 / (1 - \omega) - \omega\theta ;$$

или, в ортометрической форме:

$$z = 1 + \frac{1}{1-\omega} \cdot \omega \left(1 - \theta \cdot (1 - \omega)\right). \quad (9)$$

На рис. 6 показано, как выглядят графики вириальных коэффициентов $B_1(\theta)$, которые описывают сечение $\omega = 0$ поверхности функции

$$\psi(\omega, \theta) = (z(\omega, \theta) - 1) / \omega ,$$

определяющей отклонения газа от идеального состояния. А на рис. 7 приведены графики функций

$$\Omega_1 = (z(\omega, 1) - 1) / \omega^2 ,$$

которые отвечают сечению $T = T_b$ термодинамической поверхности для азота, аргона, кислорода и воздуха. Как видим, полного совпадения нет, но для промежутка $\omega \in (0,07;\ 0,3)$ на рис. 7 различия нивелируются за счет выбора индивидуальной константы d, определяющей вертикальное смещение графиков, а для значений $\omega < 0,07$ при расчете фактора сжимаемости они несущественны, поскольку здесь $\Omega_1 \cdot \omega^2 \approx 0$ и $z(\omega, 1) \approx 1$. После совмещения кривых они были аппроксимированы зависимостью

$$y = c / (1 - c \cdot \omega) ,$$

которая обобщает функцию

$$y = 1 / (1 - \omega) ,$$

используемую в (9), и, при условии $\theta \to 0$ обеспечивает ту же асимптотику, что модель Абеля.

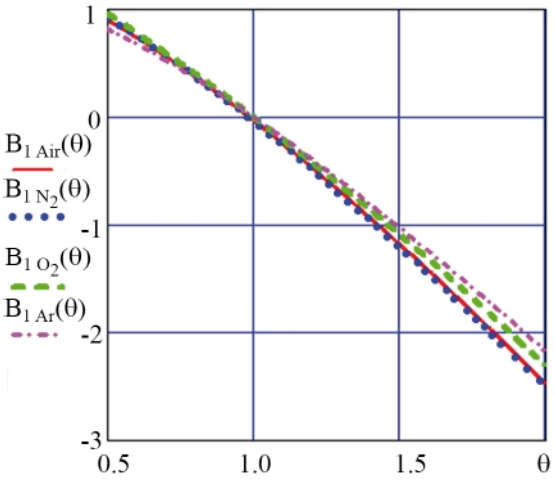


Рис. 6. Графики вириального коэффициента B_1 для воздуха, азота, кислорода и аргона

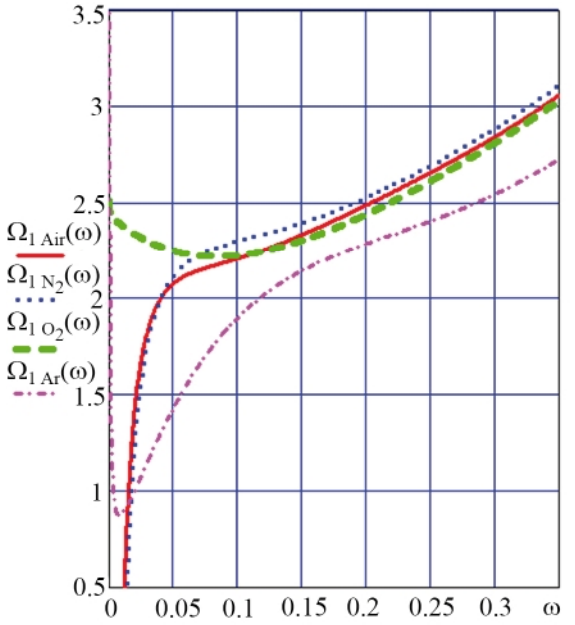


Рис. 7. Сечения $T = T_b$ термодинамической поверхности для воздуха, азота, кислорода и аргона

Значения констант d и c приведены в табл. 3; оказалось, что для 4-х газов константа $c = 1{,}278$. Там же дано значение c', соответствующее пересчету c на критическую плотность. Для воздуха $c' = 1/3$, что полностью соответствует теории газа Ван-дер-Ваальса, но у остальных газов $c' \neq 1/3$.

Перейдем в (6) к бойлевым координатам:

$$z = 1 + \psi_b(\omega, \theta)\,\omega\left(1 - \theta\cdot(1-\omega)\right),$$

где, как следует из предыдущего,

$$\psi_b(\omega, 1) = c/(1 - c\,\omega) + d\,.$$

Опираясь на этот результат и известные температуры инверсии $T_и$, соответствующие корню уравнения

$$B_1'(\theta) + B_1(\theta) = 0\,,$$

для всех графиков, показанных на рис. 6, удалось получить однотипную аппроксимацию

$$B_1(\theta) \approx (c + d\cdot\theta^{\gamma})\cdot(1-\theta), \quad \theta \in (0.5;\, 2)\,,$$

где константа $\gamma = 0{,}45$.

Это означает, что искомое ортометрическое уравнение состояния газа имеет вид:

$$z = 1 + \left[\frac{c}{1 - c\,\omega} + d\,\theta^{\gamma}\right]\omega\left(1 - \theta(1-\omega)\right). \qquad (10)$$

Чтобы упростить решение замыкающего уравнения, в (10) выполнена приближенная замена:

$$\theta^{\gamma} \approx \gamma\cdot\theta + 1 - \gamma\,. \qquad (11)$$

Тестирование уравнения (10) далее проводилось с использованием поправки (11); она же рекомендуется для практического применения модели.

Константы для уравнения гелия-НТ (в области T < 50 K) приведены в табл. 3 для сравнения результатов и обобщений; в агрегатах автоматики такие температуры не реализуются. Аналогичное уравнение получено для гелия-ВТ в высокотемпературной области (T > 100 K); его константы также даны в табл. 3.

Таблица 3. Константы ортометрической модели

Газ	c	c′	d	γ
Азот	1,278	0,354	0,80	0,45
Аргон	1,278	0,366	0,50	0,45
Кислород	1,278	0,360	0,67	0,45
Воздух	1,278	0,333	0,75	0,45
Гелий-НТ	0,578	0,19	0,40	0
Гелий-ВТ	0,578	0,19	1,00	1,00

Сравнивая результаты, отмечаем, что у гелия в интервале температур 50...100 K происходит перестройка значений аппроксимирующих коэффициентов d, γ, которые моделируют эффекты ассоциации атомов (образование и распад короткоживущих димеров [15]). Коэффициент c, определяющий размер силового поля отдельного атома, не изменяется.

Аналогичная перестройка модели происходит и с другими газами из табл. 1 при T > 600...700 K, поэтому распространять полученные результаты на их высокотемпературную область не следует.

Термодинамические функции газа

Для гелия и аргона теплоемкости c_{v0}, c_{p0} в идеальном газовом состоянии не зависят от температуры, а для азота, кислорода и воздуха в области T = 160...360 K эта зависимость

слабая, и ею можно пренебречь. В результате известные формулы [16] для расчета удельных теплоемкостей c_v, c_p и энтальпии h упрощаются и принимают вид:

$$c_v = R \cdot \left[\frac{1}{k-1} + \int_0^{\omega} \theta^2 \cdot \frac{\partial^2 z}{\partial \theta^2} \cdot \frac{d\omega}{\omega} \right];$$

$$c_p = c_v + R \cdot \left[z_\theta^2 / z_\omega \right];$$

$$h = h_0^{\,0} + c_{p0} T + (z-1)RT + RT_b \int_0^{\omega} \frac{\partial z}{\partial \theta} \cdot \frac{d\omega}{\omega},$$

где $z_\theta = z - \theta \cdot \partial z / \partial \theta$; $z_\omega = z + \omega \cdot \partial z / \partial \omega$;

$h_0^{\,0}$ – теплота сублимации;

$c_{p0} = k \cdot R / (k-1)$.

Для удобства интегрирования и дифференцирования равенство (10) привели к виду

$$z = \frac{1 - \frac{c-1}{c} \cdot \theta}{1 - c \cdot \omega} + \frac{c-1}{c} \cdot \theta - \omega \cdot \theta + \\ + d \cdot \omega \cdot (\gamma \cdot \theta + 1 - \gamma)(1 - \theta + \omega \cdot \theta),$$

откуда $z_\theta = \frac{1}{1-c\omega} + d\omega \cdot \left[\gamma \theta^2 (1-\omega) + 1 - \gamma \right];$

$$z_\omega = 1 - \frac{(c-1) \cdot (2 - c\,\omega)}{(1 - c\,\omega)^2} - 2\theta\,\omega - \\ - d\,\omega\,(\gamma\theta + 1 - \gamma) \cdot (2\omega - 2 - 3\theta\,\omega);$$

$$\int_0^{\omega} \theta^2 \cdot \frac{\partial^2 z}{\partial \theta^2} \cdot \frac{d\omega}{\omega} = 2\gamma\, d\, \theta^2 \omega \cdot (1 - \omega/2);$$

$$\int_0^{\omega} \frac{\partial z}{\partial \theta} \cdot \frac{d\omega}{\omega} = \frac{c-1}{c} \cdot \ln \frac{1}{1-c\omega} - \omega - \\ - d\omega \cdot \left[(1 - \omega/2) \cdot (2\gamma\,\theta + 1 - \gamma) - \gamma \right].$$

Заметим, что в модели гелия-ВТ коэффициенты $d, \gamma = 1$, и результаты значительно упрощаются.

Отсюда же были получены рабочие формулы для расчета скорости звука a,

$$a = \sqrt{z_\omega (c_p / c_v) RT};$$

и двух показателей адиабаты реального газа [17]:

$$k_\rho = \frac{c_p}{c_v} \cdot \frac{z_\omega}{z}; \; k_T = \frac{(c_p / c_v) z_\theta}{z + (c_p / c_v)(z_\theta - z)}.$$

Эти показатели для идеального газа одинаковы и равняются k, а для реального газа они различны и удовлетворяют двум, разным по форме, дифференциальным уравнениям адиабаты:

$$\frac{d\rho}{\rho} = \frac{1}{k_\rho} \cdot \frac{dp}{p}; \quad \frac{dT}{T} = \frac{k_T - 1}{k_T} \cdot \frac{dp}{p}.$$

Для области рабочих параметров газа показатель k_ρ изменяется в широких пределах, и его изменение нужно учитывать. А показатель k_T отклоняется от значения k не более, чем на 2% (для гелия – на 0,4%), и этим можно пренебречь. По этой причине для расчета расхода газа через дроссель при критических перепадах давления можно воспользоваться теорией, описанной в [7], и сохранить общую с работой [1] рекомендацию о внесении в формулу Сен-Венана поправочного множителя вида $1/\sqrt{z}$. Эту же поправку, учитывая известные погрешности коэффициентов расхода, допустимо применять в случае некритических перепадов давления.

Погрешности модели

Для тестирования ОГТ-уравнения его термодинамические функции сравнивались с табличными данными из [9–12], для аргона – из [18], которые определяли стандарты СССР и США. Средние (по модулю) относительные отклонения фактора сжимаемости δz, удельной энтальпии δh и скорости звука δa вычислялись для 200-т точек из области рабочих параметров, размещенных на 10-ти ломаных линиях (рис. 1). Результаты приведены в табл. 4.

Таблица 4. Средние отклонения от стандартных значений, %

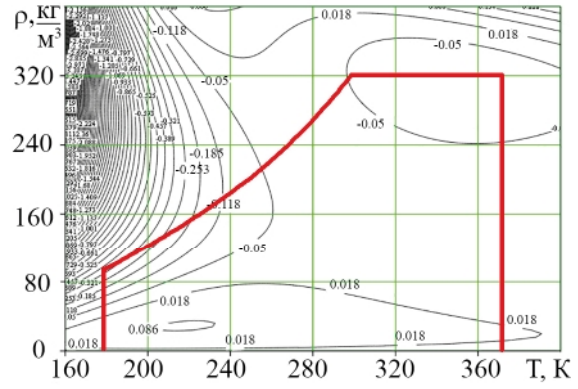
Газ	δz	δh	δa
Азот	0,068	0,054	0,125
Аргон	0,156	0,233	0,157
Кислород	0,091	0,059	0,233
Воздух	0,067	0,040	0,082
Гелий	0,032	0,041	0,057

Кроме средних значений контролировались максимальные отклонения, которые оказались столь же малы, как и средние. Характер изменения погрешности z для азота и гелия показан на рис. 8. На линии уровня наложена граница области рабочих параметров. В пределах этой области отклонения не превышают $\pm 0{,}1\,\%$, но при малых температурах и высоких плотностях (где энтропия газа существенно ниже значения $s_н$) они велики. Здесь форма линии уровня погрешности близка к графику адиабаты, которая является линией уровня энтропии. Поэтому следует признать, что для сохранения высокой точности модели именно уменьшение энтропии требует усложнения уравнения состояния реального газа.

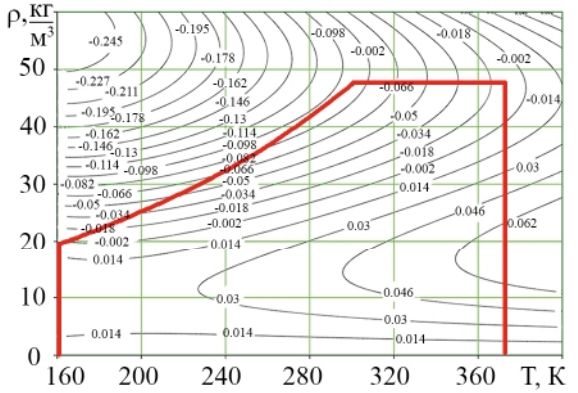
Самые низкие погрешности ОГТ-уравнение продемонстрировало для гелия; по сравнению с моделью Абеля они уменьшились на порядок.

Заметим, что табличные данные имеют свои погрешности, проявившиеся, напр., на рис. 4. Наибольшие погрешности наблюдаются у аргона, что объясняется меньшим объемом экспериментального материала. Но и здесь положение улучшается, и если сравнивать вириальные уравнения [13, 1975 г.] и стандарт США [18, 1999 г.], то расхождение (уверены, что уточнение) результатов, средних для исследуемой области параметров, составило:

$$\delta z = 0,064\ \%,\ \delta h = 0,051\ \%,\quad \delta a = 1,22\ \%.$$



а



б

Рис. 8. Изменение относительной погрешности расчета z, %:
а – для азота; б – для гелия

Следует отметить, что ОГТ-уравнение имеет расчетную критическую точку, в которой давление завышено примерно на 20 %. Этой точке отвечает критический фактор сжимаемости $z_к \approx 0,35$, что на 15 % выше, чем для реального газа, но ниже значения $z_к = 0,375$ для газа Ван-дер-Ваальса. В окрестности критической точки использовать разработанную модель нельзя, но и агрегаты пневмоавтоматики, как правило, не рассчитаны на работу с двухфазным рабочим телом.

Уравнение сжимаемости реального газа

Его формальный вывод использует уравнение состояния и первое начало термодинамики; приведем его основные моменты. Уравнение состояния в дифференциалах имеет вид:

$$\frac{dp}{p} = \frac{z_\omega}{z}\cdot\frac{d\rho}{\rho} + \frac{z_\theta}{z}\cdot\frac{dT}{T},$$

где z_θ / z – изменение термического коэффициента давления, а отношение z_θ / z_ω описывает изменение коэффициента объемного расширения.

На малом промежутке времени любой газодинамический процесс можно рассматривать как результат наложения адиабатического и изохорического процессов. Для адиабаты и изохоры получаем

$$\frac{dp_{ад}}{k_\rho p} = \frac{d\rho}{\rho},\quad \frac{dp_{из}}{k_\rho p} = \frac{z_\theta}{k_\rho z T}\cdot\frac{\Delta h\cdot dm - dQ}{c_v m},$$

где Δh – разность удельных энтальпий между газом в полости и газом малой массы dm, участвующей в обмене; dQ – малая порция тепла, уходящего в стенку; m – масса газа в полости.

Складываем левые и правые части уравнений:

$$\frac{dp}{k_p p} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{z_\theta}{k_p c_v}\cdot\frac{\Delta h\cdot dm - dQ}{zmT}.$$

Анализируя коэффициенты полученного уравнения, замечаем, что

$$zMT = \frac{pV}{R},\quad \frac{d\rho}{\rho} = \frac{dm}{m} - \frac{dV}{V},\quad \frac{z_\theta}{c_v k_\rho} = \frac{k_T - 1}{R k_T},$$

причем допустимо считать, что показатель $k_T = k$. В итоге для i - той полости приходим к равенству

$$\frac{V_i\cdot\dot p_i}{k_{\rho.i}\cdot p_i} = -\dot V_i + \frac{\dot m_i}{\rho_i} - \frac{k-1}{k\cdot p_i}\left(\sum_j \Delta h_{i,j}\cdot\dot m_{i,j} + \dot Q_i\right), \quad (12)$$

которое является обобщением уравнения (1).

При использовании уравнения (12) величину теплоты сублимации h_0^0 в формуле для расчета удельной энтальпии не учитывают, потому что на значение перепада энтальпий $\Delta h_{i,j}$ между i-той и j-той полостью она не влияет.

Решения замыкающих уравнений

В бойлевых координатах давление, плотность и температуру связывает равенство

$$\frac{\pi_b\theta}{\omega} = 1 + \left[\frac{c}{1-c\,\omega} + \gamma d\,\theta + (1-\gamma)d\right]\omega\left(1-\theta(1-\omega)\right). \quad (13)$$

Алгебраическая форма (13) уравнения состояния газа в методе динамического расчета системы используется при формировании начальных условий и при численном интегрировании уравнений.

Начальными условиями для каждой полости являются давление p и температура T, откуда получаем $\pi_b = p/p_b$ и $\theta = T_b/T$, а плотность $\rho = \omega\rho_b$ определяем из уравнения (13). После элементарных преобразований приходим к уравнению

$$A\omega^4 + B\omega^3 + C\omega^2 + D\omega + E = 0 \qquad (14)$$

с известными коэффициентами A, B, C, D, E.

Алгебраическое уравнение (14) решается при использовании процедуры poliroots пакета Mathcad либо в итерационном цикле

$$\omega_0 = 0;\ \omega_{j+1} = -\frac{E + A\omega_j^4 + B\omega_j^3 + C\omega_j^2}{D},\ j = 0,1,2... \ .$$

Для достижения требуемой точности достаточно 10-ти итераций. Поскольку здесь определяются начальные условия, эта задача не влияет на общую трудоемкость метода расчета пневмосистемы.

После очередного шага интегрирования дифференциальных уравнений по бойлевым значениям давления p_b и плотности ω из уравнения (13) находим температуру. Благодаря аппроксимации (11) это уравнение для θ оказывается квадратным, положительный корень отвечает искомой температуре. Простое решение задачи, которое для каждой полости за время моделирования пневмосистемы повторяется миллионы раз, позволяет сохранить малую трудоемкость алгоритма расчета.

Перспективы дальнейших исследований

ОГТ-уравнение и его термодинамические функции используются в ГП «КБ «Южное» при разработке новых агрегатов автоматики ракетной техники; результаты, ценные для науки и практики, будут опубликованы.

Для моделирования условий сверххолодного наддува [2] топливных баков ракеты-носителя типа «Зенит» проводится доработка ортометрического уравнения состояния с целью расширения области его применения.

Третьим перспективным направлением является составление аналогичных уравнений для других газов, и, в первую очередь, учитывая высокую актуальность решения этой задачи, – для метана. Новые научные технологии, разработанные для космоса, обязаны приносить пользу при решении земных проблем.

Выводы

1. Сформирована область изменения параметров рабочего тела для агрегатов пневмоавтоматики и сформулированы требования к уравнению реального газа, пригодному для динамических расчетов.

2. Выполнен анализ известных уравнений состояния реального газа и указаны причины, по которым они не могут использоваться для решения поставленной задачи.

3. Предложено для получения нового уравнения использовать теорию А.И. Бачинского ортометрических состояний газа и бойлевы масштабы изменения его параметров.

4. Выбрана форма искомого уравнения и, при использовании табличных данных, получены значения его коэффициентов. Оказалось, что у азота, аргона, кислорода и воздуха два коэффициента модели (из трех) одинаковы, и этот новый результат дает импульс для развития теории реального газа.

5. Показано, что в области изменения параметров рабочего тела из его уравнения состояния следуют все термодинамические свойства, включая калорические характеристики, и приведены простые формулы для расчета этих функций.

6. Выполнено сопоставление расчетных характеристик газа с табличными данными; средняя и максимальная погрешность не превысила 0,1%.

7. Получено уточненное уравнение сжимаемости реального газа в полости и описаны методы решения замыкающих уравнений для плотности и температуры, которые возникают на этапах формирования начальных условий и при интегрировании уравнений сжимаемости и неразрывности.

Литература

1. Присняков В.Ф. Определение параметров газа при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали [Текст] / В.Ф.Присняков, М.И.Галась, А.И.Логвиненко, В.А.Мосейко // Проблемы высокотемпературной техники. Сб.н.тр. – Днепропетровск, 1981. – С.86 – 94.

2. Митиков Ю.А. Математическое моделирование параметров сверххолодной системы наддува топливного бака с керосином [Текст] / Ю.А.Митиков // Космічна наука і технологія. – 2015.– Т.21.– №5.– С.43 – 47.

3.Beattie J.A.A New Equation of State for Fluids. I.Application to Gaseous Ethyl Ether and Carbon Dioxide [Text] / J.A. Beattie, O.C. Bridgeman // Journal of the American Chemical Society.– 1927.–. vol.49.– C.1665 – 1667.

4. Вукалович М.П. Уравнение состояния

реальных газов [Текст] / М.П. Вукалович, И.И Новиков − М.−Л.: Госэнергоиздат, 1948. − 340 с.

5. Шевченко С.А. Экспериментальное исследование динамических характеристик регулятора давления газа в системе запуска ЖРД многократного включения [Текст] / С.А. Шевченко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. − Харьков: «ХАИ», 2015. Вып. 4(84). − С.49 − 68.

6. Шевченко С.А. Моделирование пневмосистемы запуска ЖРД при учете теплообмена газа со стенками полостей и уточнении сил, действующих на клапаны регуляторов [Текст] / С.А. Шевченко, А.Л. Григорьев, М.С. Степанов // Авиационно-космическая техника и технология. − 2015. − № 7(124). − С.100 − 110.

7. Шевченко С.А. Особенности расчета агрегатов автоматики пневмосистем ракетной техники при учете фактора сжимаемости гелия [Текст] / С.А. Шевченко, Ю.А. Митиков, А.Л. Григорьев // Вестник двигателестроения, 2016 − №2 − С.148 − 159.

8. Кириллин В.А. Техническая термодинамика [Текст] / В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин − М.: Энергоатомиздат, 1983. − 416 с.

9. Сычев В.В. Термодинамические свойства гелия [Текст] / В.В. Сычев, А.А. Вассерман, А.Д. Козлов, Г.А. Спиридонов, В.А. Цымарный. − М.: Изд-во стандартов, 1984. − 320 с.

10. Сычев В.В. Термодинамические свойства воздуха [Текст] / В.В. Сычев, А.А. Вассерман, А.Д. Козлов, Г.А. Спиридонов, В.А. Цымарный. − М.: Изд-во стандартов, 1978. − 276 с.

11. Сычев В.В. Термодинамические свойства кислорода [Текст] / В.В. Сычев, А.А. Вассерман, А.Д. Козлов, Г.А. Спиридонов, В.А. Цымарный. − М.: Изд-во стандартов, 1981. − 304 с.

12. Сычев В.В. Термодинамические свойства азота [Текст] / В.В. Сычев, А.А. Вассерман, А.Д. Козлов, Г.А. Спиридонов, В.А. Цымарный. − М.: Изд-во стандартов, 1977. − 352 с.

13. Рабинович В.А. Теплофизические свойства неона, аргона, криптона и ксенона [Текст] / В.А. Рабинович, А.А. Вассерман, В.И. Недоступ, Л.С. Векслер. − М.: Изд-во стандартов, 1975. − 636 с.

14. Бачинский А.И. Избранные труды [Текст] / А.И. Бачинский. − М.: Изд-во АН СССР, 1960 − 414 с.

15. Мейсон Э., Сперлинг Т. Вириальное уравнение состояния [Текст] / Э. Мейсон., Т. Сперлинг. − М.: Мир, 1972. − 280 с.

16. Шехтман А.М. Газодинамические функции реальных газов: Справочник [Текст] / А.М. Шехтман. − М.: Энергоатомиздат, 1988 − 175 с.

17. Истомин В.А. Показатели изоэнтропы реальногго газа: особенности их применения в термогазодинамике [Текст] / В.А. Истомин // Журнал физической химии, 1998, том 72, №3, С.409 − 415.

18. Tegeler Ch. A New Equation of State for Argon Covering the Fluid Region for Temperatures from the Melting Line to 700 K at Pressures up to 1000 MPa [Text] / Ch. Tegeler, R. Span, W.Wagner // J.Phys.Chem.Ref.Data, 28(3), 1999 − С.779 − 850.

Поступила в редакцию 12.06.2018

С.А. Шевченко, В.І. Конох, Ю.О. Мітіков, О.Л. Григор'єв. Термодинамічні властивості газоподібного робочого тіла в агрегатах автоматики ракетної техніки

Для агрегатів пневмоавтоматики ракетної техніки визначена область зміни параметрів робочого тіла й сформульовані вимоги до рівняння стану реального газу, придатному для динамічних розрахунків цих агрегатів. Обрана ортометрична форма шуканого рівняння й отримані значення його настроювальних коефіцієнтів. Наведено формули для розрахунків термодинамічних і калоричних функцій, визначена похибка моделі. Отримано уточнене рівняння стисливості реального газу в порожнині. Зазначено напрямки подальшого розвитку моделі та її практичного застосування.

Ключові слова: *агрегат пневмоавтоматики, РРД багаторазового включення, газодинамічний розрахунок, реальний газ, рівняння стану, фактор стисливості.*

S.A. Shevchenko, V.I. Konokh, Yu.A. Mitikov, A.L. Grigoriev. Thermodynamic properties of gaseous working medium in automatics units of rocket technology

For the pneumatic automatics units, which are used in sophisticated gas-dynamical systems of rocket technology the area of the working medium parameters variation is determined that are limited by the isochoric, adiabatic, and two isotherms. The requirements to the real gas equation suitable for dynamic calculations of these units are formulated. The analysis of the known equations of real gas state is performed and the reasons why they can't be used to solve the task are indicated. To obtain a new equation, it is proposed to use the theory of orthometric states of gas and boiling scales to measure its parameters.

The form of the target equation is chosen and, using the virial equations and standard tabular data, the values of the three tuning coefficients are obtained. It turned out that for nitrogen, argon, oxygen and air, the two tuning coefficients corresponding to a change in the repulsive force of particles as functions of the density and the change in the attractive force of the particles as a function of the gas temperature are the same, and this new result gives an impetus for the development of the theory of real gas.

Similar equations are obtained for helium in the low-temperature and high-temperature areas. Two coefficients corresponding to the effects of the association of helium atoms for these models are different, and the third determined by the size of the atomic force field is the same.

It is shown that all the thermodynamic properties, including the caloric characteristics, follow from the state equation in the area of changing the working parameters of the gas, and simple formulas for calculating these functions are given. Comparison of calculated gas characteristics with standard tabular data is performed. The average and maximum error for the compressibility factor is from 0.05 to 0.15%.

A refined equation for the compressibility of a real gas in a cavity is obtained. It is shown that, in the field of operating parameters, the isentropic exponent, which connects pressure and temperature, is close to its value for an ideal gas. This made it possible to simplify the compressibility equation and the formula for the mass flow of gas through the throttle. Methods for solving algebraic equations for the density and temperature arising at the phases of formation of initial conditions and at integration of the equations of compressibility and continuity are described. The directions of further development of the model and its practical applications are indicated.

Keywords: *pneumatic control unit, LRE of multiple ignition, gas-dynamic analysis, real gas, equation of state, compressibility factor.*

References

1. Prisnjakov V.F., Galas' M.I., Mosejko V.A., Logvinenko A.I. Opredelenie parametrov gaza pri oporozhnenii emkosti s uchetom szhimaemosti i soprotivlenija magistrali [Determining parameters of the gas during discharge of capacity taking into account the compressibility and resistance lines]. Problemy vysokotemperaturnoj tehniki. Sb. nauch. tr. Dnepropetrovsk, 1981, pp. 86 – 94.

2. Mitikov Ju.A. Matematicheskoe modelirovanie parametrov sverhholodnoj sistemy nadduva toplivnogo baka s kerosinom [Kerosene fuel tank super cold pressurization parameters mathematical modeling]. Kosmichna naukai tekhnolohiya, 2015, vol. 21, no. 5, pp. 43 – 47.

3. Beattie J.A., Vridgeman O.S.A New Equation of State for Fluids. I. Application to Gaseous Ethyl Ether and Carbon Dioxide. Journal of the American Chemical Society, 1927, vol. 49, pp. 1665 – 1667.

4. Vukalovich M.P., Novikov I.I. Uravnenie sostoyaniyareal'nykh gazov [The equation of state for real gases]. Moscow–Leningrad, Gosenergoizdat Publ., 1948. 340 p.

5. Shevchenko S.A. Eksperimental'noe issledovanie dinamicheskikh kharakteristik regulyatora davleniyagazav sisteme zapuska ZhRD mnogokratnogo vklyucheniya [Experimental research and adjustment of dynamic characteristics of the gas pressure regulator for startup system of the multiple run LRE]. Voprosy proektirovaniya i proizvodstva konstruktsii letatel'nykh apparatov. Sb. nauch. tr. Kharkiv, Nac. Aerokosm. Un-t «KhAI» Publ., 2015, no. 4 (84), pp. 49 – 68.

6. Shevchenko S.A., Grigor'ev A.L., Stepanov M.S. Modelirovanie pnevmosistemy zapuska ZhRD pri uchete teploobmena gaza so stenkami polostej i utochnenii sil, dejstvujushhih na klapany reguljatorov [Modelling of the LRE pneumatic starting system at taking into account the heat exchange between gas and cavity walls, as well as refinement of the forces acting on the regulator poppets]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 2015, no. 7(124), pp. 100 – 110.

7. Shevchenko S.A., Mitikov Yu.A., Grigor'ev A.L. Osobennosti rascheta agregatov avtomatiki pnevmosistem raketnoi tekhniki pri uchete faktora szhimaemosti geliya [Specificity of control units of rocketry pneumatic systems analysis with allowance for the helium compressibility factor]. Vestnik dvigatelestroeniya, 2016, no. 2, pp. 148 – 159.

8. Kirillin V.A., Sychev V.V., Shejndlin A.E. Tehnicheskaja termodinamika [Engineering thermodynamics]. Moscow, Jenergoatomizdat Publ., 1983. 416 p.

9. Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A. Termodinamicheskie svojstvagelija [Thermodynamic properties of helium]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 1984. 320 p.

10. Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A.

Termodinamicheskie svojstva vozdukha [Thermodynamic properties of air]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 1978.276 p.

11.Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A. Termodinamicheskie svojstvakisloroda[Thermodynamic properties of oxygen]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 1981.304 p.

12.Sychev V.V., Vasserman A.A., Kozlov A.D., Spiridonov G.A., Tsymarnyi V.A. Termodinamicheskie svojstvaazota[Thermodynamic properties of nitrogen]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 1977.352 p.

13. Rabinovich V.A., Vasserman A.A., Nedostup V.I.Teplofizicheskie svoistvaneona, argona, kriptona i ksenona [Thermodynamic properties of neon, krypton and xenon]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 1975.636 p.

14. Bachinskii A.I. Izbrannye trudy [Selected works]. Moscow, Izdatel'stvo AN SSSR Publ., 1960.414 p.

15.Mason E.A., Spurling T.H.The vitial equation of state.1st ed.New York, Oxford, Pergamon Press, 1969. 297 p. (Russ. ed.: Meison, E., Sperling, T. Virial'noe uravnenie sostoyaniya. Moscow, Mir Publ., 1972.280 p.).

16.Shekhtman A.M.Gazodinamicheskie funktsii real'nykh gazov: Spravochnik [Gasdynamic functions of real gases]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1988.175 p.

17.Istomin V.A.Pokazateli izoentropy real'nogo gaza: osobennosti ikh primeneniyav termo-gazodinamike [Indicators isentrope real gas: particularly their application in thermogasdynamics]. Zhurnal fizicheskoi khimii, 1998, vol.72, no.3, pp.409 – 415.

18. Tegeler Ch., Span R., Wagner W. A New Equation of State for Argon Covering the Fluid Region for Temperatures from the Melting Line to 700 K at Pressures up to 1000 MPa.J. Phys. Chem. Ref. Data, 1999, 28(3), pp.779 – 850.

УДК 621.436.13

Савчук В. П. канд. техн. наук, доцент кафедры эксплуатации судовых энергетических установок Херсонской государственной морской академии, Херсон, Украина, e-mail: postsavchuk@gmail.com;

Белоусов Е. В. канд. техн. наук, доцент кафедры эксплуатации судовых энергетических установок Херсонской государственной морской академии, Херсон, Украина, e-mail: ewbelousov67@gmail.com;

Самарин А. Е. канд. техн. наук, доцент кафедры эксплуатации судовых энергетических установок Херсонской государственной морской академии, Херсон, Украина, e-mail: samarin162@gmail.com;

Симагин А. Ф. заведующий комплексной лабораторией судовых энергетических установок кафедры эксплуатации судовых энергетических установок Херсонской государственной морской академии, Херсон, Украина, e-mail: vertical_x@ukr.net.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ГОЛОВНЫХ ПОДШИПНИКОВ СУДОВЫХ МАЛООБОРОТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ НА РЕЖИМАХ ЧАСТИЧНЫХ НАГРУЗОК

В работе приведён анализ причин повреждения головных подшипников малооборотных судовых двигателей фирмы MAN B&W, преимущественно работающих на режимах частичных нагрузок. Представлены результаты динамического анализа условий нагружения подшипникового узла на примере двигателя 12K98MC. Авторами опровергается предположение наличия повреждений антифрикционного слоя подшипников усталостного характера. Приведены результаты численного моделирования условий контакта модернизированного варианта нижнего вкладыша головного подшипника. Представлены результаты исследования напряжённо-деформированного состояния нижнего вкладыша и рекомендации по оптимизации его конструкции.

Ключевые слова: *крейцкопфный узел, шатун, головной подшипник, поперечина*

Введение

В настоящее время одним из способов экономии топлива на морском транспорте есть использование главных малооборотных дизельных двигателей (МОД) на долевых режимах нагружения, известных как «slow steaming». Для обеспечения более гибкого управление режимом работы главных двигателей (ГД) производителями поставляются системы TCCO (Turbocharger Cut-Out), позволяющие выводить газотурбонагнетатели (ГТН) из эксплуатации, что повышает производительность остальных турбокомпрессоров и снижает удельный расход топлива до 6 г/(кВт·час) [4].

Двигатель фирмы MAN B&W 12K98MC, работающий в среднем при нагрузке 40% номинальной эффективной мощности $N_{ен}$, сэкономит около 1 млн. долларов США в год, используя режим TCCO.

Длительная работа двигателя на таких режимах, по мнению производителя [1], приводит к изменению баланса сил инерции и давления газов, действующих на головные подшипники, и приводит к их усталостному повреждению. На двигателях фирмы MANB&W серии K98 это привело к повреждению рабочего слоя в центральной области нижнего вкладыша головного подшипника (рис. 1).

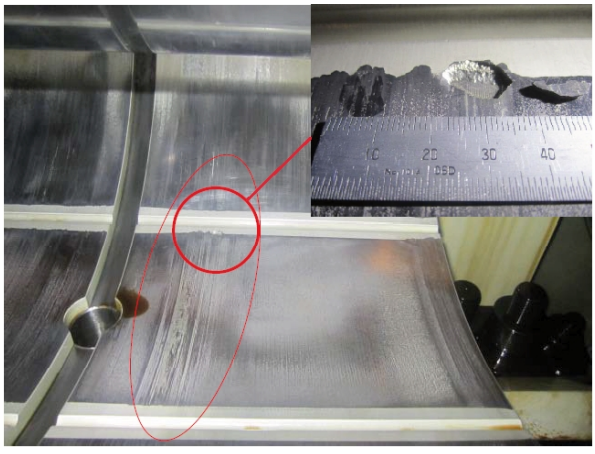


Рис. 1. Повреждения нижнего вкладыша головного подшипника дизеля MAN B&W серии K98

Актуальность исследования

Подшипники в судовых дизелях относятся к наиболее ответственным узлам. Их неисправность часто приводит к внезапным отказам всего двигателя. Наибольшее число повреждений

© Савчук В.П., Белоусов Е.В., Самарин А.Е., Симагин А.Ф., 2018

приходится на головные подшипники МОД. Это объясняется тем, что головные подшипники работают в сложных условиях. Колебательный характер их перемещения по цапфе на небольшой (около 30 ˚) угол и малые окружные скорости (около 0,9 м/с) не позволяют создать гидродинамические условия смазки.

Удельная нагрузка головных подшипников МОД по максимальным давлениям лежит в пределах 9...13 МПа, приближаясь к верхнему уровню допустимых нагрузок. При этом нагрузка носит ударный характер, сосредоточенный на 15...20 ˚ п. к. в. Давления, развиваемые в слое масла, вдвое превышают среднюю нагрузку на подшипник, подвергая антифрикционный слой местным сжатиям до 30 МПа.

Кроме того, в большинстве судовых дизелей сила давления газов на поршень остаётся больше сил инерции поступательно движущихся деталей за весь период поворота коленчатого вала. Это затрудняет подачу масла под поперечину крейцкопфа. Только в некоторых судовых дизелях соотношение между силами давления газов и силами инерции приводили к перекладке зазора в головном подшипнике на протяжённости 50 ... 80 ˚ до ВМТ. Это облегчает подачу масла под цапфу подшипника перед приходом поршня в ВМТ, но создаёт динамические нагрузки при посадке цапфы на место.

В первое время после введения наддува в мощных малооборотных дизелях, когда при неизменном диаметре цилиндра мощность его возрастала на 25 ... 30%, производители, полагаясь на достаточный запас прочности деталей движения и ЦПГ, сохранили основные размеры этих деталей неизменными. Однако, при дальнейшем повышении давления наддува, а, следовательно, и увеличении давлений p_e и p_z запас прочности в некоторых узлах дизелей настолько уменьшился, что механическая напряжённость их стала приближаться к границе. Таким узлом оказалось головное соединение МОД.

Цель и основные задачи исследования

Целью исследования есть повышение надёжности нижних вкладышей головных подшипников МОД, работающих на режимах частичных нагрузок с использованием систем ТСОО.

Для достижения поставленной цели необходимо:

– произвести анализ причин, влияющих на износ нижних вкладышей головных подшипников;

– исследовать влияние условий эксплуатации на характер изменения сил, нагружающих поперечину крейцкопфа;

– разработать твердотельную модель шатуна и головного подшипника и произвести сравнительный анализ напряжённо-деформированного состояния нижнего вкладыша для базового и нового вариантов конструкции.

Произведённое исследование производилось на примере главного двигателя MAN B&W 12K98MC-C6 контейнеровоза «Tianjin».

Основные показатели двигателя:

– диаметр цилиндра D = 0,98 м;

– ход поршня H = 2,66 м;

– постоянная кривошипно-шатунного механизма = 0,413;

– масса поступательно движущихся деталей КШМ одного цилиндра m_j = 18 149 кг;

– номинальная эффективная мощность $N_{eн}$ = 68640 кВт при частоте вращения коленчатого вала $n_{сн}$ = 94 мин$^{-1}$;

– среднее эффективное давление p_e = 1,95 МПа;

– макс.давление сгорания p_z = 14,0 МПа.

Исследование сил, действующих на поперечину крейцкопфа

Основной переменной КШМ является угол поворота кривошипа от его исходного положения. Перемещение поршня S и угол отклонения шатуна от оси цилиндра считаются функциями переменной φ.

Зависимость перемещения и скорости поршня от угла поворота коленчатого вала определяется по известным выражениям:

$$S_x = R\left[\left(1-\cos\varphi\right)+\frac{\lambda}{4}\left(1-\cos 2\varphi\right)\right]; \qquad (1)$$

$$W = R\cdot\omega\left(\sin\varphi+\frac{\lambda}{2}\sin 2\varphi\right), \qquad (2)$$

где R = H/2 – радиус кривошипа; – угловая скорость коленчатого вала.

После дифференцирования уравнения (2) получают зависимость ускорения поршня от угла поворота коленчатого вала:

$$J = \frac{dW}{dt} = R\cdot\omega^2\left(\cos\varphi+\lambda\cos 2\varphi\right). \qquad (3)$$

Схема сил, действующих в КШМ представлена на рис. 2. Для оценки сил, действующих на поперечину крейцкопфа, произведём расчёты суммарной силы P, которая представляет собой алгебраическую сумму сил давления газов $P_г$ и сил инерции P_j поступательно движущихся масс деталей:

$$P = P_г + P_j = P_г - m_j\cdot J. \qquad (4)$$

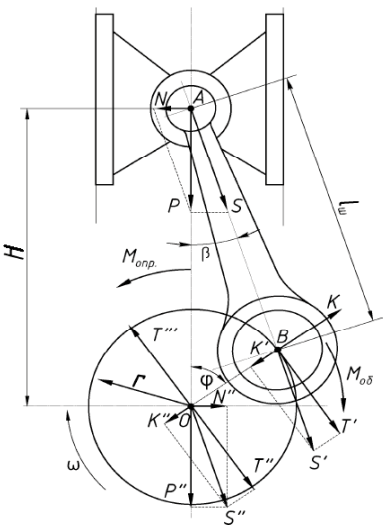


Рис. 2. Схема сил, действующих в КШМ

Результаты расчётов приведены в графическом виде (рис. 3а и 3б) для двух режимов работы двигателя (50 и 100% $N_{ен}$), работающего по скоростной (винтовой)характеристике. Значения сил давления газов получены в результате теплового расчёта двигателя (в данной работе не приведены).

Полученные графические зависимости указывают на то, что вектор сил, действующих на головной подшипник, не меняет своего направления при исследуемых режимах работы двигателя. Этот факт указывает о том, что природа повреждения нижних вкладышей головных подшипников не усталостного происхождения, как на это указывает производитель [1,2,3], а связана с нарушением режима смазки. Снижение эффективной мощности двигателя в 2 раза приводит к снижению линейной скорости скольжения подшипника в среднем на

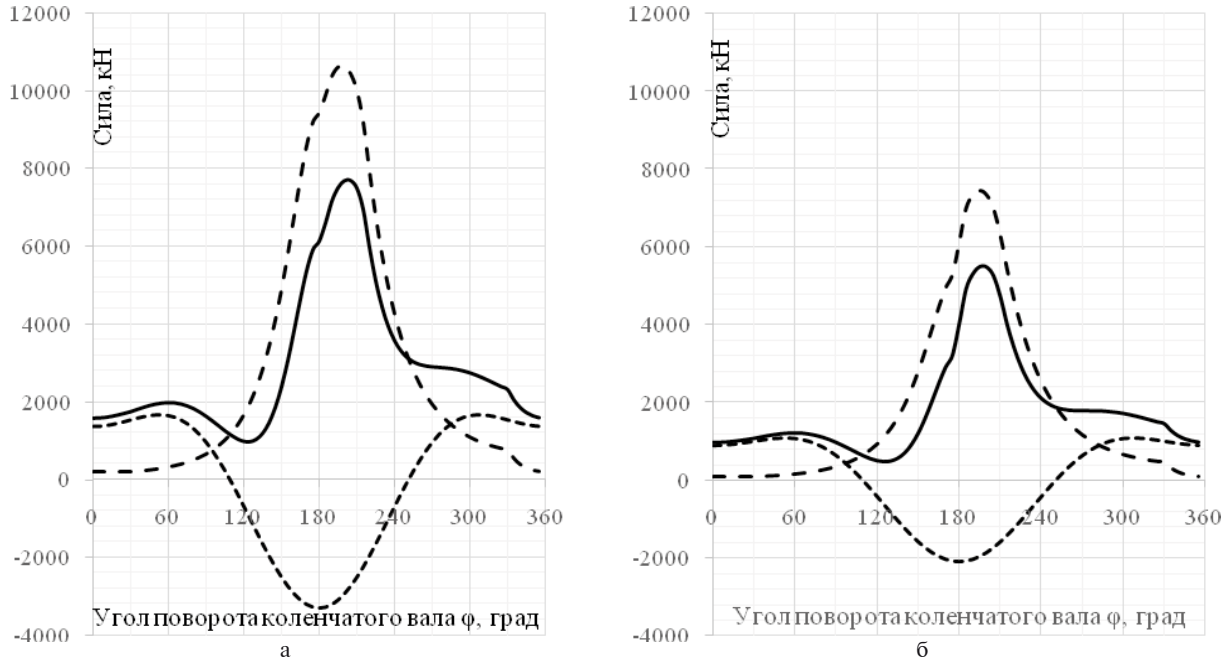


Рис. 3. Результаты расчёта суммарной силы P, действующей на поперечину крейцкопфа:
а – режим 100% $N_{ен}$; б – режим 50% $N_{ен}$;
– – – – сила давления газов $P_г$; – – – – – – – сила инерции P_j; ——— суммарная сила P

20% (рис. 4). Перекладка шатуна (линейная и угловая скорости равны 0) осуществляется в положениях кривошипа = 90 ° и 270 °. В этих точках очевидно происходит потеря несущего гидродинамического слоя масла и режим трения переходит из жидкостного в граничный. Особо подвержены таким изменениям режима смазки подшипники, работающие при низких скоростях скольжения (режимы частичных нагрузок).

Более детальный анализ фотографии повреждения нижнего вкладыша головного подшипника (рис.1) указывает на наличие задиров на рабочей поверхности и наволакивании слоя антифрикционного материала в зону маслораспределительной канавки. При дальнейшей работе подшипника частички материала, находящегося в зоне канавки отделяются и визуально создают эффект усталостных повреждений.

Для обеспечения необходимого уровня надёжности подшипников скольжения, используемых в крейцкопфных узлах МОД, необходимо обеспечить условия для оптимального распределения контактных давлений по их периметру. В настоящее время испытываются модифицированные конструкции вкладышей подшипников скольжения фирмой MAN B&W[2,3]. Однако они не будут быстро завершены, так как динамика развития усталостного повреждения занимает около двух лет.

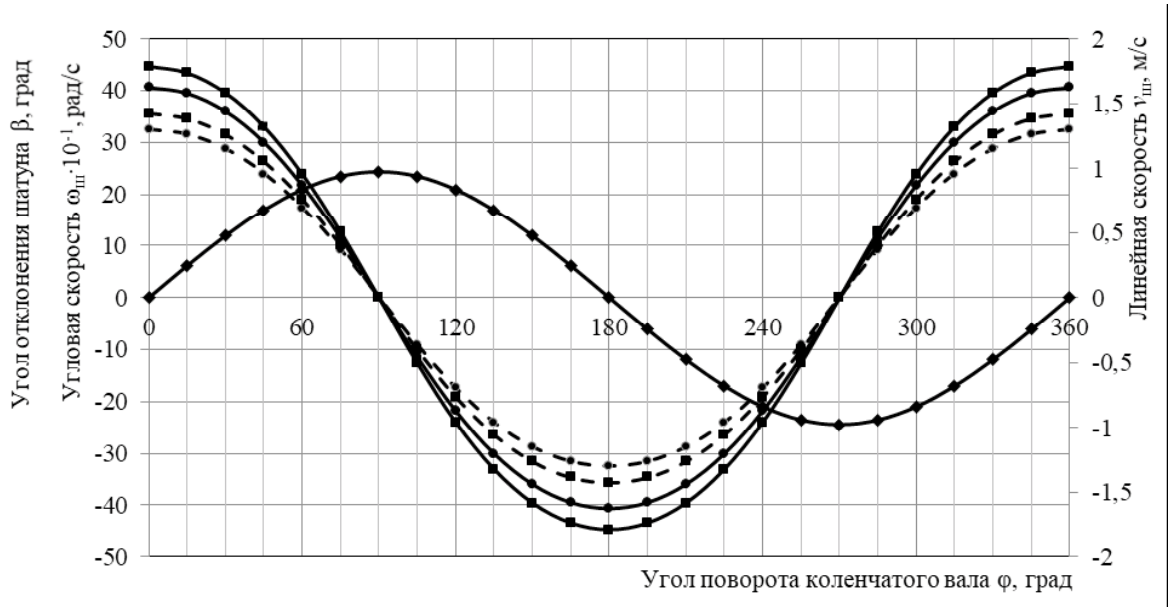


Рис. 4. Зависимость угла отклонения шатуна β, угловой $\omega_ш$ и линейной $\varpi_ш$ скорости головного подшипника от угла поворота коленчатого вала φ (сплошная линия – $100\%N_{ен}$; штриховая линия $-100\%N_{ен}$):
■ – линейная скорость $v_ш$; ● – угловая скорость $\omega_ш$; ♦ – зависимость $\beta = f(\varphi)$

Исследование напряжённо-деформированного состояния (НДС) головного подшипника

В настоящее время, недостаточное представление о процессах, происходящих в паре «шип-подшипник» компенсируется системой плановых осмотров связанных с простоем судна. Более точное представление может быть получено с помощью современных методов моделирования, которые позволяют учитывать значительное количество факторов, приближая свойства модели к свойствам реального объекта.

Для исследования влияния различных факторов на условия работы головных подшипников, была разработана упрощённая 3D- модель подшипникового узла главного двигателя 12K98MC (рис. 5).

Целью проведения расчётов является определение влияния режима эксплуатации двигателя на напряжённое состояние в материале головных подшипников двигателя и разработка рекомендации по усовершенствованию конструкции подшипникового узла.

Разработана твердотельная модель шатуна и головного подшипника двигателя 12K98MC, имеет следующие геометрические параметры:

– диаметр шейки $d_ш = 880$ мм;
– ширина шейки $l_ш = 860$ мм;
– толщина вкладыша $t = 20$ мм;
– толщина антифрикционного слоя $t_з = 3{,}5$ мм (для расчётов принимались свойства сплава AlSn40);
– максимально допустимый радиальный зазор в сопряжении $\Delta = 0{,}3$ мм.

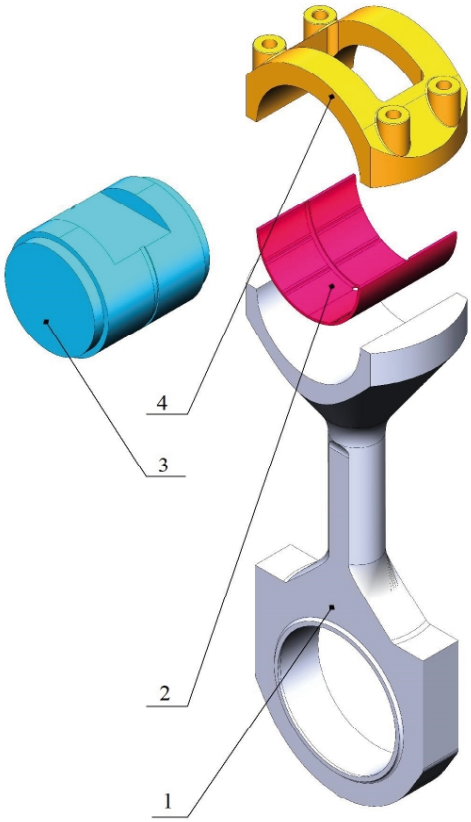
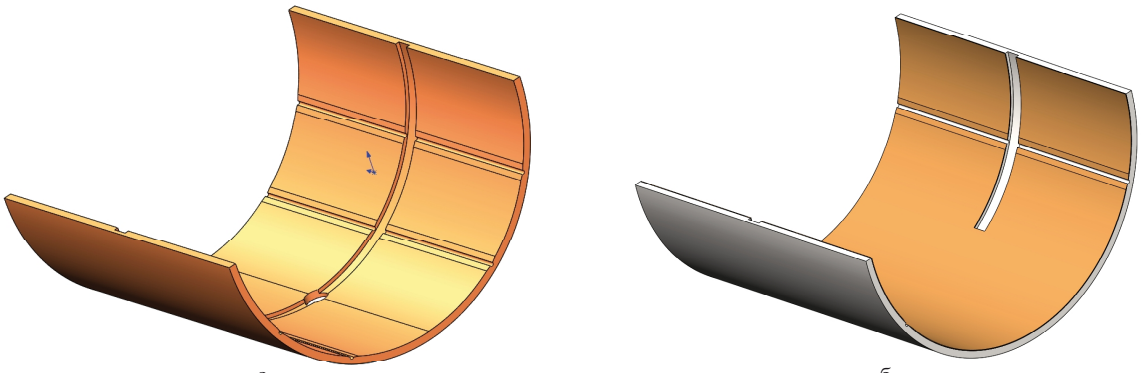


Рис. 5. Твердотельная модель шатуна двигателя MAN B&W 12K98MC:
1 – шатун; 2 – нижний вкладыш головного подшипника; 3 – поперечина крейцкопфа; 4 – верхняя крышка шатуна

Конструкция нижнего вкладыша в базовом и исследуемом вариантах приведена на рис. 6а и 6б. Существенным недостатком,

который влияет на снижение несущей способности смазочного слоя на частичных режимах нагружения есть центральная маслораспределительная канавка. В условиях гидродинамического режима смазки такие конструктивные элементы приводят к снижению грузоподъёмности смазочного слоя и, в итоге, оказывают больше негативный эффект на надёжность узлов трения. Также, по результатам анализа вкладышей головных подшипников данного двигателя было установлено, что материал у кромок осевых маслораспределительных канавок, расположенных ближе к центу вкладыша (угол 40˚), испытывают повышенные напряжения. Это приводит к повреждению рабочей поверхности вкладыша на этих участках.



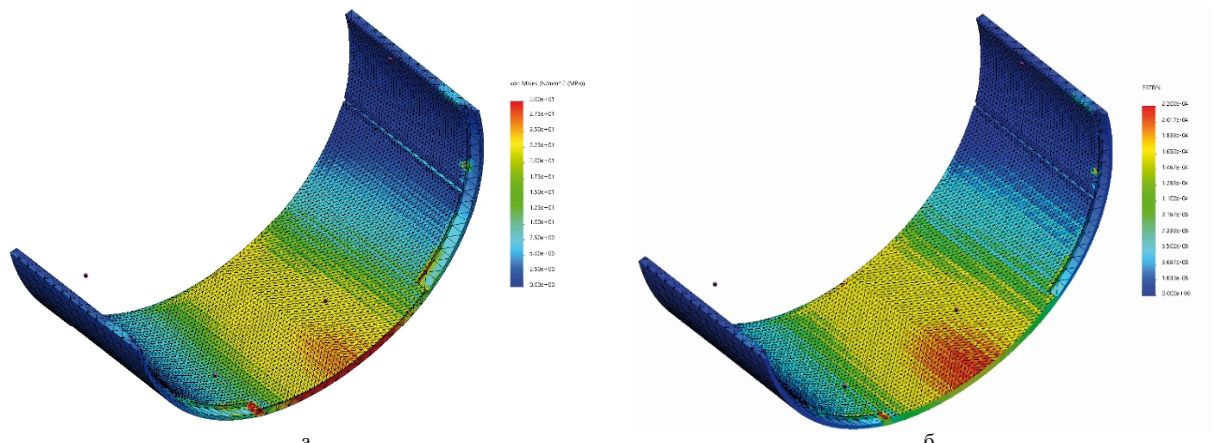
а б

Рис. 6. Нижний вкладыш головного подшипника: а – (базовый вариант); б – (исследуемый вариант)

Анализируя представленную информацию, нами были проведены исследования модернизированного варианта вкладыша, конструкция которого представлена на рис. 7. Отличием его от конструкции вкладыша в базовом варианте есть отсутствие центральной маслораспределительной канавки в нагруженной зоне вкладыша. Так же, с целью определения оптимального расположения осевых маслораспределительных канавок, из расчётной модели они были исключены. По нашему мнению, наиболее оптимальным местом их изготовления есть место перехода из нагруженной зоны вкладыша в слабонагруженную (эквивалентные напряжения менее 2,0...3,0 МПа).

Максимальная сила, действующая на поперечину крейцкопфа, составляет P = 7755кН и возникает при положении коленчатого вала под углом $\varphi = 205^{\circ}$ ($\beta = 8^{\circ}$).

В результате произведённых численных расчётов было установлено, что максимальные напряжения и относительные деформации, развиваемые в антифрикционном материале подшипника, составляет 28 МПа и $22{,}5 \cdot 10^{-3}$ соответственно (рис. 7а, 7б). Это свидетельствует о наличии десятикратного запаса прочности в сплаве AlSn40.

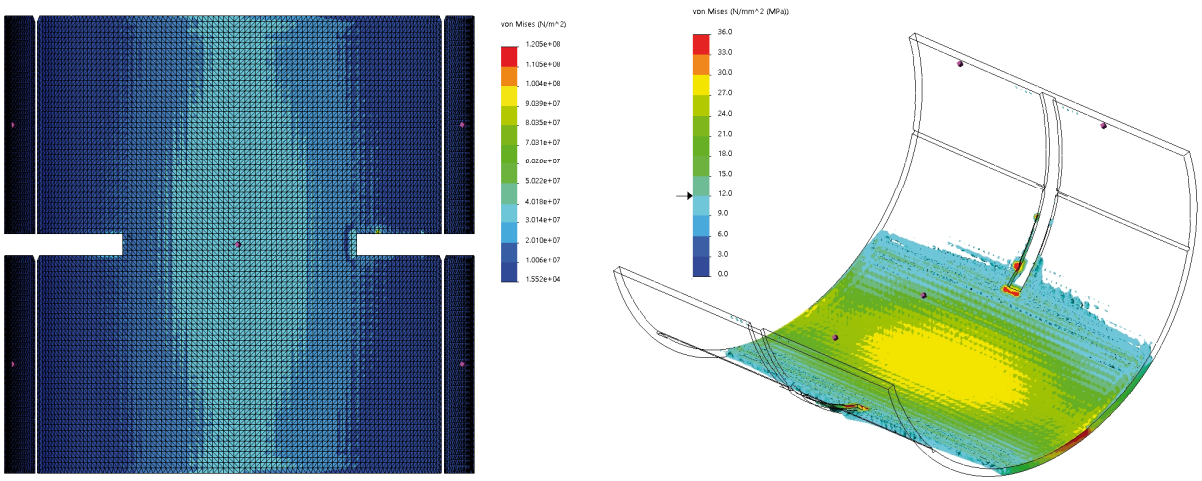


а б

Рис. 7. Эпюры распределения эквивалентных напряжений (а) и относительных деформаций (б) в объёмах материалов нижнего вкладыша головного подшипника

Зона максимальных давлений во вкладыше расположена в центре. Расположение и границы нагруженной зоны нижнего вкладыша приведены на эпюре (рис. 8а). На периферийных участках вкладыша снижение давлений вызвано наличием более равномерного распределения сил вследствие большей податливости консольных частей верхней головки шатуна. Наличие краевого эффекта (увеличение напряжений на кромках вкладыша с обеих сторон) вызвано меньшей деформацией поперечины на этих участках от силы, что передаётся от штока поршня.

Результаты действия этого эффекта видны на рабочей поверхности вкладыша (рис. 1). Для визуализации границ нагруженной зоны представлена изоповерхность эпюры эквивалентных напряжений, значение которых не превышает 12 МПа (рис. 8б). В результате установлено, что оптимальным местом для изготовления осевых маслораспределительных канавок есть поверхность вкладыша, находящаяся под суммарным углом 68...72 °.



а б

Рис. 8. Расположение и границы нагруженной зоны нижнего вкладыша головного подшипника: а – эпюра эквивалентных напряжений (вид сверху); б – изоповерхность эпюры эквивалентных напряжений, значение которых превышает 12 МПа

Выводы

Установлено, что причиной повреждения нижних вкладышей головных подшипников МОД фирмы MAN B&W есть нарушение гидродинамического режима смазки вследствие длительной эксплуатации на режиме частичной мощности.Устранение длительной работы подшипникового узла в режиме граничной смазки возможно изменением геометрии рабочей поверхности нижнего вкладыша головного подшипника крейцкопфного узла.

Установлено, что на режиме работы двигателя 12K98MC-C6 100% $N_{ен}$ не возникают силы в КШМ, способствующие разгрузке нижнего вкладыша головного подшипника.

Предложенный вариант конструкции нижнего вкладыша на режиме работы двигателя 100% $N_{ен}$ воспринимает максимальные напряжения и относительные деформации в антифрикционном материале подшипника, 28 МПа и $22{,}5 \cdot 10^{-3}$ соответственно.

Оптимальное угловое расстояние для расположения осевых маслораспределительных канавок составляет 68...72 ° (40° базовый вариант).

Литература

1. Two Stroke Engines. Service experience. Technical Seminar // MAN Diesel&Turbo, 2013. – 32 с.

2. Crosshead bearing design for S and G-type ME-C/ME-B Mark9 and 10 engines.Market Update Note // MAN Diesel & Turbo.2015.– 2 с.

3.Updated Crosshead Bearing Design For K98 and K/L90 engines. Service Letter SL2016-613/ NIHE // MAN Diesel & Turbo.2016.– 2 с.

4. Turbocharger Cut-Out/ Slow steaming and SFOC reductions // MAN Diesel & Turbo. 2012. – 2 с.

Поступила в редакцию 20.07.2018

В.П. Савчук, Є.В. Білоусов, О.Є. Самарін, А.Ф. Сімагін. Забезпечення надійності головних підшипників суднових малообертових двигунів, що працюють на режимах часткових навантажень

У роботі наведено аналіз причин пошкодження головних підшипників малообертових суднових двигунів фірми MAN B & W, що переважно працюють на режимах часткових навантажень. Представлені результати динамічного аналізу умов навантаження підшипникового вузла на прикладі двигуна 12K98MC. Авторами спростовується припущення наявності пошкоджень антифрикційного шару підшипників втомного характеру. Наведено результати чисельного моделювання умов контакту модернізованого варіанту нижнього вкладиша головного підшипника. Представлені результати дослідження напружено-деформованого стану нижнього вкладиша і рекомендації щодо оптимізації його конструкції.

Ключові слова: *крейцкопфний вузол, шатун, головний підшипник, поперечина*

V.P. Savchuk, Y.V. Bilousov, O.Y. Samarin, A.F. Simagin. Providing the reliability of the crosshead bearings of marine low-speed engines operating on the partial load ranges

The paper analyzes the causes of damage to the head bearings of low-speed marine engines of MAN B & W,mainly operating under partial load conditions. It has been established that diesel engines bearings with installed TCCO systems (Turbocharger Cut-Out) are the most damaging. TCCO systems allow gas turbochargers (TC) to be withdrawn from service in order to increase the productivity of the remaining turbochargers and reduce the specific fuel consumption. The results of a dynamic analysis of loading conditions for a bearing assembly are presented using the example of the 12K98MC engine for 100% and 50% N_{en} modes. It is established that the maximum force acting on the crosshead is 7755 kN and arises at the position of the crankshaft at an angle $\varphi = 205$ ° and the angle of deflection of the connecting rod $\beta = 8$ °. In the operating mode of the engine 12K98MC-C6 100% N_{en},no forces occurs in the crank mechanism,which help unload the lower bearing of the head bearing. The authors refute the assumption that there are damages to the antifriction layer of fatigue bearing. It is assumed that the main cause of such damage is the violation of the hydrodynamic lubrication regime with a decrease in the engine speed of the crankshaft. It is indicated the need to change the design of the lower bearing shell of the head bearing in order to increase the bearing capacity. A simplified 3D model of connecting rod and crosshead bearing was developed without a central oil distribution groove. The results of numerical modeling of the contact conditions of the upgraded version of the lower bearing of the head bearing are presented and the character of stress distribution and deformation in the volumes of the AlSn40 antifriction material is studied. It is established that the maximum pressure zones are located in the central part of the liner and in its peripheral areas. The obtained results of the investigation of the stressed-deformed state of the lower liner indicate the need to eliminate the axial oil distribution groove and the manufacture of axial oil distribution grooves under a total angle of 68 ... 72 °. The proposed version of the lower liner design at the engine operating mode of 100% N_{en} senses the maximum stresses and relative deformations in the bearing antifriction material 28 MPa and 22,5 × 10^{-3} respectively.

Key words: *crosshead assembly, connecting rod, crosshead bearing, crosshead.*

References

1. MAN Diesel&Turbo (2013), Two Stroke Engines. Service experience. Technical Seminar, MAN Diesel&Turbo, Copenhagen, 2013, 32 p.

2. MAN Diesel&Turbo (2015), Crosshead bearing design for S and G-type ME-C/ME-B Mark 9 and 10 engines. Market Update Note, MAN Diesel & Turbo, Copenhagen, 2015, 2 p.

3. MAN Diesel&Turbo (2016), Updated Crosshead Bearing Design For K98 and K/L90 engines. Service Letter SL2016-613/NIHE. MAN Diesel & Turbo, Copenhagen, 2016, 2 p.

4. MAN Diesel&Turbo (2012), Turbocharger Cut-Out/ Slow steaming and SFOC reductions. MAN Diesel & Turbo, Copenhagen, 2012, 2 p.

UDC 631.7.04-197:631:7.019.15

Povgorodny V. O. Technical Science PhD, Department of Theoretical Mechanics, Mechanical Engineering and Robotic systems, N. E. Zhukovsky National Aerospace University, 17, Chkalov St., Kharkiv 61070, Ukraine, e-mail: povgorod@ukr.net;

Budanova O. S. Department of Management of Foreign Economic Activity and Tourism, Kharkiv State University of Food Technology and Trade, 333, Klochkivska St, Kharkiv, 61051, e-mail: yalyalka@meta.ua.

TASK SOLVING ORGANIZATION OF THE INVERSE THERMOELASTICITY PROBLEM FOR A RECTANGULAR PLATES

The approach for solving the inverse problem of thermoelasticity, based on the method of the functions of influence, is proposed. The use of the functions of influence makes it possible to represent the temperature and the thermal voltage depending on the same desired vector. The numerical results of the identification of the thermal load measured with the error of thermal stress, which is characterized by a random quantity distributed under the normal law. The approach considered in this article is adapted to the problems of determining the non-stationary temperature and thermo-stressed states of isotropic two-layer hollow long cylinders and balls in the absence of information on the thermal load on one of the boundary surfaces. Under the well-known behavior in time of temperature and radial displacements of another boundary surface on the basis of the proposed method, problems are formulated, which are reduced to the inverse thermoelasticity problems, which are described by the Volterr integral equations of the first kind of convolution. Thermoelastic deformations have been discussed and illustrated numerically with the help of temperature and determined. The study of the kernels of the obtained integral equations for the considered bodies showed that they are additionally defined, monotonically increasing and have a root feature in the interval, i.e., they are Abel type integral equation. The functional spaces, for which the problems are well-posed, have been found. According to the results, obtained analytically, we can conclude, that the conditions for agreeing the values of the initial temperature, given radial displacements and pressures inside and outside the system at the initial moment of time are fulfilled. The basis of the model is the parametrization of a direct problem of nonlinear theory thin-walled elements using the boundary elements method ғ and the variational formulation of the identification problem, which provides for minimization of the residual functional reflecting the deviation of stress-strain state parameters obtained as a result of observationfrom those calculated on the basis of an approximate solution.

Keywords: *inverse problem, thermal stress, functions of influence, spline, identification, regularization, functional.*

1. Introduction

Experimental determination of quantities, which are included in mathematical models of thermal processes, in view of their complexity and imperfection often cannot serve as an exhaustive source of information on the conditions of unambiguousness. Lately in connection with this great attention is paid to the solution of inverse problems of thermal conductivity and thermoelasticity, in which according to the available (very limited) information about temperature voltages inside the body it is possible to determine thermophysical properties and geometric characteristics of the object. Also it is possible to identify the initial and boundary conditions, as well as clarify the mathematical model of the phenomenon itself. Such tasks can arise in remote measurements, under non destructive control of the state of structures, when studying thermal effects on descent spacecraft, in determining the thermophysical properties of new materials, etc.

Effectiveness of the decisions when designing various industrial equipment depends both on the depth and reliability of the knowledge of the phenomena of heat transfer, and from the adequacy of modeling thermophysical processes. The basis of the simulation methods, diagnostics and identification of processes Heat transfer can be made by solving inverse problems of thermal conductivity and thermoelasticity. In some cases, the methods for solving inverse problems are practically the only way to obtain the necessary information about the object under study.

The purpose of solving inverse problems of thermoelasticity (IPTE) may be, for example,

© Povgorodny V.O., Budanova O.S., 2018

an estimation of the temperature field according to the measurement of the thermal stress inside the body.

The methods for solving inverse problems make it possible to carry out research in the conditions that are as close as possible to full-scale, or directly during the exploitation of objects, which allows them to be more reasonably designed [1-3].

2. Statement of the problem

The plane stressed state is considered. The flat theory of elasticity is applied to the problem of analysis of thin rectangular plates, on which the load in the plane acts. Consider a thin elastic body, the thickness of which is very small in comparison with two other dimensions. The load is caused by mass forces b_x, b_y and marginal stresses σ_x, σ_y. Typically, it is assumed that the voltages are symmetrically distributed relatively to the average body plane, although more often the change in *h* thickness is considered constant. In this case, the final value of mechanical distress is not independent of *z*, but if the thickness of *h* is very small and it is assumed with sufficient degree of accuracy that

$$\sigma_z = 0, \tau_{xz} = 0, \tau_{yz} = 0$$

h then the remaining voltage components do not depend on the variable z, i.e.

$$\sigma_x = \sigma_x(x,y), \sigma_y = \sigma_y(x,y), \tau_{xy} = \tau_{xy}(x,y).$$

Thus, the defining equations have the form:

$$\varepsilon_x = \frac{1}{E}(\sigma_x - \nu\sigma_y), \varepsilon_y = \frac{1}{E}(\sigma_y - \nu\sigma_x), \gamma_{xy} = \frac{2(1+\nu)}{E}\tau_{xy}. \quad (1)$$

The equilibrium equations are reduced to two, as in the case of flat deformation,

$$\frac{\partial\sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial y} + b_x = 0, \frac{\partial\tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial\sigma_y}{\partial y} + b_y = 0. \quad (2)$$

All equations for a plane stressed state can be obtained from the corresponding equations of plane deformation, if we use the actual elastic μ and E. Thus, we have: elastic steels

$$\mu = G = \frac{E}{2(!+\nu)}, \lambda^* = \frac{\nu E}{1-\nu^2}, \quad (3)$$

where λ^* – is a Lame constant; defining equations

$$\{\varepsilon\} = [S]\{\sigma\}, \{\sigma\} = [C]\{\varepsilon\},$$

$$[S] = \frac{1}{E}\begin{bmatrix} 1 & -\nu & 0 \\ -\nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2(1+\nu) \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$[C] = \frac{E}{1-\nu^2}\begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}(1-\nu) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Navier equilibrium equation

$$\nabla^2 u + \frac{1+\nu}{1-\nu}\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \nu}{\partial x \partial y}\right) + \frac{1}{G}b_x = 0,$$
$$\nabla^2 \nu + \frac{1+\nu}{1-\nu}\left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \nu}{\partial x \partial y}\right) + \frac{1}{G}b_y = 0. \quad (6)$$

Limit loads (forces)

$$t_x = \lambda^*\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial \nu}{\partial y}\right)n_x + \mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}n_x + \frac{\partial \nu}{\partial x}n_y\right) + \mu\frac{\partial u}{\partial n},$$
$$t_e = \lambda^*\left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial \nu}{\partial y}\right)n_e + \mu\left(\frac{\partial u}{\partial x}n_x + \frac{\partial \nu}{\partial x}n_y\right) + \mu\frac{\partial \nu}{\partial n}. \quad (7)$$

Initial stresses caused by temperature changes

$$\{\sigma_0\} = \frac{E\alpha\Delta T}{1-\nu}\begin{Bmatrix} 1 \\ 1 \\ 0 \end{Bmatrix}. \quad (8)$$

3. Methods

The thermoelastic bend of the hinged supported plates is considered. Thin plate deflection $w(x,y)$, which occupies two-dimensional area Ω in the plane xy, satisfies the equation [4]

$$\nabla^4 w = \frac{f}{D},$$

where $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ – bending stiffness of the plate;

ν – Poisson coefficient;

h – constant plate thickness;

$f = f(x,y)$ – distributed transverse load and

$$\nabla^4 = \nabla^2\nabla^2 = \left(\frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2}\right)^2 = \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 2\frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4}{\partial y^4}$$

– biharmonic operator.

Bending and torque points are given by expressions

$$M_x = -D\left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \nu\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}\right);$$
$$M_y = -D\left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \nu\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\right); \quad (9)$$
$$M_{xy} = -M_{yx} = D(1-\nu)\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}.$$

For the case of a hinged plate, the deflection must satisfy the following BC on the edge of the plate Γ:

$$w = 0;$$
$$M_n = -D\left(\frac{\partial^2 w}{\partial n^2} + \nu\frac{\partial^2 w}{\partial t^2}\right) = 0, \quad (10)$$

where M_n – bending moment in the direction n that is normal to the limit, t denotes tangent to the direction of the boundary.

Note that for the curvilinear limit

$$\frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = \frac{\partial^2 w}{\partial s^2} + k\frac{\partial w}{\partial n}, \quad (11)$$

where $k = k(s)$ – curvature of the boundary.When the boundary of the hinged plate consists of straight lines, we have the following expressions

$$k = 0, w = 0, \frac{\partial w}{\partial s} = 0, \frac{\partial^2 w}{\partial s^2} = 0.$$

In this case, from the equation (11) we have

$$\frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = 0,$$

but from the second equation (10)

$$\frac{\partial^2 w}{\partial n^2} = 0.$$

So, based on the above two equations, the deflection must satisfy the following equation at the boundary of the plate:

$$\nabla^2 w = \frac{\partial^2 w}{\partial n^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} = \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} = 0$$

on the border Γ.

From equation (11) it follows that for points inside the domain Ω

$$M_x + M_y = -D(1+\nu)\nabla^2 w.$$

So, considering

$$M = \frac{M_x + M_y}{1+\nu} = -D\nabla^2 w \quad (12)$$

one can rewrite the equation (12) in the form

$$\nabla^2(-D\nabla^2 w) = -f.$$

This equation can be divided into two potential equations:

$$\nabla^2 M = -f;$$
$$\nabla^2 w = -\frac{M}{D}. \quad (13)$$

From equation (13) it follows that the boundary of the plate $M = 0$. Therefore, the solution of equation (13) for a hinged plate with a polygonal boundary can be obtained from two following Dirichlet problems:

$$\nabla^2 M = -f \text{ in } \Omega$$
$$M = 0 \text{ on } \Gamma$$

$$\nabla^2 w = -\frac{M}{D} \text{ in } \Omega$$

$$w = 0 \text{ on } \Gamma.$$

The solution of the equation of thermoelastic plate bending by dividing it into two potential equations belongs to Marcus [5,6]. Its use is limited, as this solution can only be applied to hinged-plate with polygonal boundary. The solution of the problem of deflection of a plate in the general case can be obtained by the variant MBC, developed for the biharmonic operator [7-9].

To solve equations (10) and (11) using MBC it is necessary to find integrals in the region

$$\int_\Omega \upsilon f d\Omega \text{ та } \int_\Omega \upsilon M d\Omega$$

where υ – the fundamental solution of the Laplace equation.

4. Results

A hinged square plate under the action of uniform loading; a square plate that is touched by the contour and is under the action of a uniform load; a square plate with a cutout; rectangular plate of two areas; a square composed plate have been considered and the calculation of folded plates was performed.

The hinged square plate has the following parameters:

$$a = 0,2m; h = 0,001m; E = 2\cdot 10^{10}\,Pa; \nu = 0,3.$$

The feasibility is to compare the solution obtained with the method of boundary elements (MBC) in conjunction with the variational method and the solution that can be considered accurate. A tendency was found as to the convergence of the solution, depending on the number of boundary elements (BC) and the order of approximation on these elements. Elements had equal length. Convergence is improved with increasing the order

of approximation. It was found that given the size of the matrix of a separate system S, polynomial approximation is preferred.

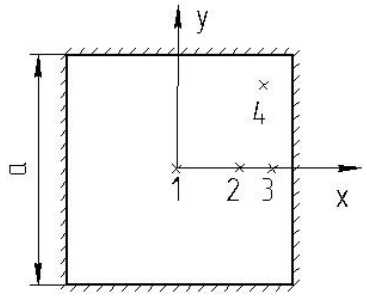


Fig. 1. Hinged square plate

A polynomial approximation was used on large fragment boundaries. Geometric boundary conditions (BC) are satisfied according to the scheme of the mean-square approximation. The temperature is defined by means of solution IPTE using the MBC.

Next, a square plate, which was clamped on the contour under the action of a uniform load, was considered. (Fig. 2).

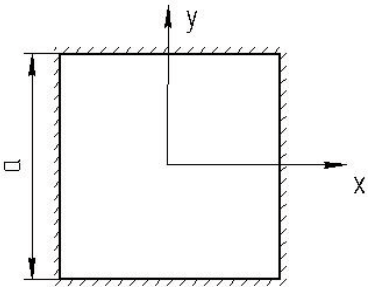


Fig. 2. Square plate that is pinched in the contour under the action of auniform load

The plate has the following parameters, as in the previous case:

$$a = 0,2m; h = 0,001m; E = 2 \cdot 10^{10} Pa; \nu = 0,3.$$

The results are presented in Fig. 3.

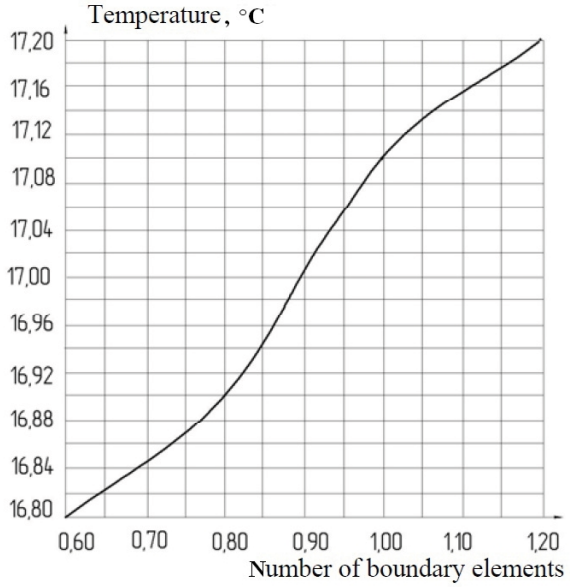


Fig. 3. Temperature distribution, depending on the number of boundary elements

This example is interesting because the solution is given at some points. Also, you can compare the results for the classical approximation scheme MBC and schemes of polynomial approximation on large fragment boundaries. Moreover, in the second case, for the complete solution of the problem there is no need to use the Lagrangian functional. Also, the temperature is defined with the help of solution IPTE using the MBC.

A square plate with a cutout is also considered (Fig. 4). The square hole is symmetrically placed. The outer contour is hinged, internal - free. The plate is evenly loaded. The parameters of the plate are the same as in other objects:

$$a = 0,2m; h = 0,001m; E = 2 \cdot 10^{10} Pa; \nu = 0,3.$$

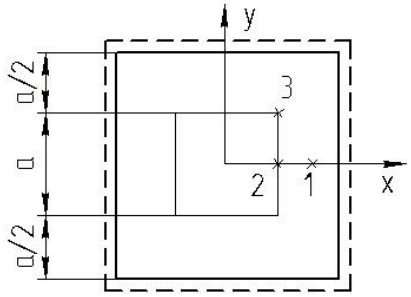


Fig. 4. Square plate with a cutout

In this case, the solution is obtained as in conjunction MBC with avariational approach, and in the version of the classical approach MBC. In the first case, 8 boundary fragments (L = 8) and 6 – in the second case. Both approximations give similar results. With an increase L the results are practically unchanged, and for large ones L there are problems due to the great order of the system. In the second case, the contour is divided into 48 BC with quadratic approximation of compensating loads. On the free edge the contour in the area of the corner points are not fixed. There is a good match for the results with these approaches. The temperature is based on the solution IPTE using the MBC.

Also, a square composite plate was considered. The plate is evenly loaded. The coupling is performed on two sections. The parameters of the plate:

$$a = 0,2m; h = 0,001m; E = 2 \cdot 10^{10} Pa; \nu = 0,3.$$

As an initial reference point in this problem, the solution for a single square plate is given, which with an error of less than 1% coincides with a known solution. Then the results for that plate are shown, but made up of two sub-areas of the same rigidity. The following are variants when changing the thickness of the second sub-area. The temperature is based on the solution IPTE using the MBC.

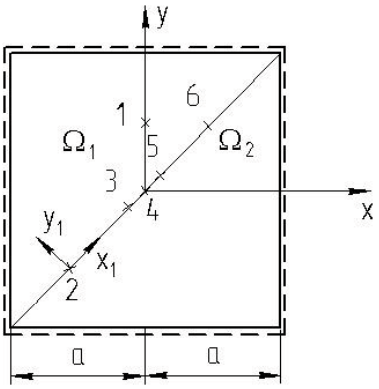


Fig. 5. Square composite plate

Also, a rectangular plate, consisting of two subareas, was considered. The coupling can be of elastic or hinge type. Parameters of the plate:

$$a = 0,2m; h = 0,001m; E = 2 \cdot 10^{10} Pa; \nu = 0,3.$$

This test allows you to evaluate the quality of the calculations.

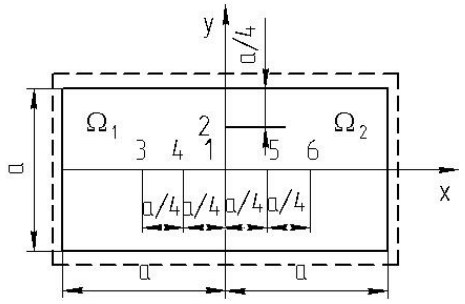


Fig. 6. Rectangular plate consisting of two areas

5. Conclusions

On the basis of algorithmic language FORTRAN a program for numerical calculations is developed. The first and easiest option is based on splitting the contour of the border by a broken line. Sections of this line are associated with BE. Within BE the approximation of compensating loads seems to be piecewise linear. With these provisions, the testing of programs with simple areas for which there are known solutions was performed. In addition, at this stage, mechanical BC could be realized hinged stop and pinching. When solving a test task with a circular plate, which was pinched in the contour, it was noted the difference of 10-12% by the value of the contour bending moment in comparison with the analytical solution. This error in the value of the contour bending moment is a consequence of replacing the contour line with a broken line. That is, it is important to take into account the curvature of the contour and, if in the quality BE are presented not straight, but corresponding arcs, the numerical solution practically coincides with the analytic. The next important point is the rate of convergence of the solution, depending on the quantity BE. Of course, the accuracy of the results obtained depends on the given accuracy of the calculation, as well as from the definition of compensating loads. It is determined that within the framework of the piecewise linear approximation, the accuracy of the solution depends directly on the increase in the number BE. The practical reception here is to partition the boundaries of a certain number of identical BE. For example, in a rectangular plate, each side is divided into a number of equal lengths BE. The accuracy of the solution at internal points is increasing rapidly with increasing the number of such BE. But when approaching the contour point, the rate of convergence of the solution slows down. This indicates that it is necessary to improve the quality of the approximation of compensating loads. With an increase in the number BE the quality situation in satisfaction should improve BC because the number of points of collocations is increased. But the increase in the number of points of collocation leads to an increase in the order of the system of linear equations and, accordingly, increases the rounding errors in its solution.

Test tasks confirm that starting from a certain point, the solution in the internal points gets worse, further increase in quantity BE becomes meaningless. Partial improving the solution can be due to uneven distribution BE on the contour (boundaries). For example, for rectangular plates, the quality of the solution improves with arelative decrease in length BE to the corner points. But similar studies are done to optimize both quantity and length BE are possible only for tasks with known solutions and they are quite laborious.Thus, the main issue when conducting numerical calculations is to develop certain criteria for the quality of the results. It is noted that the more accurately completed BC are, the more precise the solution is. At the points of collocation BC are performed exactly.

Поступила в редакцию 01.07.2018

В.О. Повгородний, О.С. Буданова. Организация решения обратных задач термоупругости для прямоугольных пластин

Новые обратные задачи термоупругости для прямоугольных пластин были сформулированы и применяются при проектировании устройств аэрокосмической техники. В этих задачах неизвестная тепловая нагрузка (температура граничной поверхности и интенсивность теплового потока) была определена с использованием данных вертикального смещения одной из внешних граничных поверхностей. Функциональные пространства, для которых обратные задачи корректны,были найдены. Способ решения обратных задач,

был предложен и проверен с использованием многократного решения прямой задачи. Эта статья посвящена определению температур нагрева и распределения температур на верхней поверхности тонкого кольца. Выражения температур нагрева и распределения температур были получены в виде ряда, включая функции Бесселя с помощью интегрального преобразования. Термоупругие деформации были обсуждены и проиллюстрированы численно с помощью численных методов определения температур.

Ключевые слова: *обратная задача, обратная переходная функция, термоупругая деформация, прямоугольная пластина.*

В.О. Повгородній, О.С. Буданова. Організація вирішення обернених задач термопружності для прямокутних пластин

Нові обернені задачі термопружності для прямокутних пластин були сформульовані та використовуються при проектуванні пристроїв аерокосмічної техніки. В цих задачах невідоме теплове навантаження (температура граничної поверхні та інтенсивність теплового потоку) було визначене з використанням даних вертикального зміщення однієї з зовнішніх граничних поверхонь. Функціональні простори, для котрих обернені задачі коректні, були знайдені. Засіб використання обернених задач, був запропонований та перевірений з використанням багатократного вирішення прямої задачі.

Ця стаття присвячена визначенню температур нагріву та розподіленню температур на верхній поверхні тонкого кільця. Вираження температур нагріву та розподілення температур були одержані у вигляді ряду, враховуючи функції Беселя за допомогою інтегрального перетворення. Термопружні деформації були розглянуті та проілюстровані чисельно за допомогою чисельних методів визначення температур.

Ключові слова: *обернена задача, обернена перехідна функція, термопружна деформація, прямокутна пластина.*

References

1. Alberg J., Nilsson E., Walsh J. The theory of splines and its applications. Moscow: Mir, 1972. – 319 p.

2. Matsevity Yu. M. Inverse problems of heat conductivity: In 2 voumes. K.: Nauk. dumka, 2002-2003.Vol. 1: Methodology. – 408 p .; Vol. 2: Applications. - 392 p..

3. Matsevity Yu. M., Safonov N.A., Ganchin V.V. To the solution of nonlinear inverse boundary-value problems of heat conduction.Problems of Mechanical Engineering. – 2016, No. 1 – P. 28-36.

4. Timoshenko S.P. Theory of Elasticity. Moscow: Nauka, 1979. – P.560 .

5. Tikhonov A.N, Arsenin, V. Ya. Methods for solving non-correct problems. Moscow: Nauka, 1979.– P. 288.

6. Fletcher K. Numerical methods based on the Galerkin method. Moscow: Mir, 1988. – P. 352.

7. Forsyth J. Machine methods of mathematical computations. Moscow: Mir, 1980. – P. 280.

8. Shevchenko Yu.N., Babeshko M. Ye., Terekhov R.G. Termoelastoplastic processes of complex deformation of structural elements. K.: Nauk. Dumka, 1992. P. 328.

9. Shevchenko Yu.N., Babeshko ME, Piskun V.V, Savchenko V.G. Spatial problems of thermoplasticity. K.: Science. Dumka, 1980.– P. 262.

УДК 621.454.3:531.57

Михайлов Н. С. инженер-конструктор 2 кат. отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: kolyanlicemer92@gmail.com

Толочьянц Г. Э. начальник группы отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: genatol26@gmail.com

Оглих В. В. канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: info@dpukrconfiaa.org

Магдин Э. К. начальник сектора отдела по проектированию и отработке специальных малогабаритных РДТТ ГП «КБ «Южное», г. Днепр, Украина e-mail: mapba@ukr.net

РАСЧЕТ ВНУТРИБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНЫХ РДТТ

В настоящее время в обширной технической литературе по теории РДТТ широко освещены различные методы расчета внутрибаллистических характеристик от самого простого в виде общеизвестного уравнения Бори, основанного на предположении равенства прихода и расхода продуктов сгорания твердого топлива, до сложных систем дифференциальных уравнений, учитывающих переменность по времени большого числа параметров, в том числе и температуры газа. Задача внутренней баллистики РДТТ состоит в определении основных характеристик двигателя (давление в камере, секундный массовый расход, тяга и др.) в зависимости от времени его работы. Теория внутренней баллистики РДТТ достаточно хорошо описана в литературе и на основе нее выведено множество инженерных методик расчета характеристик РДТТ. В то же время в литературе совершенно отсутствуют материалы, иллюстрирующие сходимость расчетных данных, полученных по различным методикам, с экспериментом, и рекомендации по их применению в практике проектирования РДТТ.

В статье представлены расчеты внутрибаллистических характеристик (ВБХ), проведенные по различным методикам для существующих малогабаритных РДТТ и ПАД, значительно отличающихся по конструкции и характеристикам. Показано сравнение расчетных и экспериментальных данных и на основе этого сравнительного анализа даны рекомендации по области применимости существующих методик расчетов и необходимости их уточнения. Анализ результатов показал, что в некоторых случаях как, например, расчет ВБХ стартовых ПАД, применение уравнения Бори недопустимо.

Определено, что на отличие расчетного давления в камере РДТТ от экспериментального наибольшее влияние оказывают три параметра: степень прогрессивности, отношение объема камеры к начальному объему заряда и время работы. Для оптимального выбора подходящей методики расчета ВБХ в статье приведены значения соответствующего критерия.

Ключевые слова: *малогабаритные РДТТ, методика расчета.*

Введение

Задача внутренней баллистики РДТТ состоит в определении основных характеристик двигателя (давление в камере, секундный массовый расход, тяга и др.) в зависимости от времени его работы. Теория внутренней баллистики РДТТ достаточно хорошо описана в литературе [1, 2, 3] и на основе нее выведено множество инженерных методик расчета характеристик РДТТ. Однако, рекомендации по выбору оптимального метода расчета, в каких случаях и какие факторы стоит учитывать, в литературе отсутствуют.

Цель данной статьи, для существующих малогабаритных РДТТ и ПАД, значительно отличающихся по конструкции и характеристикам, провести расчеты ВБХ по различным методикам и сравнить их с экспериментальными данными и на основе этого сравнительного анализа дать рекомендации по области применения существующих методик расчетов и необходимости их уточнения.

© Михайлов Н.С., Толочьянц Г.Э., Оглих В.В., Магдин Э.К., 2018

1. Постановка задачи

Внутрибаллистический расчет определяет изменения давления в камере сгорания, а также массового расхода продуктов сгорания по времени, и проводится в общем случае с учетом различных факторов, связанных между собой системой дифференциальных уравнений внутренней баллистики. Ввиду особой сложности процессов, происходящих в камере сгорания РДТТ, расчет ВБХ обычно проводится с учетом следующих допущений:

– продукты сгорания даже при наличии в них взвешенных конденсированных частиц рассматриваются как газовая смесь, удовлетворяющая уравнению состояния идеального газа;

– камера сгорания предварительно наполнена продуктами сгорания воспламенителя до давления устойчивого горения топлива;

– топливо воспламеняется мгновенно по всей поверхности заряда;

–скорость горения одинакова по всей поверхности заряда и зависит только от давления в камере и начальной температуры заряда, эрозионное горение отсутствует;

– топливо горит параллельными эквидистантными слоями;

– задача решается в нульмерной постановке, перепад давления по длине камеры сгорания определяется отдельным газодинамическим расчетом.

Система дифференциальных уравнений внутренней баллистики в общем виде имеет следующий вид:

$$\begin{cases} \dfrac{dP}{d\tau} = \dfrac{1}{W}\left(S\rho u R T_g - AF_{kr} RTP - P\dfrac{dW}{d\tau}\right) \\ \dfrac{dT}{d\tau} = \dfrac{RT}{WP}\left(S\rho u\left(kT_g - T\right) - (k-1)\left(AF_{kr}TP + \right.\right. \\ \left.\left. + \dfrac{P}{R}\dfrac{dW}{d\tau}\right)\right) \\ \dfrac{de}{d\tau} = u \\ u = u_1 P^{\upsilon} \\ S = f(e) \\ \dfrac{dW}{d\tau} = Su \end{cases}, \quad (1)$$

где P – давление в камере;

τ – время работы;

W – свободный объем камеры сгорания двигателя;

S – поверхность горения заряда;

ρ – плотность топлива;

R – газовая постоянная;

T_g – температура горения;

A – коэффициент истечения;

F_{kp} – площадь критического сечения;

T –температура продуктов сгорания;

k – показатель адиабаты;

e – свод горения;

u – скорость горения;

u_1 – коэффициент в законе скорости горения;

υ – показатель степени в законе скорости горения.

В системе уравнений (1) учитываются процессы прихода и расхода массы, изменение объема камеры сгорания, связанное с горением заряда, а также изменение температуры продуктов сгорания.

В некоторых случаях можно принять, что температура горения является постоянной, поскольку она довольно слабо изменяется с изменением давления, и отказаться от рассмотрения уравнения энергии. Тогда система уравнений (1) упростится до следующего вида:

$$\begin{cases} \dfrac{dP}{d\tau} = \dfrac{1}{W}\left(S\rho u R T_g - AF_{kr} RTP - P\dfrac{dW}{d\tau}\right) \\ \dfrac{de}{d\tau} = u \\ u = u_1 P^{\upsilon} \\ S = f(e) \\ \dfrac{dW}{d\tau} = Su \end{cases}, \quad (2)$$

Здесь учитываются только процессы прихода и расхода массы, а также изменение объема, связанное с горением заряда.

В тех случаях, когда давление в камере сгорания постоянно по времени работы или слабо меняется, систему уравнений внутренней баллистики можно дополнительно существенно упростить и свести ее к известному уравнению Бори для установившегося режима. При этом переходные участки – выход на режим и спад обычно не рассчитываются, а определяются на основе опытных данных, полученных при испытаниях двигателей-аналогов, близких по габаритам к проектируемому двигателю. Основное допущение при выводе уравнения Бори состоит в том, что расход продуктов сгорания через критическое сечение сопла равен газоприходу с поверхности горения заряда. Тогда давление в камере будет определяться по известной зависимости:

$$P = \left(\frac{Su_1\rho}{AF_{kr}}\right), \quad (3)$$

Необходимо отметить, что уравнение Бори широко используется в настоящее время в практике расчетов ВБХ как крупногабаритных, так и малогабаритных РДТТ, поскольку в большинстве случаев дает результаты близкие к экспериментальным данным. Однако, в некоторых случаях как, например, расчет ВБХ стартовых ПАД, его применение недопустимо.

Чтобы глубже разобраться в вопросе выбора приемлемой методики, были проведены сравнительные расчеты для семи типов малогабаритных РДТТ и ПАД по всем выше приведенным методикам и результаты были сопоставлены с экспериментальными данными.

2. Результаты расчета и их анализ

Для проведения сравнительного анализа расчетов были выбраны семь типовых конструкции малогабаритных РДТТ и ПАД, а именно:

– двигатель отделения отработавшей ступени;

– двигатель управления космическим объектом;

– пороховые аккумуляторы давления, применяемые при миномётном старте ракеты;

– двигатель отделения обтекателя ракеты;

– импульсный микро РДТТ.

Расчеты всех типов двигателей проводились для трех случаев:

– для установившегося режима по уравнению Бори (уравнение 3);

– с учетом уравнения энергии (система 1);

– без учета уравнения энергии (система 2).

2.1. Двигатель отделения отработавшей ступени ракеты (Рисунок 1)

Двигатель предназначен для отделения и увода космического объекта или отработавшей системы ракеты.

Данный тип двигателя характеризуется следующим:

заряд вкладной (шашечный) всестороннего горения (поверхность горения слабо меняется в зависимости от свода горения);

время работы от 0,5 до 1,1 с.

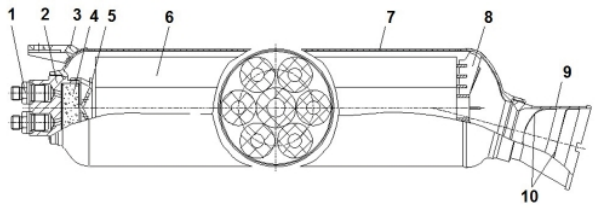


Рис. 1. Конструкция двигателя отделения
1 – пиропатрон (2 шт.); 2 – крышка; 3 – кронштейн; 4 – воспламенитель; 5 – рассекатель; 6 – заряд твердого топлива; 7 – корпус; 8 – диафрагма; 9 – сопло; 10 – мембрана (2 шт.)

Результаты расчетов и результаты экспериментов приведены на рисунке 2.

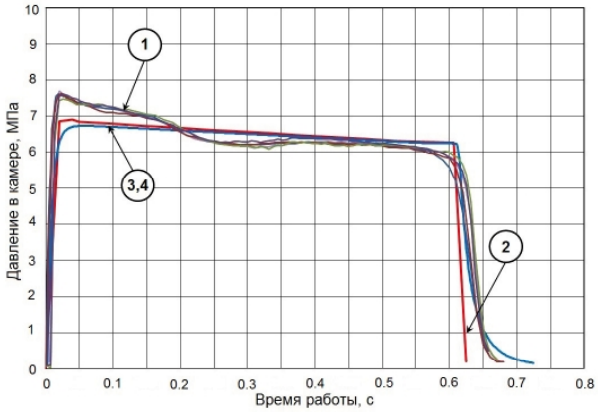


Рис. 2. Результаты расчета давления
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4); 3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

Как видно из рис. 2, результаты расчета на стационарном участке хорошо сходятся с результатами эксперимента. Давление в камере меняется мало и режим работы двигателя близок к стационарному, в результате расчеты по различным системам уравнений дают идентичные результаты. Основные расхождения между расчетом и экспериментом имеют место на участке выхода на режим, поскольку в расчете не учитывается работа воспламенителя.

2.2. Двигатель управления космическим объектом

Двигатель предназначен для управления полетом космического объекта (Рисунок 3).

Данный тип двигателя характеризуется следующим:

– заряд вкладной торцевого горения (поверхность горения постоянна в зависимости от свода горения);

– время работы 55 с.

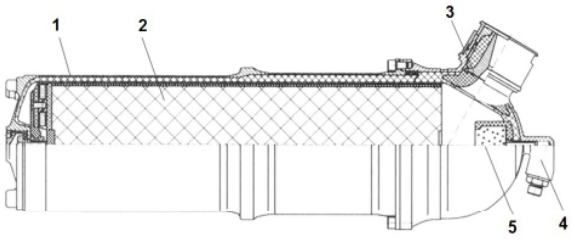


Рис. 3. Двигатель управления космическим объектом
1 – корпус; 2 – заряд; 3 – сопловой блок; 4 – пиропатрон; 5 – воспламенитель

Результаты расчетов и результаты экспериментов приведены на рисунке 4.

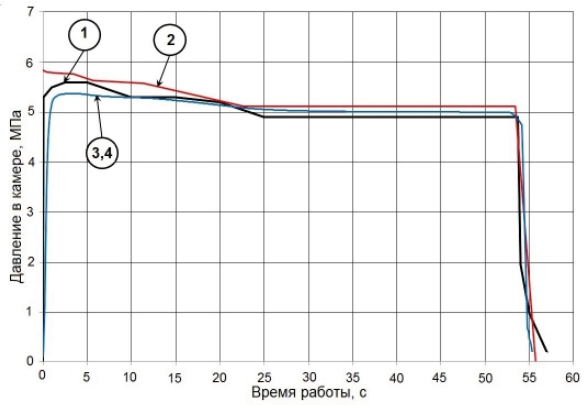


Рис. 4. Результаты расчета и результаты экспериментов
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

Как видно, уравнение Бори для заряда торцевого горения как в случае двигателя отделения дает результаты, близкие к эксперименту.

2.3 Пороховые аккумуляторы давления (Рисунок 5)

При расчетах рассматриваются три типа ПАД, которые обладают различной степенью прогрессивности расхода и отличаются в основном конструкцией заряда.

Пороховые аккумуляторы характеризуются следующим:

– заряд вкладной, забронированный по наружной поверхности многоканальный моноблок с прогрессивной поверхностью горения (поверхность горения увеличивается по мере сгорания заряда);

– время работы от 1,5 до 3,5 с.

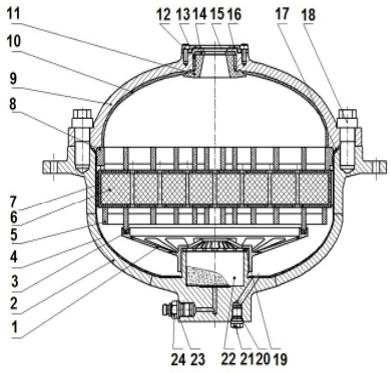


Рис. 5. Пороховой аккумулятор давления
1 – опора; 2 – корпус; 3 – компенсатор;
4, 10 – теплозащита; 5 – решетка; 6 – заряд; 7 – сухарь;
8 – диафрагма; 9 – крышка; 11 – сопловой блок;
12 – винт; 13 – прижим; 14 – вкладыш; 15 – мембрана;
16,17 – кольцо уплотнительное; 18 – болт; 19 – матрица;
20, 23 – прокладка; 21 – заглушка; 22 – воспламенитель;
24 – электровоспламенитель

Результаты расчетов приведены на рис. 6, 7 и 8.

В связи с тем, что давление в камере сгорания ПАД динамично и прогрессивно изменяется в широких пределах от 10 кг/см^2 до 400 кгс/см^2 упрощенный внутрибаллистический расчет на основе уравнения Бори, который часто проводится при проектировании как малогабаритных, так и крупногабаритных РДТТ, в данном случае дает значительную погрешность. Это также связано и с особенностью конструкции ПАД, для которых характерен большой свободный объем, вследствие чего уравнение Бори дает не только погрешность, а и существенно завышенные значения по давлению.

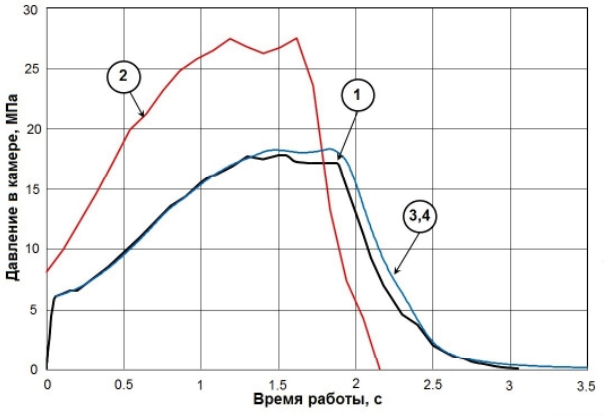


Рис. 6. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 1)
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

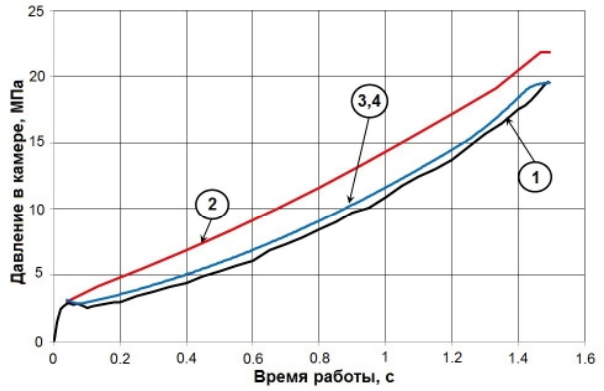


Рис. 7. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 2)
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

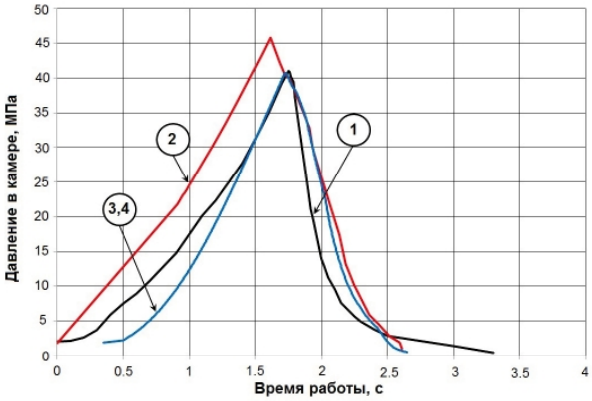


Рис. 8. Результаты расчета и результаты экспериментов (ПАД тип 3)
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1; 4 – расчет по системе уравнений 2

2.4. Двигатель увода обтекателя ракеты (Рисунок 9)

Двигатели данного типа устанавливаются в головном обтекателе и предназначены для его увода.

Двигатели данного типа характеризуются следующим:

– заряд вкладной, многоканальный моноблок с прогрессивной поверхностью горения (поверхность горения слабо меняется в зависимости от свода горения);

– время работы от 0,11 с.

Типовая конструкция двигателя отделения обтекателя приведена на рис. 9, 10.

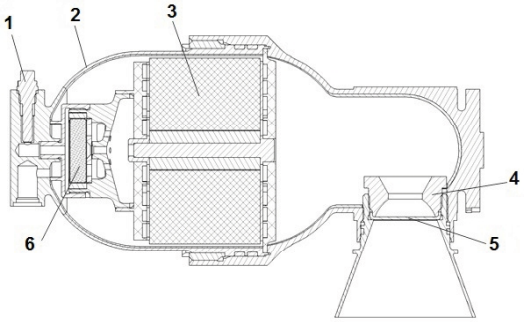


Рис. 9. Двигатель отделения обтекателя ракеты
1 – пиропатрон; 2 – корпус в сборе; 3 – заряд;
4 – сопло; 5 – заглушка; 6 – воспламенитель

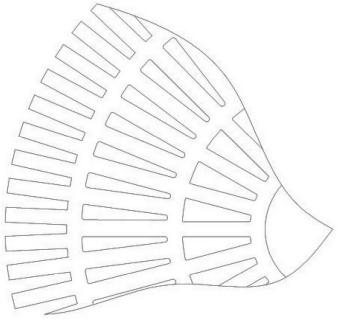


Рис. 10. Конструкция заряда двигателя отделения обтекателя ракеты

Результаты расчетов приведены на рисунке 11.

Как видно из рисунка 11, результаты расчета хорошо сходятся с результатами эксперимента. Давление в камере меняется мало и режим работы двигателя близок к стационарному, в результате расчеты дают идентичные результаты.

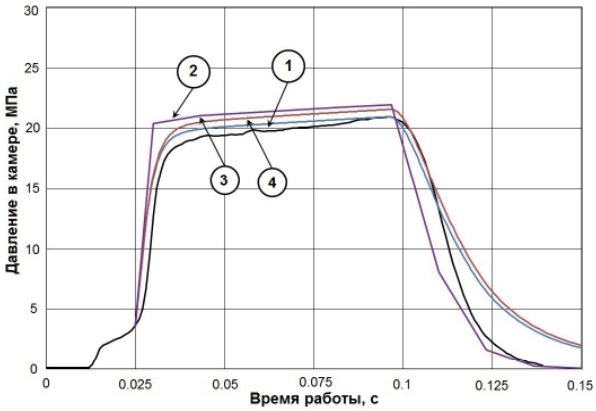


Рис. 11. Результаты расчета и результаты экспериментов
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1;
4 – расчет по системе уравнений 2

2.5. Импульсный микро РДТТ (Рисунок 12)

Двигатели предназначены для создания управляющих импульсов по каналам тангажа и рыскания [4].

Данный тип РДТТ характеризуется следующим:

– заряд гранулированный из пироксилинового артиллерийского пороха (поверхность горения увеличивается в зависимости от свода горения);

– время работы от 0,02 до 0,05 с.

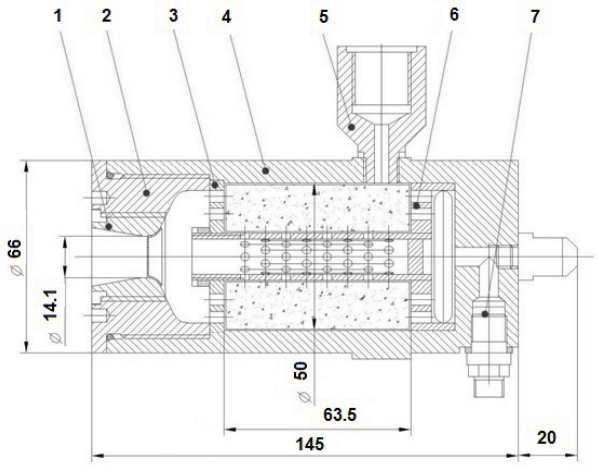


Рис. 12. Импульсный микро РДТТ
1 – сопло; 2 – крышка; 3 – передняя диафрагма;
4 – корпус; 5 – штуцер замера давления; 6 – задняя диафрагма; 7 – пиропатрон

Результаты расчетов приведены на рис.13.

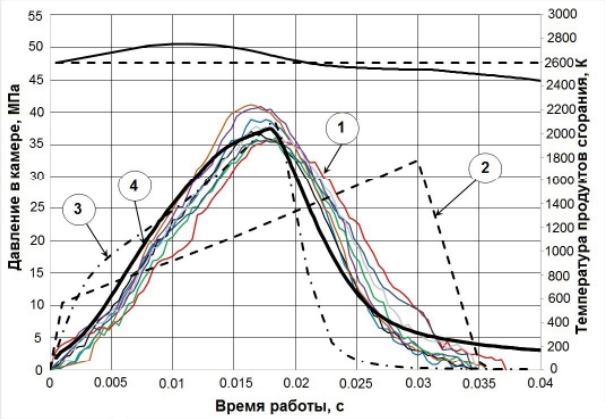


Рис. 13. Результаты расчета и результаты экспериментов
1 – эксперимент; 2 – уравнение Бори (система 4);
3 – расчет по системе уравнений 1;
4 – расчет по системе уравнений 2

В данном случае работа двигателя состоит из двух участков (участок набора давления и участок спада), каждый из которых занимает половину времени работы. Участок установившего режима отсутствует. Для решения данной задачи уравнение Бори, как видно из рисунка 13, не применимо. Результаты расчета №3 близки к эксперименту, однако, наиболее достоверные результаты получены при расчете №4, где учитывается изменение температуры газа в камере. Расчеты №3 и 4 отличаются между собой как на участке набора давления, так и на участке спада. Это объясняется изменением температуры газа в камере.

Выводы и рекомендации

1. Проведен расчет ВБХ для семи типов двигателей различных по конструкции и характеристикам. Результаты расчета сопоставлены с результатами эксперимента.

2. Анализ результатов показал, что наиболее близкие к эксперименту результаты расчетов дает решение системы уравнений с учетом уравнения энергии.

3. Анализ результатов показал, что в некоторых случаях как, например, расчет ВБХ стартовых ПАД, применение уравнения Бори недопустимо.

4. Определено, что на отличие расчетного давления в камере РДТТ от экспериментального наибольшее влияние оказывают три параметра: степень прогрессивности, отношение объема камеры к начальному объему заряда и время работы.

Для оптимального выбора подходящей методики расчета ВБХ введем следующий критерий:

$$\left(\frac{S'}{W'}\right)^{\frac{1}{\tau}}, \qquad (4)$$

где $S' = \frac{S_{max}}{S_{нач}}$ – степень прогрессивности по поверхности горения;

$W' = \frac{W_{камеры}}{W_{нач.заряда}}$ – отношение объема камеры к начальному объему заряда;

τ – время работы двигателя.

Далее по формуле (4) определяется значение данного критерия для каждого из типов РДТТ и ПАД. Полученные значения приведены в таблице 1.

Таблица 1. Значение критерия для каждого типа РДТТ и ПАД

Двигатель	S'	W'	τ	Значение критерия
Двигатель отделения	0,92	1,6	0,55	0,37
Двигатель управление	0,95	1,2	55	0,99
ПАД 1	2,2	1,8	3	1,08
ПАД 2	4,1	2,1	1,5	1,55
ПАД 3	8	2	2,5	1,74
Двигатель увода обтекателя	1,15	1,65	0,15	0,23
Импульсный микро РДТТ	1,74	1,67	0,04	2,27

Учитывая вышеизложенное можно сделать следующие рекомендации по порядку применения методик расчета в соответствии с определенными критериями:

– при значении критерия ≤ 1 применяется уравнение Бори;

– при значении критерия > 1 применяется система уравнений 2;

– при значении критерия > 2 применяется система уравнений 1.

Литература

1. Соркин Р. Е. Теория внутрикамерных процессов в ракетных двигателях на твердом топливе [Текст] / Р. Е. Соркин. – М.: Наука, 1983. – 288 с.

2. Серебряков М. Е. Внутренняя баллистика ствольных систем и пороховых ракет [Текст] / М.Е. Серебряков. - М.: Оборонгиз, 1962. – 703 с.

3. Райзберг Б. А. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом то-

пливе [Текст] / Б.А.Райзберг, Б.Т.Ерохин, К.П.Самсонов.– М.: Машиностроение, 1972.

4. Экспериментальные исследования возможности создания импульсного РДТТ с малым временем работы: научно-технический сборник Космическая техника. Ракетное вооружение [Текст] / канд. техн. наук В.В. Оглих, Г.Э. Толочьянц, Н.С. Михайлов, В.Н. Попков – Украина, г. Днепр, выпуск 2, 2016 г.

Поступила в редакцию 01.08.2018

М.С. Михайлов, Г.Е. Толочьянц, В.В. Огліх, Е.К. Магдін. Розрахунок внутрібалістичних характеристик малогабаритних РДТП

У теперішній час у широкій технічній літературі з теорії РДТП широко розглянуті різні методи розрахунку внутрішньобалістичних характеристик від самого простого, що має вигляд загальновідомого рівняння Борі, яке засноване на припущенні рівності приходу та витрати продуктів згоряння твердого палива, до складних систем диференціальних рівнянь, що враховують перемінність по часу більшого числа параметрів в тому числі й температури газу. Задача внутрішньої балістики полягає у визначенні основних характеристик двигуна (тиск в камері, секундно-масова витрата, тяга та ін.) в залежності від часу його роботи. Теорія внутрішньої балістики РДТП достатньо добре описана в літературі та на основі неї виведено безліч інженерних методик розрахунку характеристик РДТП. В той же час в літературі цілковито відсутні матеріали, що ілюструють збіжність розрахункових даних, які отримані за різними методиками, з експериментами, і рекомендації щодо їх застосування на практиці під час проектування РДТП.

У статті представлені розрахунки ВБХ, що були проведені з використанням різних методик для існуючих малогабаритних РДТП та ПАТ, що значно відрізняються конструкцією і характеристиками. Показано порівняння розрахункових і експериментальних даних та на основі цього порівняльного аналізу дані рекомендації щодо області використання існуючих методик розрахунків та необхідності їх уточнення.

Аналіз результатів показав, що в деяких випадках як наприклад розрахунок ВБХ стартових ПАТ застосування рівняння Борі неприпустимо.

Визначено, що на відмінність розрахункового тиску в камері РДТП від експериментального найбільше впливають три параметри: ступінь прогресивності, відношення об'єму камери до початкового об'єму заряда і часу роботи. Для оптимального вибору відповідної методики розрахунку ВБХ в статті наведені значення відповідного критерію.

Ключові слова: *малогабаритні РДТП, методика розрахунку.*

M.S. Mykhailov, H.E. Tolochyants, V.V. Oglikh, E.K. Mahdin. Calculation intraballistic characteristics small size solid propelant rocket motor (SRM)

Now in the extensive technical literature under theory SRM various methods of calculation of intraballistic testimonials from of the most simple in the form of the well-known equation of Bori based on the assumption of equality of arrival and the expense of combustion products of firm fuel, to difficult systems of the differential equations considering variability on time of a great number of parametres including temperature of gas are widely shined. The problem of internal ballistics solid rocket motor consists in definition of basic performances of the engine (chamber pressure, second mass flow, thrust, etc.) depending on time of its activity. The theory of internal ballistics solid rocket motor is well enough described in the literature and on the basis of it the set of engineering design procedures of characteristics solid rocket motor is injected. During too time in the literature absolutely there are no the materials illustrating convergence of computational data, received on various techniques, with experiment, and recommendations about their application in practice of designing solid rocket motor.

The article presents calculations of the intraballistic characteristics carried out using various techniques for existing small-size solid rocket motors and powder accumulators of pressure, which differ significantly in design and characteristics. Comparison of calculated and experimental data is shown and on the basis of this comparative analysis recommendations are given on the applicability of existing calculation methods and the need for their refinement.

The analysis of results showed that in certain cases as, for example, calculation of intraballistic characteristics of launching accumulators of pressure, application of the equation of Bori is inadmissible.

It is determined that on difference of a design pressure in chamber solid rocket motor from experimental the greatest influence is rendered by three parametres: progressiveness degree, the relation of a volume of the chamber to an initial volume of a charge and an operating time. For an optimum choice of suitable design procedure intraballistic characteristics in article values of corresponding criterion are resulted.

Key words: *small size solid rocket motor, calculation methods.*

References

1. Sorkin R.E. Teoriya vnutrikamernikh processov v raketnikh dvigatelyakh na tverdom toplive [Theory of processes into the combustion in solid propellant rocket motor]. Proceedings of the publishers "Science". Moscow, 1983. 288 p.

2. Serebryakov M.E. Vnytrenyaya ballistika stvol'nikh system i porokhovikh raket [Internal ballistics of barrel systems and powder rockets]. Proceedings of the publishers "Moskow". Moscow, 1962. 703 p.

3. Rayzberg B.A., Yerokhin B.T., Samsonov K.P. Osnovi teorii rabochikh processov v raketnikh sistemakh na tverdom toplive [Fundamental theory of processes in solid propellant rocket motor]. Proceedings of the publishers "Mechanical engineering". Moscow, 1972.

4. Oglikh V.V., Tolochyants H.E., Mikhaylov N.S., Popkov V.N. Eksperimental'niye issledovaniya vozmozhnosti sozdaniya impul'snogo RDTT s malym vremenem roboty [Experimental research to possibility creation pulse SRM with small operation time]. Space technology. Rocket arms. Ukraine, 2016, pp 30-34.

УДК 629.7.025; 629.7.027

Логинов В. В. доктор технических наук, старший научный сотрудник, начальник управления программ и проектов ЧАО “ФЭД”, Харьков, Украина, e-mail: flightpropulsion@gmail.com;

Дмитриев С. В. начальник отдела маркетинга и научно-технической информации ГП “Ивченко-Прогресс”, Запорожье, Украина, e-mail: s.dmytriyev@ivchenko-progress.com;

Украинец Е. А. доктор технических наук, профессор, профессор кафедры инженерно-авиационного факультета, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина, e-mail: eukrainez@gmail.c om;

Глущенко П. А. адъюнкт научно-организационного отдела, Харьковский национальный университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков, Украина, e-mail: GlushchenkoPA@i.ua

АНАЛИЗ МЕТОДОВ УЛУЧШЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Одной из исследовательских задач, направленных на достижение целей FLIGHTPATH 2050, является оценка методов улучшения топливной эффективности самолета на основе реализации концепции адаптивного крыла для снижения сопротивления самолета и применения электрического привода колес шасси. Проведена оценка способов снижения лобового сопротивления тяжелого дальнего магистрального самолета типа А340-600, оценено влияние использования для руления электропривода стоек шасси на топливную эффективность самолета. Показано, что ламинаризация поверхности планера самолёта без учета энергетических затрат на отсос пограничного слоя позволяет уменьшить затраты топлива приблизительно на 20%. Снижение времени использования маршевых двигателей самолета при рулении является мероприятием, которое сопоставимо по своей эффективности с уменьшением размеров щелей и уступов в органах управления и механизации крыла самолета. Самолет с электроприводом в передней стойке шасси имеет преимущество в топливной эффективности перед исходным самолетом только при рулении более 30 минут.

Ключевые слова: *экология, ACARE, Flightpath 2050, самолет, сопротивление, ламинаризация, двигатель, электропривод, топливная эффективность.*

Введение

Авиация вносит значительный вклад в антропогенное загрязнение окружающей среды. Данная проблема особенно актуальна для крупных аэропортов с интенсивным воздушным движением [1, 2]. Загрязнение верхней тропосферы и стратосферы имеет глобальные климатические и экологические последствия для человека и биосферы [3]. Поэтому страны-лидеры мирового авиастроения ставят долгосрочные цели развития авиации на основе экологической эффективности [4, 5], разработки новых технологий и поиска новых технических решений в авиации на уровне революционных подходов [6-9]. В Европейском Союзе главную роль в вопросах долгосрочной стратегии по проведению исследований, направленных на снижение воздействия авиации на окружающую среду и повышение конкурентоспособности, устойчивости европейской авиационной промышленности играет Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE). Главная задача ACARE - инициировать сотрудничество между заинтересованными сторонами, направленное на достижение целей Flightpath 2050 [2]. Для анализа выполнения всех целей, изложенных в Flightpath 2050, в настоящее время, по инициативе партнеров проекта Perspectives for Aeronautical Research in Europe (PARE) проводятся исследования по определению уровня прогресса, разрывов и барьеров для каждой из этих целей и выработке рекомендаций по их устранению. Одной из исследовательских задач в проекте PARE является оценка методов улучшения топливной эффективности самолета на основе реализации концепции адаптивного крыла для снижения сопротивления самолета [10] и применения электрического привода колёс шасси.

Для обеспечения конкурентоспособности летательного аппарата актуальной задачей яв-

© Логинов В.В., Дмитриев С.В., Украинец Е.А., Глущенко П.А., 2018

ляется исследование его экологических характеристик и топливной эффективности.

Целью представленных исследований является оценка влияния перспективных способов снижения расхода топлива тяжелого дальнего магистрального самолёта на основе улучшения аэродинамических характеристик.

Постановка задачи

Исследование экологических характеристик построено на знании параметров рабочего процесса двигателя силовой установки и аэродинамических характеристик самолета. Перспективными методами увеличения аэродинамического качества самолёта являются отказ от механизации передней и задней кромки крыла, отклоняемых органов управления самолета, искусственная ламинаризация элементов планера [6, 10]. Следствием увеличения аэродинамического качества самолета является повышение в той или иной степени его топливной эффективности. Другим примером повышения топливной эффективности самолёта является применение электропривода стоек шасси типа WheelTug для руления самолета при выключенных двигателях [11]. Однако такие решения требуют тщательных исследований.

Методы исследований

Для проведения исследований выбран тяжелый дальнемагистральный самолет типа А340-600. Исследования проведены для двух направлений: параметрические исследования летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета и оценка применения электропривода стоек шасси при рулении самолёта при выключенных двигателях до взлётной полосы.

Параметрические исследования ЛТХ тяжелого дальнемагистрального самолёта проводились с помощью разработанного модульного программного комплекса на основе методики, изложенной в работах [12, 13]. Модульный программный комплекс позволяет проводить исследования как с дозвуковой, так и со сверхзвуковой скоростями полёта самолета.

В основе снижения аэродинамического сопротивления самолета является улучшение качества обтекаемой поверхности, сокращение числа внешних надстроек и конструктивных элементов, проведение других конструктивно-технологических мероприятий. Перспективными средствами уменьшения сопротивления трения дозвуковых самолетов являются искусственная и естественная ламинаризация обтекания. Используя профили специальных форм с благоприятными градиентами давления в передней части крыла, можно осуществить естественную ламинаризацию на крыле самолёта и за счёт этого уменьшить сопротивление трения [14-17].

Аэродинамические характеристики исходного и модернизированного варианта самолёта представлены в виде поляр (рис. 1) и зависимостей аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы самолёта (рис. 2) для крейсерского режима полёта.

Показаны результаты расчета поляры и зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы модернизированного самолета при полном отсутствии механизации передней и задней кромки крыла, отклоняемых органов управления самолета, ламинаризации фюзеляжа, крыла, оперения и мотогондол. Данные соответствуют крейсерскому режиму полёта самолёта.

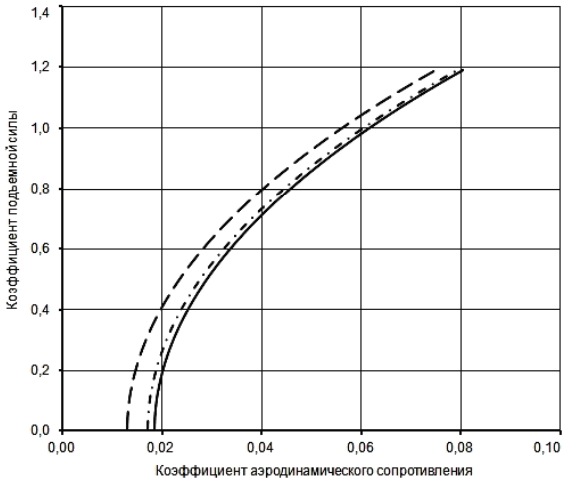


Рис. 1. Поляра исходного и модернизированного самолета
—— - исходный самолет с механизацией
— — - самолет без механизации, элеронов и рулей с искусственной ламинаризацией
— · — - самолет без механизации, элеронов и рулей

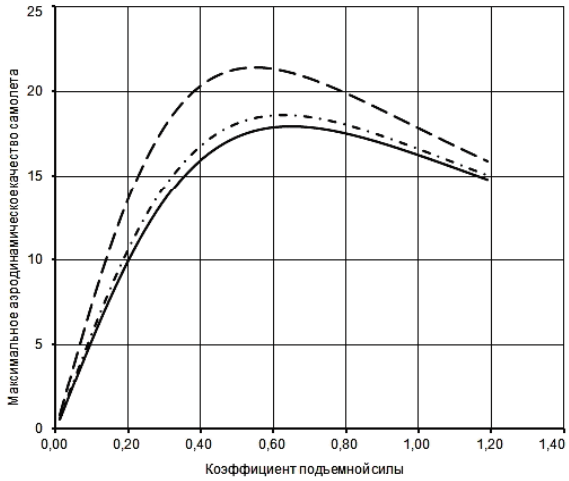


Рис. 2. Зависимость аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы самолета
—— - исходный самолет с механизацией
— — - самолет без механизации, элеронов и рулей с искусственной ламинаризацией
— · — - самолет без механизации, элеронов и рулей

В табл. 1 представлены результаты расчета расходных характеристик самолета с влиянием (турбулизует пограничный слой) и не влиянием предкрылка на структуру пограничного слоя на основном профиле. Также приведены результаты расчета величины дополнительного расхода топлива $G_т$ при влиянии предкрылка в случае отсутствия механизации крыла, элеронов и рулей.

Таблица 1. Результаты расчёта расхода топлива самолёта типа А340-600

Название параметра	Исходный самолет (предкрылок влияет на структуру пограничного слоя на основном профиле / предкрылок не влияет)	Без предкрылков	Без закрылков (предкрылок влияет на структуру пограничного слоя на основном профиле / предкрылок не влияет)	Без элеронов (предкрылок влияет на структуру пограничного слоя на основном профиле / предкрылок не влияет)	Без механизации и элеронов	Без механизации, элеронов и рулей	Искусственная ламинаризация
Расход топлива за полёт, кг	139195,8 / 134080,5	133513,4	137213,3 / 132105,9	138657,3 / 133544,3	131004,4	128855,3	111140,6
Расход топлива на горизонтальном участке полета, кг	125505,3 / 120687,4	120152,3	123640,3 / 118823,1	124999,1 / 120181,4	117782,1	115748,9	98906,3
Остаток топлива, кг	16404,2 / 21519,5	22086,6	18386,7 / 23494,1	16942,7 / 22055,7	24595,6	26744,7	44459,4
Часовой расход топлива СУ ЛА, кг/час	11242 / 10842	10798	11087 / 10687	11200 / 10800	10601	10432	9030
Часовой расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/час	10914 / 10495	10448	10751 / 10332	10869 / 10451	10242	10065	8601
Километровый расход топлива СУ ЛА на крейсерском режиме, кг/км	14,42 / 13,87	13,81	14,21 / 13,66	14,37 / 13,81	13,54	13,30	11,37
Выигрыш по топливу $\Delta G_т$ по сравнению с исходным вариантом, кг	– / 5115,3	5682	1982 / 7090	538 / 5651,5	8191	10341	28055
Выигрыш по топливу $\Delta G_т$ по сравнению с исходным вариантом, %	– / 3,7	4,1	1,4 / 5,1	0,4 / 4,1	5,9	7,4	20,2

Для улучшения экологических характеристик самолета необходимо применение электрического привода колес шасси [11]. Использование этого устройства снижает количество вредных выбросов и уровень шума, а также позволяет самолету двигаться задним ходом без использования наземной техники. За счёт повышения мобильности самолёта возрастает интенсивность движения, что приводит к сокращению времени его нахождения на земле и увеличивает рентабельность авиаперевозок.

Получены результаты исследования топливной эффективности исходного самолёта за типовой полётный цикл с устройством типа WheelTug при различном времени руления самолёта на земле (рис. 3). Устройство весит 1000 килограмм, включая интерфейс в кабине и контроллеры, состоит из электромоторов, которые устанавливаются в колеса носовой стойки.

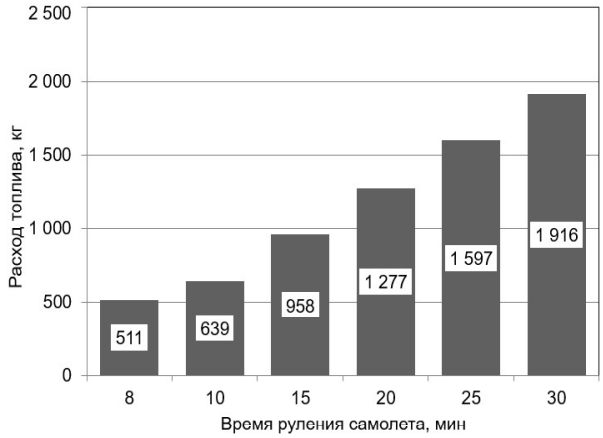


Рис. 3. Расход топлива при увеличении времени руления самолета (режим работы двигателя "малый газ")

Увеличение расхода топлива при увеличении времени руления самолета (режим работы двигателя "малый газ") показано на рис. 3. Следует отметить, что установка подобных систем уменьшает весовое совершенство самолета [10].

Исследования показали, что для данного самолета применение электропривода такой массы является эффективным в случае руления более 30 минут. При меньшем времени руления самолета с устройством типа WheelTug, масса сэкономленного топлива при рулении становится меньше той массы топлива, которая расходуется на воздушную перевозку дополнительной массы электропривода в составе самолета. Поэтому в дальнейших исследованиях целесообразно учитывать эту особенность при расчете характеристик самолета.

Заключение

На основе полученных результатов можно сделать следующие выводы:

Наиболее эффективным методом увеличения аэродинамического качества самолёта является ламинаризация поверхности планера. Ламинаризация поверхности без учёта энергетических затрат на отсос пограничного слоя позволяет уменьшить затраты топлива приблизительно на 20%. Оценочно, с учётом энергетических затрат на ламинаризацию, этот выигрыш может составить 13...15%.

Снижение времени использования маршевых двигателей самолёта при рулении является мероприятием, которое сопоставимо по своей эффективности с уменьшением размеров щелей и уступов в органах управления и механизации крыла самолёта. Установлено, что даже без учёта выработки ресурса маршевых двигателей тяжелый дальний самолет, оборудованный устройством типа WheelTug, имеет преимущество перед исходным самолётом при рулении более 30 минут.

Результаты, представленные в данной работе, являются предварительными и позволяют оценить предельные возможности повышения топливной эффективности магистрального самолета.

Литература

1. Future of Europe [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://ec.europa.eu/commission/future-europe_en, accessed 26 May 2018.

1. Flight 2050 Goals [Электронный ресурс]. – Режим доступа : https://www.acare4europe.org/sria/flightpath-2050-goals, accessed 25 May 2018.

3. European Aviation Environmental Report [Электронный ресурс]. – Режим доступа: environmental-report-2016-72dpi.pdf. – 84 p.

4. Airbus' "BLADE" laminar flow wing demonstrator makes first flight [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/09/airbus-blade-laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-fligt.html, accessed 10 September 2017.

5. Nickol C. Assessment of the Performance potential of Advanced Subsonic Transport Concepts for NASA's Environmentally Responsible Aviation Project [Text] / C. Nickol, W. Haller, 2016. – 34 p.

6. Morphing Wing Technologies. Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters [Text] / A.Concilio, I.Dimino, L.Lecce at all . – 1st Edition, Butterworth-Heinemann. – 2017. – 978 p.

7. Grahamn W. R. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction. [Text] / W. R. Grahamn, C. A. Hall, V. Morales // Transport Policy. – 2014. – Vol. 34. – P. 36–51.

8. Leylekian L. An Overview of Aircraft Noise Reduction Technologies [Text] / L. Leylekian, M.Lebrun, P.Lempereur // Aerospace Lab Journal, 2014. – Issue 7 : AL07-01.

9. Nae C. Advanced Aerodynamic Technologies for Future Green Regional Aircraft. [Text] / C. Nae // INCAS BULLETIN, 2014. – Vol. 6, Special Issue 1. – P. 99-110.

10. Белкин В. А. К проблеме повышения топливной эффективности гражданских самолетов [Текст] // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 219. – С. 121-126.

11. Шасси с электроприводом для реактивного самолета [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://www.safran.ru/file/ download/ safranmag11_ rus.pdf. – 21 p.

12. Логинов В. В. Программный комплекс по формированию эксплуатационных характеристик двигателя силовой установки самолета [Текст] / Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 9 (126). – С. 149–152.

13. Loginov V. Analysis of operational characteristics of aviation diesel and gas turbine engines for light passenger aircraft [Text] / V. Loginov, Y. Ukrainets // Transactions of the institute of aviation. - Warsaw, 2016. – № 4 (245). – P. 103-115.

14. Краснов Н. Ф. Основы аэродинамического расчёта [Текст] / Н. Ф. Краснов. – М. : Высшая школа, 1981. – 436 p.

15. Burley C. L. Hybrid wing body aircraft system noise assessment with propulsion airframe aeroacoustic experiments [Text] / C. L. Burley, E. D. Olson, R. H Thomas // International Journal of Aeroacoustics. – 2017. – Vol. 11, no. 3&4. – P.45-64.

16. Michael J. Czech Propulsion airframe aeroacoustic integration effects for a hybrid wing body aircraft configuration [Text] / J. Czech Michael, H. Thomas Russell, Elkoby Ronen // Aeroacoustics. – 2012. – Vol.11, №3-4. – P. 335-368..

17. Shuo Zhang Small morphing wing aerial vehicle dynamic modelling basing on simulation and flight test [Text] / Shuo Zhang, Zhengjie Wang, Wenming Dong. // International Journal of Modelling, Identification and Control, 2017. – Vol. 27, Issue 3. – P. 219-229.

Поступила в редакцию 25.06.2018

В. В. Логінов, С. В. Дмитрієв, Е. О. Українець, П. А. Глущенко. Аналіз методів покращення паливної ефективності магістрального літака

В роботі показано виконання однієї з цілей Європейської консультативної ради з досліджень в області авіації (ACARE), викладених в Flightpath 2050. Європейський союз проводить дослідження з визначення рівня прогресу, розривів і бар'єрів для кожної з цілей та надання рекомендацій щодо їх усунення. Основна увага приділяється проблемам забезпечення екологічних характеристик, паливної ефективності, задоволенню потреб пасажирів та підтримання глобального лідерства. Тому в роботі виконано дослідження методів поліпшення паливної ефективності літака на основі реалізації концепції адаптивного крила для зниження опору літака і застосування електричного приводу коліс шасі. Проведено оцінку способів зниження лобового опору важкого дальнього магістрального літака типу А340-600 на основі реалізації зазначеної концепції, а також вплив електроприводу стійок шасі на паливну ефективність літака. Показано, що основним показником, що характеризує конкурентоспроможність ЛА, є можливість забезпечити перевезення максимального комерційного навантаження на найбільшу дальність при мінімальній витраті палива.

Дослідження експлуатаційних характеристик літака проводилося за допомогою розробленого модульного програмного комплексу на основі проведення параметричних досліджень характеристик літака і його силової установки на етапах модернізації або попереднього проектування. Модульний комплекс включає обчислювальні програмні блоки, які взаємопов'язані між собою, і дозволяють проводити дослідження характеристик двигунів і літаків як з дозвуковою, так і з надзвуковою швидкістю польоту.

Результати досліджень показали, що ламінаризація поверхні планера літака без урахування енергетичних витрат на відсмоктування прикордонного шару дозволяє зменшити витрати палива приблизно на 20 %. Зниження часу використання маршових двигунів літака при рулінні є заходом, який можна порівняти за своєю ефективністю зі зменшенням розмірів щілин і уступів в органах управління та механізації крила літака. Літак з електроприводом в передній стійці шасі має перевагу в паливній ефективності перед вихідним літаком тільки при рулінні більше 30 хвилин. Отримані результати дозволяють оцінити граничні можливості підвищення паливної ефективності важкого дальнього магістрального пасажирського літака.

Ключові слова: *екологія, ACARE, Flightpath 2050, літак, опір, ламінаризація, двигун, електропривід, паливна ефективність.*

V.V. Loginov, S.V. Dmytriyev, E.A. Ukrainets, P.A. Glushchenko. Analysis of methods of improving fuel efficiency of trunk-route aircraft

The study demonstrates the fulfillment of one of the goals of the Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE) outlined in Flightpath 2050. The European Union is conducting studies to determine the level of progress, gaps and barriers for each of the goals and to provide guidance on their elimination. The focus is on environmental performance, fuel efficiency, passenger satisfaction and global leadership. Therefore, there in the study is carried out research on methods for improving the fuel efficiency of the aircraft based on the implementation of the concept of adaptive wing to reduce the resistance of the aircraft and the use of electric drive wheel chassis. One conducted the estimation of ways to reduce the frontal resistance of a heavy long-distance trunk aircraft type A340-600 based on the implementation of this concept, as well as the effect of the electric drive chassis racks on the fuel efficiency of the aircraft. It is shown that the main indicator, which characterizes the competitiveness of aircraft, is the possibility to provide transportation of the maximum commercial load at the largest range with a minimum fuel consumption.

Exploration of the operational characteristics of the aircraft was carried out with the help of the developed modular software complex based on parametrical studies of the characteristics of the aircraft and its propulsion at the stages of modernization or preliminary design. The modular complex includes computational software blocks that are interconnected and allow the study of the characteristics of engines and aircraft, both with subsonic and with supersonic flight speed.

The results of studies have shown that laminarization of the aircraft's surface without taking into account the energy costs of exhausting the boundary layer reduces fuel consumption by about 20 %. Reducing the use of aircraft propulsion engines while taxiing is an action that can be compared in terms of its effectiveness with decreasing the size of cracks and ledges in the control and mechanization of the wing of the aircraft. Aircraft with an electric chassis in front of the chassis has an advantage in fuel efficiency before the aircraft only when taxiing for more than 30 minutes. The obtained results allow estimating boundary possibilities of increase of fuel efficiency of heavy long-distance main passenger aircraft.

Keywords: *ecology, ACARE, Flightpath 2050, aircraft, resistance, laminarization, engine, electric drive, fuel efficiency.*

References

1. Future of Europe. Available at: https://ec.europa.eu/commission/future-europe_en (Accessed 26 May 2018).

2. FlightPath 2050 Goals. Available at: http://www.acare4europe.org/ sria/flightpath-2050-goals, (Accessed 25 May 2018).

3. European Aviation Environmental Report 2016. Available at: https://ec.europa.eu/transport/ sites/transport/files/european-aviation-environmental-report-2016-72dpi.pdf: 84 p.

4. Airbus' "BLADE" laminar flow wing demon-strator makes first flight. Available at: http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/ 2017/09/airbus_-_blade_-laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-fligh.html, (Accessed 10 Sep-tember 2017).

5. Nickol C., Haller, W., Assessment of the Performance potential of Advanced Subsonic Transport Concepts for NASA's Environmentally Responsible Aviation Project, 2016.

6. Concilio I. , Dimino L. , Lecce R. , Pecora. Morphing Wing Technologies. Large Commercial Air-craft and Civil Helicopters, 1st Edition, Butterworth-Heinemann: 978, 2017.

7. Grahamn W. R., Hall C. A., Morales V. The potential of future aircraft technology for noise and pollutant emissions reduction. Transport Policy, 2014, vol. 34, pp. 36–51.

8. Leylekian L. , Lebrun M. , Lempereur P. An Overview of Aircraft Noise Reduction Technologies. Aerospace Lab Journal, 2014, Issue 7: AL07-01.

9. Nae C. Advanced Aerodynamic Technologies for Future Green Regional Aircraft. INCAS BULLETIN, 2014, Vol. 6, Special Issue 1, pp. 99 – 110.

10. V.A. Belkin, K probleme povyshenija toplivnoj jeffektivnosti grazhdanskih samoletov [Problem of im-proving the fuel efficiency of civil aircraft]. Nauchnyj vestnik MGTU GA. 2015, no. 219, pp. 121-126.

11. Shassi s elektroprivodom dlya reaktivnogo samoleta [Landing gear with electric drive for a jet air-craft]. Available at: https://www.safran.ru/file/down-load/safranmag11_rus.pdf: 21 p.

12. V.V. Loginov. Programmnyj kompleks po formirovaniju jekspluatacionnyh harakteri-stik dviga-telja silovoj ustanovki samoleta [Software for forming of operational performance of engine

aircraft power plant]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija. 2015. No. 9, pp. 149–152.

13. Loginov V., Ukrainets Y. Analysis of operational characteristics of aviation diesel and gas turbine engines for light passenger aircraft, Transactions of the institute of aviation. Warsaw, 2016, no. 4 (245), pp. 103-115.

14. N.F. Krasnov. Osnovy aerodinamicheskogo rascheta [Fundamentals of aerodynamic calculation]. M.: Vysshaya shkola. 1981. 436 p.

15. Burley C. L., Olson E. D., Thomas R.H Hybrid wing body aircraft system noise assessment with propulsion airframe aeroacoustic experiments. International Journal of Aeroacoustics, 2017, Vol. 11, no. 3&4.

16. Michael J. Czech, Russell H. Thomas, Ronen Elkoby, Propulsion airframe aeroacoustic integration effects for a hybrid wing body aircraft configuration, Aeroacoustics, 2012, vol. 11, no. 3&4, pp. 335-368.

17. Shuo Zhang, Zhengjie Wang, Wenming Dong, Small morphing wing aerial vehicle dynamic modelling basing on simulation and flight test, International Journal of Modelling, Identification and Control, 2017, Vol. 27, Issue 3, pp. 219-229.

УДК 621.454.2.015.4

Коваленко А. Н. начальник отдела, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: kandesign8848@gmail.com;

Блишун Ю. В. ведущий инженер-конструктор, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина, e-mail: yury.blishun@gmail.com.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ЖРДМТ ТЯГОЙ 400Н, ОРГАНИЗОВАННОЕ ПРИ ПОМОЩИ ГАЗОВОЙ ЗАВЕСЫ

Проведены экспериментальные исследования для подтверждения возможности работы ЖРДМТ по схеме с газовой завесой. Преимуществом данной схемы, в сравнении с другими, является упрощение конструкции – применяется только одна двухкомпонентная форсунка и отсутствуют малорасходные струйные форсунки для формирования завесного охлаждения. Всего было испытано четыре варианта опытных конструкций, отличающихся между собой материалом, длиной и толщиной экрана завесы, а также площадью перепускных отверстий/щели для отбора окислительного газа на охлаждение стенки корпуса камеры. На основании проведённых испытаний сделан вывод о принципиальной возможности реализации в ЖРДМТ схемы смесеобразования с газовой завесой. Но при этом ресурс и основные характеристики (в частности, расходный комплекс), полученные на опытных конструкциях с газовой завесой, уступают полученным на традиционных конструкциях. Анализ снижения расходного комплекса при реализации схемы смесеобразования с газовой завесой показал, что основной причиной является замедление химических реакций на холодной стенке экрана, а также дополнительная окружная неравномерность в пристеночной слое, образующаяся при реализации новой схемы.

Ключевые слова: *ЖРДМТ, смесеобразование, огневые испытания.*

Для теплозащиты современных ЖРДМТ применяют в основном внутреннее завесное и радиационное охлаждение. Использование проточного регенеративного охлаждения компонентами топлива крайне затруднительно из-за малых расходов компонентов топлива, при относительно большой поверхности охлаждения [1]. Внутреннее охлаждение создается путем организации низкотемпературного пристеночного слоя за счет создания избытка в этом слое одного из компонентов топлива. В зависимости от предельной допустимой температуры материала корпуса камеры ЖРДМТ и размерности (тяги) двигателя расход компонентов топлива на завесу может достигать 40%. В настоящее время в ЖРДМТ, работающих на топливе АТ + НДМГ, для формирования завесы преимущественно применяется окислитель. Это обусловлено несколькими факторами: расход окислителя для данной пары всегда больше расхода горючего, что позволяет легче сформировать равномерную по окружности жидкостную пленку; АТ обладает хорошими охлаждающими свойствами, обусловленными процессами диссоциации, а также низкой температурой кипения; НДМГ при нагреве подвергается коксованию и экзотермическим реакциям разложения.

При разработке новых ЖРДМТ для материала корпуса ЖРДМТ наиболее доступным является ниобиевый сплав (например, Нб5В2МЦ или С103) с защитным покрытием на основе $MoSi_2$. Предельно допустимая температура ниобиевого сплава Нб5В2МЦ в окислительной среде определяется характеристиками защитного покрытия $MoSi_2$ и составляет 1600 °С...1700 °С, при этом для гарантированного обеспечения работоспособности конструкции из этих материалов при проектировании рекомендуется не более 1450 °С [2].

Для ЖРДМТ на топливе АТ+НДМГ тягой до 500 Н смесеобразование может быть организовано при помощи одной центральной двухкомпонентной форсунки, а для создания завесы применяются специальные струйные форсунки (от 6 до 12), расположенные на периферии смесительной головки. Такая схема смесеобразования, представленная на рисунке 1, получила широкое распространение. При этом практически весь окислитель и горючее направляются на стенку камеры и участвуют в ее теплозащите, так как продукты первичных химических реакций горения имеют относительно низкую температуру [3].

© Коваленко А.Н., Блишун Ю.В., 2018

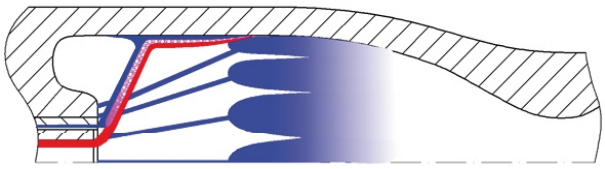


Рис. 1. Схема смесеобразования со струйно-центробежными форсунками

Исследования рабочего процесса в камерах ЖРДМТ на топливе АТ+НДМГ с монофорсункой и наружным конусом окислителя показали наличие подконусной зоны обратных токов, примыкающей к торцевой поверхности смесительной головки с температурой, не превышающей 400 К [4]. В состав газов этой зоны преимущественно входят пары окислителя. По мере накопления паров окислителя в подконусной зоне обратных токов происходит «прорыв» газов в основное огневое пространство, который сопровождается негативным воздействием на совместный конус распыла и может являться источником низкочастотных колебаний в камере сгорания. Специальная организация окислительной завесы при помощи дальнобойных струй, разрывающих пелену форсунки, позволяет обеспечить постоянный газообмен между подконусной зоной и основным огневым пространством, что повышает стабильность рабочих процессов [5]. Кроме того, дальнобойные струи подводят окислитель на стенку камеры в сечение перед соплом, обеспечивая тепловую защиту критического сечения. Это техническое решение реализовано в схеме смесеобразования, представленной на рисунке 1.

Таким образом, при использовании монофорсунки с наружным конусом окислителя в подконусной зоне имеется рабочее тело для окислительной завесы, которому необходимо организовать управляемый проход в основное огневое пространство. Для реализации этого варианта была разработана схема смесеобразования с газовой завесой (рисунок 2). Принцип работы следующий: совместный конус окислителя и горючего направляется на экран, при этом часть окислителя, испаряясь или отражаясь от экрана, попадает в подконусную зону обратных токов **А**, откуда через отверстия в экране (или щель между экраном и днищем смесительной головки) направляется в зазор между стенкой и экраном; основная часть топлива в виде пелены совместного конуса попадает на экран, охлаждает его продуктами первичных реакций горения и смешивается за торцом экрана с окислительной завесой. Величину расхода газа на завесу теоретически можно регулировать, изменяя площадь окон в экране либо конфигурацией экрана в районе контакта совместного конуса распыла с экраном (введение ограничивающего бурта или наклонной канавки). Основное достоинство новой схемы – упрощение конструкции, так как в ней применяется только одна двухкомпонентная форсунка и отсутствуют малорасходные струйные форсунки для формирования завесы.

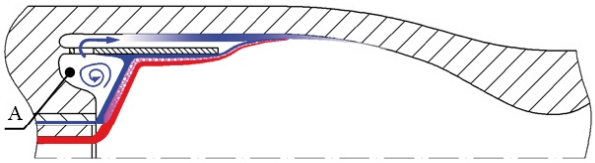


Рис. 2. Схема смесеобразования с газовой завесой

Для экспериментального подтверждения возможности работы ЖРДМТ по схеме с газовой завесой были подготовлены экспериментальные узлы, полученные доработкой имеющихся опытных конструкций (ОК). Первоначальная конструкция имела двухкомпонентную коаксиальную форсунку с наружным конусом окислителя и восемь периферийных струйных форсунок окислительной завесы с защитным экраном. При доработке струйные форсунки завесы не устанавливались, экран заменен на модернизированный с перепускными отверстиями, форсунка окислителя заменена на аналогичную форсунку с увеличенным расходом. Общий вид ОК после доработки представлен на рисунке 3. Для повышения качества экспериментальных результатов корпус камеры и смесительная головка не менялись. ОК состоит из смесительной головки, имеющей двухкомпонентную форсунку с наружным конусом окислителя, и технологического стального корпуса камеры, в котором участок около критического сечения охлаждается водой. Цилиндр и начальный участок сопла не имеют наружного охлаждения для того, чтобы по температурам наружной поверхности ТПЦ1-3 была возможность производить оценку равномерности теплового состояния конструкции, которое характеризует качество организации завесы. В ОК-1 экран изготавливался из стали 12Х18Н10Т, имел длину 47 мм и на торце со стороны критического сечения имел центровочное кольцо с четырьмя ребрами шириной 0,5 мм. Крепление экрана к смесительной головке осуществлялось при помощи сварочных прихваток. В начальной зоне экрана, контактирующей с зоной обратных токов, были выполнены 16 перепускных отверстий ∅ 7 мм.

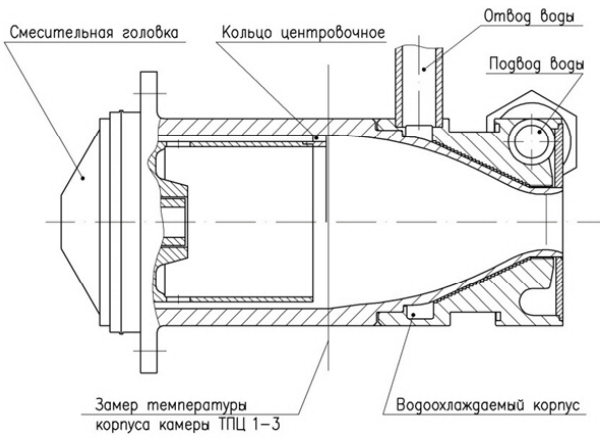


Рис. 3. Общий вид ОК-1 камеры ЖРДМТ

Основные результаты испытаний приведены в таблице 1 и на рисунке 4.

Таблица 1. Результаты испытаний

№ОК	ТПЦ1 (max), °С	ТПЦ2 (max), °С	ТПЦ3 (max), °С	ТПЦ4 (max), °С	β, с	$T_{ст.н}$, °С
ОК-1	210	320	370		157,6	1495
ОК-1А	700	540	780	740	156,5	1530
ОК-2	360	410	350		142,2	1401
ОК-2А	410	390	430	750	146,0	1436

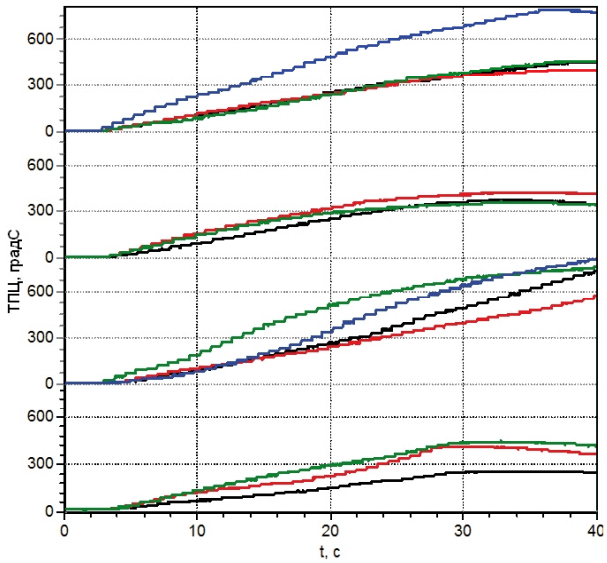


Рис. 4. Результаты замера температуры стенки корпуса камеры

При проведении огневого испытания ОК-1 на 25 секунде за срезом сопла появились яркие вспышки, поэтому было произведено аварийное выключение. Дефектация показала, что причиной вспышек явилось подгорание торца экрана в районе одного из центрирующих ребер на глубину до 4 мм и в ширину до 10 мм, кроме того, на поверхности экрана на участке от перепускных отверстий до торца имелись цвета побежалостей от светло-желтых до темно-фиолетовых. Анализ результатов показал, что одной из возможных причин локального подгара экрана могло быть возмущение в пристеночном слое, вызванное ребром, а также, возможно, недостаточное количество окислителя в газовой завесе. Поэтому в ОК-1А центровочное кольцо не устанавливали, а для увеличения площади перепуска отверстия выполнили продолговатыми (8 отверстий 7х15 мм), что привело к увеличению площади перепускных отверстий на 23% и уменьшению длины экрана на 4 мм. При проведении огневого испытания ОК-1А на 38,5 секунде было произведено аварийное выключение из-за превышения показаний одной из термопар ТПЦ предельной величины 750 °С. Дефектация ОК показала наличие подгорания торца экрана в плоскости входов окислителя и горючего на глубину до 4 мм и в ширину до 8…15 мм, кроме того, на поверхности стенки за местами подгаров имелись интенсивные цвета побежалостей. Аналогично первому испытанию на поверхности экрана на участке от перепускных отверстий до торца имелись цвета побежалостей от светло-желтых до темно-фиолетовых (рисунок 5).

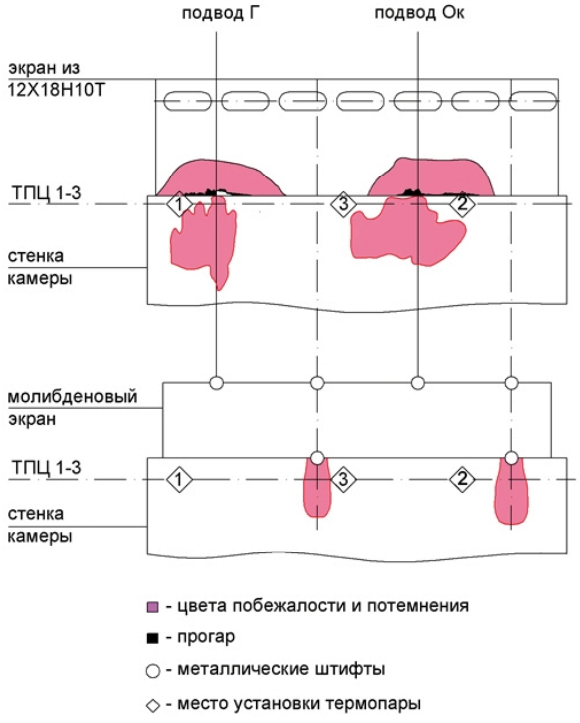


Рис. 5. Состояние внутренней поверхности после испытания (развёртка)

Анализ результатов огневых испытаний ОК-1 и ОК-1А показал, что схема смесеобразова-

ния с газовой завесой весьма чувствительна к равномерности подвода компонентов топлива - так все подгары экранов были расположены в плоскости подвода окислителя и горючего. Поэтому для дальнейшей проверки возможности реализации схемы с газовой завесой необходимо обеспечить работоспособность экрана в процессе испытания, что может быть осуществлено за счет уменьшения его длины и применения более жаростойкого материала.

Сэтой целью была разработана и изготовлена ОК-2, в которой экран был выполнен из молибденового сплава ВМ-1 с силицидным покрытием, а его длина уменьшена на 12 мм (рисунок 6). ОК-2 так же как и ОК-1, получена доработкой существующей материальной части.

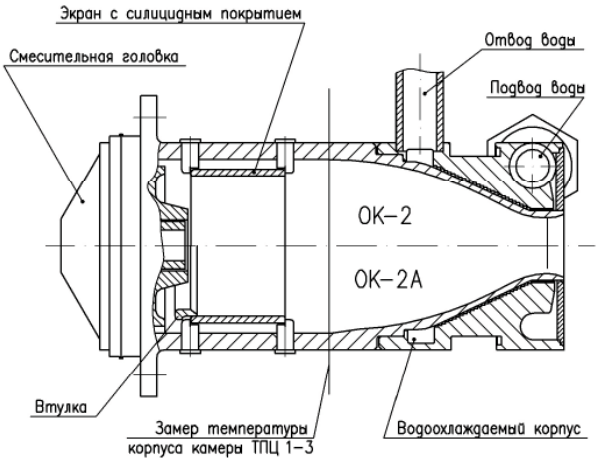


Рис. 6. Общий вид ОК-2 и ОК-2А камеры ЖРДМТ

Экран из молибдена имел толщину 2 мм, это обусловлено особенностями технологии получения защитного покрытия, для исключения острых кромок на торцах. Так как молибден и сталь имеют сильно различающиеся коэффициенты температурного расширения, то крепление экрана выполнялось при помощи штифтов, которые допускали небольшой люфт экрана относительно стальных штифтов, соединенных сваркой с корпусом камеры. Всего было применено шесть штифтов: четыре входных со стороны смесительной головки и два выходных – со стороны критического сечения. Ожидалось, что выходные штифты могут внести негативное влияние на пристеночный слой, поэтому их количество выбрано минимально возможным и размещены они, с учетом результатов предыдущих испытаний, в наименее напряженном месте - в плоскости перпендикулярной плоскости входных патрубков окислителя и горючего. Было проведено два огневых испытания (смотри таблицу 1). По результатам анализа первого испытания ОК-2 из-за низкой величины полученного расходного комплекса было принято решение ограничить поступление окислителя под экран.Для этого на торец экрана со стороны форсунки была установлена втулка (смотри рисунок 6). Состояние поверхности молибденового экрана после проведения серии огневыхиспытаний не изменилось: на наружной и внутренней поверхностях отсутствуют следы эрозии и цветов побежалостей (рисунок 7).

При использовании экранов из молибдена сохранялась целостность конструкции, однако отмечались более низкие значения расходного комплекса по сравнению с ОК со стальными экранами, а также относительно других схем смесеобразования (160,8 с). Наиболее вероятной причиной снижения полноты сгорания является замедление рабочих процессов на холодной поверхности молибденового экрана. В традиционной схеме смесеобразования теплота из теплонапряженной области (критическое сечение и зона втекания) переносится по материалу корпуса камеры на цилиндрическую часть и в сопло. Горячая поверхность интенсифицирует химические реакции горения топлива, холодная наоборот - замедляет. При использовании схемы смесеобразования с газовой завесой экран не имеет эффективного контакта с корпусом камеры и не получает тепла, а соответственно, хуже охлаждает теплонапряженную область. Однако, при этом снижение полноты сгорания компенсирует ухудшение охлаждения, что сохраняет тепловое состояние корпуса камеры на том же уровне.



Рис. 7. Фотография молибденового экрана после огневых испытаний

Дополнительными факторами, способствующими снижению полноты сгорания при использовании газовой завесы являются: наличие «резкого», ступенчатого перехода пристеночного слоя с экрана на стенку камеры, который из-за влияния дополнительных факторов (несоосность экрана относительно стенки; состояние выходной кромки экрана; взаимодействие с потоком газа из-под экрана и т.п.) приводит к дополнительным возмущениям, переменным в окружном направлении; неравномерное те-

чение газов из зоны обратных токов, которое зависит от множества геометрических параметров и фактического температурного состояния конструкции, при этом малый располагаемый перепад давлений между зоной обратных токов и основным огневым пространством не позволяет обеспечить равномерность по окружности; выходные штифты крепления экрана вызывают дополнительную неравномерность из-за локального разрушения пристеночного слоя.

Кроме того, возможно, отбор газа из подконусной зоны оказывал негативное влияние на совместную жидкостную пелену топлива.

Молибденовый экран имеет в 10 раз меньшее тепловое сопротивление в осевом направлении, чем стальной, и короче на 12 мм. Эти факторы и обусловили более низкую температуру молибденового экрана. В таблице 1 приведена расчетная оценка ожидаемой температуры внутренней стенки в критическом сечении (параметр $T_{ст.н}$), полученная по величине подогрева воды в технологическом корпусе камеры. Сравнительный анализ результатов огневых испытаний со стальными и молибденовыми экранами (смотри таблицу 1 и рисунок 4) показал, что ожидаемая $T_{ст.н}$ для ОК с молибденовым экраном на 100 °С меньше, чем для ОК со стальным экраном – что хорошо коррелируется с величиной расходного комплекса; окружная температурная равномерность заметно лучше у ОК с молибденовым экраном – так как молибденовый экран короче, поэтому пристеночный слой успевает лучше выровняться после слияния потоков за торцом экрана.

На основании проведенных работ можно сделать следующие выводы:

- подтверждена принципиальная возможность реализации в ЖРДМТ схемы смесеобразования с газовой завесой;

- ресурс и основные характеристики (расходный комплекс) ОК с газовой завесой уступают традиционным конструкциям;

- основной причиной снижения расходного комплекса при реализации схемы смесеобразования с газовой завесой является замедление химических реакций на холодной стенке экрана, а также дополнительная окружная неравномерность в пристеночной слое, образующаяся при реализации новой схемы;

- для формирования равномерной в окружном направлении завесы предпочтительней и эффективней использовать жидкостные струи или пленки, чем газ.

Следует отметить, что для проверки схемы с газовой завесой ОК были получены доработкой существующих узлов. Это существенно ограничило разработку и применение новых конструкторских решений, что в значительной степени повлияло на полученные результаты.

Литература

1. Алемасов В. Е. Теория ракетных двигателей [Текст]/ В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин, А.П. Тишин. – М. «Машиностроение», 1980. – 314-316 с.

2. Бешенев Ю. А. Экспериментальные исследования возможности адаптации ЖРДМТ разработки ФГУП «НИИМАШ» под топливную пару MON-3 + ММН с обеспечением удовлетворительного теплового состояния двигателей [Текст]/ Ю. А. Бешенев, С. А. Булдашев, Ф. А. Казанкий, Н. В. Лемский, Е. В. Семкин.//Вестн. СГАУ. – 2011. - № 3(27) часть 1. – С. 267-270.

3. Хватов Ю. А. Взаимодействие НДМГ с N_2O_4 в газовой фазе [Текст]/ Ю. А. Хватов, Г. С. Маркевич, Б. И. Броунштейн и др.// Сборник трудов ГИПХ. – 1980. – № 23. – С. – 17-22.

4. Силютин М.В. Физическая модель рабочих процессов в камере сгорания ЖРДМТ со струйно-центробежными форсунками на самовоспламеняющихся компонентах топлива [Текст]/ М.В. Силютин, С.А. Шустов.//Вестн. СГАУ. – 2011. - № 3(27) часть 3. – С. 205-212.

5. Пат. 2319863 Российская Федерация, МПК F02K 9/52. Способ организации рабочего процесса в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги [Текст]/Ф.А. Казанкин, Е.Г. Ларин, Ю.А. Бешенев, Р.Х.Кутуев, Л.В. Салич; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-исследовательский институт машиностроения».–№2005137619/06; заявл. 02.12.2005; опубл. 20.03.2008, Бюл. №8. – 5-7 с.

Поступила в редакцию 01.08.2018

А. Н. Коваленко, Ю. В. Блішун. Експериментальне дослідження робочого процесу в РРДМТ тягою 400Н, організоване за допомогою газової завіси

Проведені експериментальні дослідження для підтвердження можливості роботи РРДМТ за схемою з газовою завісою. Перевагою даної схеми, в порівнянні з іншими, є спрощення конструкції – застосовується тільки одна двокомпонентна форсунка і відсутні маловитратні струменеві форсунки для формування завісного охолодження. Всього було випробувано чотири варіанти дослідних конструкцій, які відрізняються між собою матеріалом, довжиною і товщиною екрану завіси, а також площею перепускних отворів/щілини для відбору окислювального газу на охолодження стінки корпусу камери. На

підставі проведених досліджень зроблено висновок про принципіальну можливість реалізації в РРДМТ схеми сумішоутворення з газовою завісою. Але при цьому ресурс і основні характеристики (зокрема, витратний комплекс), отримані на дослідних конструкціях з газовою завісою, поступаються отриманим на традиційних конструкціях. Аналіз зниження витратного комплексу при реалізації схеми сумішоутворення з газовою завісою показав, що основною причиною є уповільнення хімічних реакцій на холодній стінці екрану, а також додаткова колова нерівномірність у пристінковому шарі, яка утворюється при реалізації нової схеми.

Ключові слова: *РРДМТ, сумішоутворення, вогневі випробування.*

A. N. Kovalenko, Y. V. Blishun. The experimental research of low thrust lre with of 400n thrust in-chamber process formed by a gas screen

The experimental researches to confirm the possibility of low thrust LRE with gas screen operating are carried out. In traditional chambers for organization of the internal cooling usually used the oxidizing screen, formed by jet injectors of low mass flow rate. In this case there is observed the low-temperature, saturated with oxidant vapors zone between mixing head and outer propellant cone. The researched scheme assumed to use gas from zone between mixing head and outer propellant cone for forming of the gas screen. In comparison with the others schemes this scheme is simpler – a single two-component injector without jet injectors of low flow mass rate for screen forming is used. There were tested four variants of pilot chamber differing from each other by the sleeve material, length and thickness of the sleeve for screen forming and intake holes/gap area through which oxidizing gas supplied for chamber body cooling. The sleeves were made of 12X18H10T stainless steel and BM-1 molybdenum alloy with silicide coating. Pilot chambers were obtained by modification of the exiting chambers. For the quality increasing of the research results, chamber body and mixing head were not changed. Cylindrical part of the chamber and nozzle initial section have no external cooling for the possibility to estimate the chamber thermal state uniformity, which is characterizing quality of screen forming, by the temperature of the external wall. The performed tests shows possibility of the usage in low thrust LRE the mixing scheme with gas screen. But at the same time the operational time and main characteristics (in particular flow-rate complex) of pilot chambers with gas screen are lower than same parameters of the traditional chambers. The analysis of flow-rate complex decrease in the pilot chamber with gas screen shows that main cause is deceleration of chemical reactions at cold sleeve wall and additional circumferential unevenness of the parietal layer introduced by new scheme. Therefore for forming of the uniform in the circumferential direction screen more preferable and effective is usage of liquid jets or films than gas.

Key words: *small thrust LRE, mixing, fire tests.*

References

1. Alemasov V. E., Dregalin A. F. Tishin A. P. Teoriya raketnykh dvigatelei [The rocket engine theory]. Moskva, Mashinostroenie Publ., 1980, pp. 314-316.

2. Besenev Yu. A., Buldashev S. A., Kazankii F. A, Lemskii N.V., Semkin E. V. Eksperimental'nye issledovaniya vozmozhnosti adaptatsii ZHRD-MT razrabotki FGUP "NIIMASH" pod toplivnuyu paru MON-3 + MMH s obespecheniem udovletvoritel'nogo teplovogo sostoyaniya dvigatelei [The experimental investigations of LREST developed by FSUE «RINC» adaptation for propellants MON-3+MMH with acceptable engine thermal condition providing]. Vestnik SGAU, 2011, no. 3(27) part 1, pp. 267-270.

3. Khvatov Yu. A., Markevich G. S., Brounshtein B. I. i dr. Vzaimodeistvie NDMG s N_2O_4 v gazovoi faze [The interaction of UDMH and nitrogen tetroxide at gas phase]. Sbornik trudov GIPKH, 1980, no. 23, pp. 17-22.

4. Silyutin M. V., Shustov S. A. Fizicheskaya model' rabochikh protsessov v kamere sgoraniya zhrdmt so struino-tsentrobezhnymi forsunkami na samovosplamenyayushikhsya komponentakh topliva [The physical model of LREST combustion chamber completed with centrifugal-jet injectors working on hypergolic propellants working processes]. Vestnik SGAU, 2011, no. 3(27) part 3, pp. 205-212.

5. Kazankin F.A., Larin E.G., Beshenev, Ju.A., Kutuev L.V., Salich L.V. Sposob organizacii rabochego processa v kamere sgoranija zhidkostnogo raketnogo dvigatelja maloj tjagi [Metod for organization of operating process in combustion chamber of low-thrust liquid-propellant rocket engine]. Patent RF, №. 2319863, 2008, pp. 5-7.

УДК 622.143.5(045):622.24.054.3-82

Жулай Ю. А. канд. техн. наук, вед. науч. сотр., Институт транспортных систем и технологий НАНУ, Днепр, Украина, e-mail: zhulay@westa-inter.com;

Николаев А. Д. канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Институт технической механики НАНУ и Государственного космического агентства Украины, Днепр, e-mail: odnikolayev@gmail.com;

Дзоз Н. А. д-р техн. наук, президент корпорации НиА Колор®, Днепр, Украина, e-mail: znt@ua.fm

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОДОЛЬНЫХ ВИБРОУСКОРЕНИЙ БУРОВОГО СНАРЯДА С КАВИТАЦИОННЫМ ГИДРОВИБРАТОРОМ

Известно, что при многократном воздействии силовых импульсов от бурового инструмента процесс разрушения горной породы может принять усталостный характер, при котором вследствие развития сети микротрещин нарушение сплошности массива происходит при средних напряжениях, не достигающих предела прочности. Одним из устройств, реализующих продольные виброускорения породоразрушающего инструмента в буровом снаряде, является кавитационный гидровибратор, способствующий значительному увеличению скорости бурения скважин при длительном сохранении эксплуатационных качеств породоразрушающего инструмента.

Ключевые слова: *буровой снаряд, продольные виброускорения, математический метод расчета, кавитационный генератор, размах колебаний давления жидкости, параметр кавитации.*

Введение

Из практики известно, что при процессе разрушении твердых пород или расширении труб примерно 50% энергии расходуется на преодоление сопротивления трения, а 50% – на саму операцию. Уменьшить трение возможно наложением вибронагрузки на инструмент, используемый в технологическом процессе.

Механические технические средства для создания вибронагрузки обладают рядом недостатков, главным из которых является сложность эксплуатации машин, связанная с наличием движущихся деталей и пружин, резиновых манжет, изнашивающихся в процессе эксплуатации, в связи с чем их межсмотровой период не превышает 25 часов [1].

Одним из перспективных направлений, позволяющих исключить эти недостатки, является создание высокоамплитудных колебаний давления жидкости в диапазоне звуковых частот и преобразование их в вибронагружение инструмента.

В качестве устройства, реализующего преобразование стационарного потока жидкости в периодически срывное кавитационное течение, используется трубка Вентури специальной геометрии, получившая название "кавитационный генератор колебаний давления жидкости" (далее – генератор) [2]. Он обладает простотой изготовления, отсутствием подвижных частей, не требует дополнительных источников энергии и органично вписывается в существующее оборудование. Примеры практического использования генератора в металлургии, машиностроении и химической промышленности приведены в работе [1].

Так, например, продольные виброускорения породоразрушающего бурового инструмента способствуют значительному увеличению скорости бурения скважин при сохранении эксплуатационных качеств породоразрушающего инструмента [1, 3].

Использование вибронагрузки на коне для расширения труб, существенно уменьшает (на 93%) сопротивление трения по сравнению с расширением статическим воздействием [1]. Установлено, что такой способ предотвращает появление задиров и наклепов, а также заклинивание инструмента для расширения труб – кона.

В Институте технической механики НАН и НКА Украины разработан перспективный способ и устройство [4] повышения эффективности бурения скважин, связанный с наложением динамических нагрузок на породоразрушающий инструмент. Для реализации этого способа предложен забойный кавитационный гидровибратор, в проточной части которого вмонтирован кавитационный генератор. В нем вследствие периодического роста и схлопывания кавитационных полостей происходят колебания давления жидкой среды (бурового раствора) и в гидровибраторе, как составной

© Жулай Ю.А., Николаев А.Д., Дзоз Н.А., 2018

части конструкции бурового снаряда, происходит трансформация энергии колебаний жидкой среды в энергию продольных вибраций породоразрушающего инструмента.

Правильность выбора предложенного способа интенсификации процесса бурения скважин подтверждается современными тенденциями в увеличении скорости бурения с использованием гидродинамической кавитации как источника вибронагрузок на буровой инструмент.

Такие работы, представленные на симпозиумах-выставках по геомеханике и бурению, [5-8] выполняются, в частности, исследователями США, Китая и Канады. Так, например, с разведкой и разработкой нефти и газа в сверхглубоких скважинах (более 6000 м) в западном районе Китая, в сложных геологических условиях исследователи столкнулись с трудно преодолимыми проблемами сооружения таких скважин. С увеличением глубины скважины интенсивность бурения значительно уменьшается, а его стоимость сильно возрастает, что напрямую влияет на скорость и темпы разведки и разработки.

Для преодоления вышеуказанных проблем в Китае был разработан новый буровой инструмент [7] – специальное долото с установкой в нем гидравлического импульсного генератора кавитационной струи. Импульсная кавитационная струя образуется на выходе из донного сопла. Из-за пульсации струи, кавитирующей эрозии и местного эффекта отрицательного давления в забое улучшается разрушение породы, очистка скважины и повышается скорость бурения. Полевые эксперименты в трех глубоких скважинах показали, что при бурении новым буровым инструментом скорость бурения увеличивается на 30 - 60%.

Однако следует отметить, что частоты импульсного воздействия и уровень вибронагружения бурового инструмента в устройствах, предложенных и исследуемых в работах [5-8], как правило, значительно ниже достигнутых при бурении с помощью бурового снаряда, представленного в работе [4].

Указанный буровой снаряд прошел комплекс теоретических и экспериментальных исследований не только на гидравлических стендах [9 – 11], но и проверку в промышленных условиях [12], и подтвердил свою эффективность.

Однако исследование влияния режима работы генератора на реализуемые буровым снарядом продольных вибраций породоразрушающего инструмента в условиях, максимально приближенных к промышленным, по-прежнему остается **актуальной научно-технической задачей**. Это связано с тем, что при разработке буровых снарядов оптимизация работы гидровибратора базируется именно на оценках вибронагружения породоразрушающего инструмента, которую можно выполнить только с помощью математического моделирования процесса динамического взаимодействия бурового снаряда с гидровибратором и породы.

1. Анализ последних исследований и публикаций

Первая попытка теоретического определения параметров колебаний бурового снаряда с учетом пульсаций давления жидкости была предпринята в работе [9]. В ней использовалась расчетная схема в виде упругого неоднородного стержня, интенсивность распределения массы которого, учитывает массу жидкости.

Пульсации движения жидкости, возникающие в системе, имитируются периодически повторяющейся нагрузкой, прикладываемой в соответствующих сечениях стержня. Распространение импульсов давления по жидкости может быть представлено движущейся с постоянной скоростью нагрузкой, действующей на упругую систему. Однако результаты определения вибронагрузки на буровом инструменте снаряда по сравнению с экспериментальными данными были занижены почти в два раза.

С целью разработки адекватной математической модели бурового снаряда с гидровибратором в работе [10] исследовался механизм преобразования колебаний давления жидкой среды в продольные виброускорения бурового снаряда. Он объяснен наличием продольных сил, отражающих силовое воздействие колеблющейся жидкости на конструкцию гидровибратора и механическую часть бурового снаряда за гидровибратором. Эти силы обусловлены проекцией на продольное направление сил давления на элементы конструкции, инерцией жидкой среды (связанной с ускорением конструкции бурового снаряда), а также колебаниями жидкой среды при вибрационном движении элементов конструкции бурового снаряда с переменным проходным сечением проточной части.

В работе [11] предложена математическая модель динамической системы “буровой снаряд с гидровибратором”. Она описывает для различных элементов конструкции бурового снаряда изменение во времени таких параметров системы как виброперемещение, виброскорость, виброускорение, а также давления и массового расхода жидкости в проточной части соответствующих элементов конструкции бурового снаряда. Математическая модель продольных колебаний бурового снаряда с гидровибратором позволила получить не только качественное, но и количественное согласование расчетных и экспериментальных параметров колебаний дав-

лений жидкости и продольных виброускорений конструкции в различных сечениях бурового снаряда.

Экспериментальные данные были получены для бурового снаряда при жестком креплении его на стенде. Для согласования расчетных и экспериментальных виброускорений производилась корректировка модели в части описания базовых зависимостей, относящихся к динамике кавитационного течения в генераторе.

На основании моделирования динамической системы "буровой снаряд с гидровибратором" стало возможным компьютерное определение продольных сил (напряжений), возникающих при колебаниях в конструкции бурового снаряда, в том числе в сечении породоразрушающего инструмента, находящегося вблизи от зоны контакта с породой.

Однако в промышленных условиях на конструкцию гидровибратора будут дополнительно действовать силы веса колонковой трубы и осевой нагрузки, создаваемой гидроцилиндром на нее, что в конечном итоге может в значительной мере повлиять на уровень вибронагрузки на буровом инструменте и эффективность его работы.

Целью настоящей работы является определение продольных виброускорений на инструменте бурового снаряда с кавитационным гидровибратором при его контакте с разрушаемой породой и с учетом сил, действующих в осевом направлении на конструкцию бурового снаряда.

Для достижения поставленной цели решались задачи:

– экспериментальное определение вибронагрузки на породоразрушающем инструменте при погружении бурового снаряда с кавитационным гидровибратором в скважину и с осевой нагрузкой в 1000 кг;

– теоретическое исследование уровня вибронагрузки на буровом инструменте с учетом его контакта с разрушаемой породой и сил, действующих в продольном (осевом) направлении на конструкцию бурового снаряда;

– на основании анализа расчетных и экспериментальных данных, определить рациональный режим гидроимпульсного воздействия на породоразрушающем инструменте (коронке).

2. Экспериментальное определение вибронагрузки на буровом инструменте

Общая схема испытаний бурового снаряда с оптимальными режимными характеристиками в скважине глубиной 87 м представлена на рис.1. Статические давления на входе бурового снаряда P_0 и выходе из него P_1 рассчитывались по формулам: $P_0 = (P_н + 0{,}83)\cdot$МПа и $P_1 = (P_п - 0{,}87)\cdot$ МПа, где $P_п$ – давление подпора; $P_н$ – давление бурового раствора, создаваемое насосом.

При проведении этих испытаний измерялись амплитуда и частота пульсаций давления жидкости пьезоэлектрическим датчиком пульсаций давления И-24.2141 с пределами измерений от 0 до 10 МПа и собственной частотой 120 кГц. Амплитуда виброускорений измерялась датчиками АВС-034.

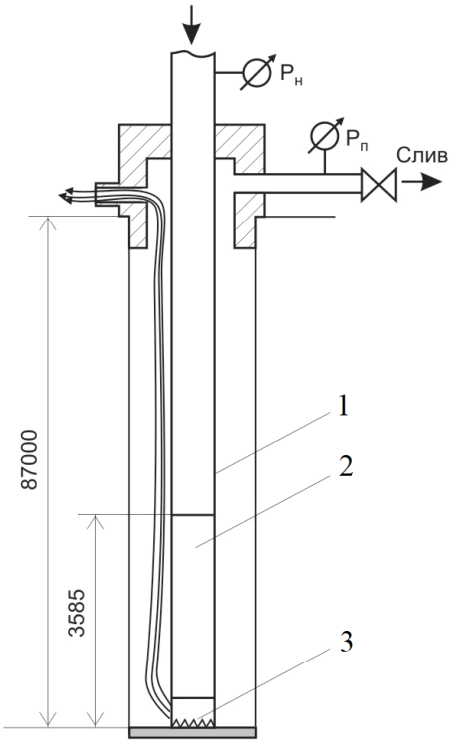


Рис. 1. Схема проведения испытаний бурового снаряда в скважине:
1 – колонковая труба; 2 – буровой снаряд;
3 – породоразрушающий инструмент

Схема бурового снаряда с местами установки датчиков виброускорений приведена на рис.2.

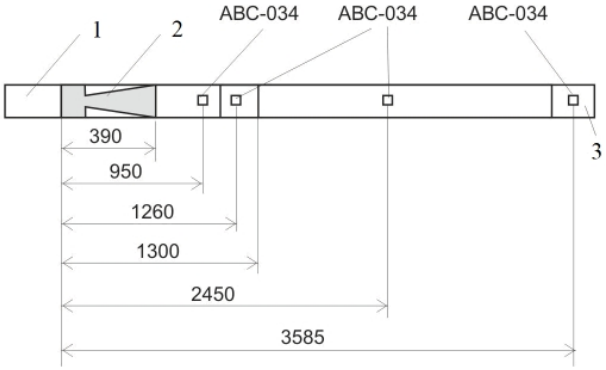


Рис. 2. Схема бурового снаряда с местами установки датчиков виброускорений:
1 – подводящая колонковая труба;
2 – кавитационный генератор с $d_{кр} = 6$ мм и $\beta = 20°$;
3 – буровой инструмент

Установка датчиков АВС-034 и датчика И-24.2141 на коронке 1 показана на

рисунке 3. Как видно из рисунка 3, два датчика виброускорений 3 и датчик пульсаций давления 4 установлены на бобышке 2, расположенной на коронке 1. Сигнал от каждого датчика поступает на коммутатор по кабельной линии 5, выполненной кабелем РК-50.

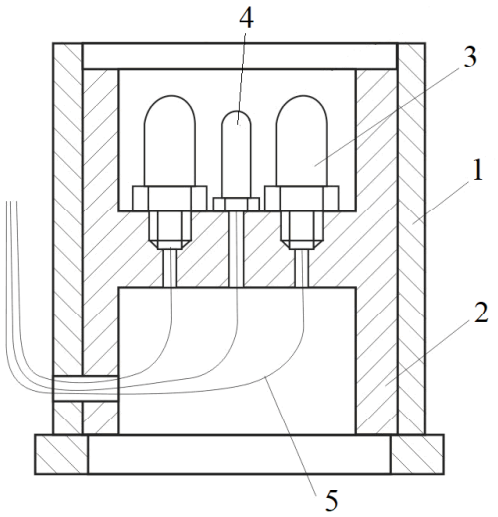


Рис. 3. Схема установки датчиков виброускорений и пульсаций на буровой коронке:
1 – буровая коронка; 2 – бобышка;
3 – датчики виброускорений;
4 – датчики пульсаций давления;
5 – кабельные линии

Поскольку выходное напряжение пьезодатчика сильно зависит от емкости нагрузки, то необходимо учитывать емкость кабельной линии, датчика, осциллографа при расчете чувствительности датчика. Чувствительность датчиков пульсаций давления рассчитывалась по формуле:

$$S_{расч} = \frac{4700 \cdot C_д}{C_д + C_л + C_{осц}} \cdot S_{пасп},$$

а чувствительность датчиков виброускорений по формуле:

$$S_{расч} = \frac{2500 \cdot C_д}{C_д + C_л + C_{осц}} \cdot S_{пасп},$$

где $C_д$ – емкость датчика, пф;

$C_л$ – емкость линии, пф;

$C_{осц}$ – входная емкость осциллографа, пф;

$S_{пасп}$ – паспортная чувствительность датчика;

$S_{расч}$ – расчетная чувствительность датчика.

С этой конструкцией снаряда было проведено 3 испытания, отличающихся давлением на входе. В качестве примера в табл. 1 приведены результаты испытаний бурового снаряда при давлении нагнетания $P_н$=4 МПа и осевой нагрузке F = 1000 кг.

В таблице ΔP_4 и Δn_4 – размахи колебаний давлений жидкости и виброускорений в сечении буровой коронки, а f – частота следования пульсаций.

Таблица 1. Результаты испытаний бурового снаряда при давлении нагнетания $P_н$=4 МПа и осевой нагрузке F=1000 кг

τ	ΔP_4, МПа	Δn_4, g	f, Гц
0,100	4,80	1840	196
0,137	6,00	2740	326
0,161	5,90	2740	383
0,184	5,15	3200	423
0,200	4,30	2740	508
0,340	3,20	1840	793
0,415	2,58	1840	995
0,475	2,15	1600	1188

Параметр кавитации τ, приведенный в таблице, как критерий динамического подобия режима кавитационного течения жидкости представляет собой отношение давления на выходе генератора к давлению на его входе, т.е.

$$\tau = P_1 / P_0.$$

В числитель этого параметра входит значение давления, под действием которого каверна захлопывается, а в знаменатель – давление, определяющее скоростной напор потока, в результате которого может образоваться и расширяться каверна. Как видно из полученных результатов, максимальные виброускорения в сечении установки породоразрушающего инструмента с абсолютными значениями 3200 g были получены на режиме с τ = 0,184 при частоте колебаний f = 423 Гц.

Как и следовало ожидать, повышение давления на входе в гидровибратор приводит к росту значений виброускорения в сечении установки породоразрушающего инструмента с 2280 g (при $P_н$ = 3,0 МПа) до 4580 g (при $P_н$ = 4,9 МПа)

В качестве примера на рисунке 4 представлена осциллограмма с записью в реальном режиме времени параметров экспериментального образца бурового снаряда – колебаний давлений жидкости P_4 и виброускорений n_4 в сечении породоразрушающего инструмента для давлений нагнетания равном 4 МПа, и параметре кавитации τ =0,161.

Анализ результатов этих испытаний не оставляет сомнений в том, что в трубопроводе бурового снаряда (за сечением выхода из генератора) реализуется режим периодически срывной кавитации с частотами в 383 Гц с размахами колебаний давления жидкости ΔP_4 более 6 МПа.

Эти колебания преобразуются в виброускорения на породоразрушающем инструменте со значениями ≈ 3000 g.

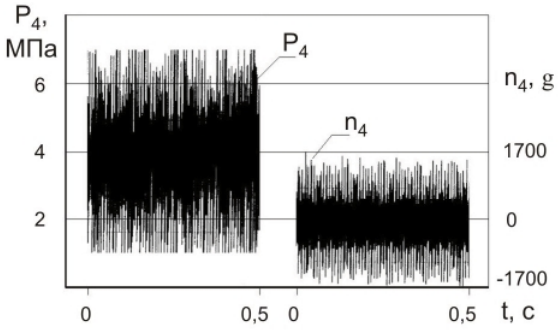


Рис. 4. Осциллограмма с записью параметров экспериментального образца бурового снаряда

3. Математическое моделирование колебаний конструкции бурового снаряда с гидровибратором

Математическое моделирование колебаний конструкции бурового снаряда с гидровибратором как динамической системы выполнялось в предположении, что конструкция бурового снаряда совершает вибрационное движение вдоль оси течения жидкости в проточной части гидровибратора, т.е. рассматривались только продольные колебания конструкции бурового снаряда. Это обусловлено осевой симметрией самой конструкции и направленностью суммарных составляющих сил, действующих на конструкцию бурового снаряда.

Учет граничных условий при моделировании продольных колебаний бурового снаряда проведен следующим образом:

– колебания бурового раствора (при испытаниях воды) не распространяются вверх (против движения потока жидкости) в силу того, что существование кавитационной каверны в гидровибраторе «понижает» скорость звука в трубопроводе, что «отсекает» прохождение возмущений потока жидкости через сечение с кавитационной каверной выше места установки гидровибратора;

– нижняя часть бурового снаряда «прижата» к поверхности модельного грунта стенда с осевым усилием 1000 кг, что предполагает учет динамических свойств породы при расчете динамического взаимодействия породы и бурового снаряда. Динамическое воздействие на буровой снаряд от породы (гранита) в зоне их взаимодействия учтено в уравнениях продольных колебаний элемента породоразрушающего инструмента. Динамические свойства породы определялись из справочных данных по ее акустическим импедансам [13].

Численное моделирование продольных колебаний механической части экспериментального образца бурового снаряда при помощи модели [11] проведено применительно к его конструкции с учетом условий экспериментального определения вибронагрузки на буровом инструменте.

На рис. 5 и 6 представлены изменения во времени расчетных зависимостей давления и виброускорения в проточной части гидровибратора в сечении породоразрушающего инструмента, определенные при давлении на входе в гидровибратор равном 4 МПа, и параметре кавитации τ =0,16.

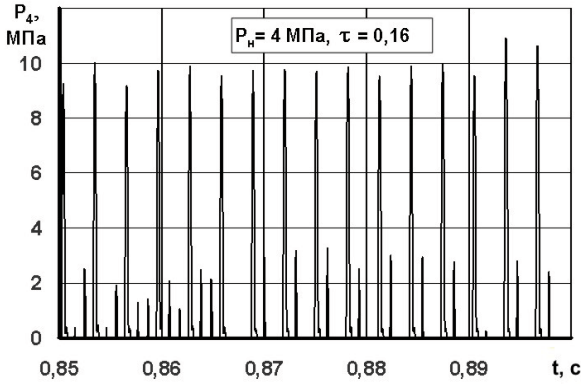


Рис. 5. Изменение во времени расчетной зависимости давления в сечении породоразрушающего инструмента

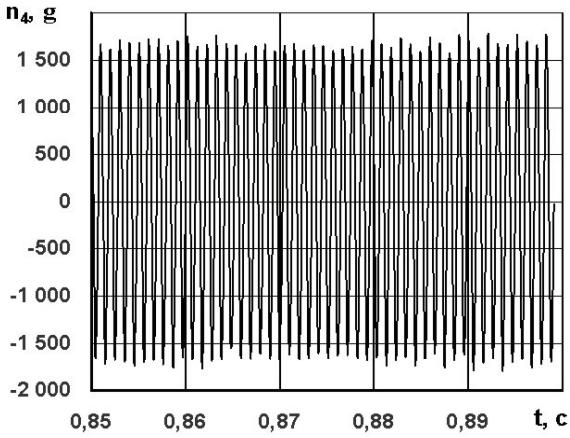


Рис. 6. Изменение во времени расчетной зависимости виброускорения в сечении породоразрушающего инструмента

Как следует из представленных выше зависимостей (давления жидкой среды и виброускорений в сечении породоразрушающего инструмента гидровибратора) от времени, колебательный процесс для указанной группы параметров носит импульсный характер. При значении критериального параметра кавитации τ = 0,16, для которого выполнялся расчет, частота кавитационных колебаний равнялась 390 Гц. Расчетные частота колебаний (~1000 Гц) и уровень вибронагрузки на породоразрушающем инструменте гидровибратора удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (см. рис.4).

3. Сравнительный анализ теоретического и экспериментального исследований

Сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей размахов колебаний давления ΔP_4 от параметра кавитации τ для бурового снаряда показано на рис.7.

Расчетные данные, приведенные на этом рисунке, получены при давлениях нагнетания $P_н$, равном 4 МПа (пунктирная линия) с учетом граничных условий, изложенных выше. Экспериментальные данные обозначены соответствующими маркерами, соединенными сплошной линией и получены при аналогичных режимах течения.

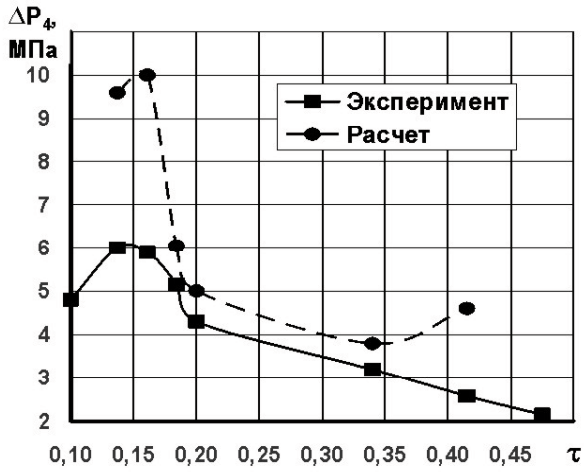


Рис. 7. Теоретические и экспериментальные зависимости размаха колебаний ΔP_4 от параметра кавитации τ

Из рассмотрения представленных результатов видно, что в диапазоне изменения значений $\tau = 0{,}18\ldots0{,}35$ получено удовлетворительное согласование расчетных значений размаха колебаний давления, определенных по модели [11], с экспериментальными данными. Зависимости $\Delta P = f(\tau)$ для указанного значения давления $P_н$ имеют максимум в диапазоне значений параметра кавитации $\tau \approx 0{,}13\ldots0{,}17$. Максимальное значение размаха ΔP колебательной величины давления приблизительно в 1,5 раза превышает давление нагнетания $P_н$ по экспериментальным данным и 2,5 раза по расчету.

Необходимо отметить, что приведенные на рис. 7 расчетные данные находятся в согласовании с экспериментальными данными ранее проведенных исследований [14]. Полученное в данном расчете (см.рис.7) расхождение теоретических и экспериментальных зависимостей размаха колебаний давления ΔP от параметра кавитации τ в диапазоне его значений $\tau \approx 0{,}13\ldots0{,}17$ можно объяснить погрешностью измерений и обработки результатов эксперимента динамической составляющей давления исследуемого образца гидровибратора, при которых были «срезаны» максимальные значения амплитуд колебаний давления бурового раствора (см. рис.4).

На рис. 8 приведены результаты расчета и экспериментальные данные в виде зависимостей виброускорений в проточной части гидровибратора в сечении породоразрушающего инструмента Δn_4 от параметра кавитации τ при давлении нагнетания $P_н = 4$ МПа.

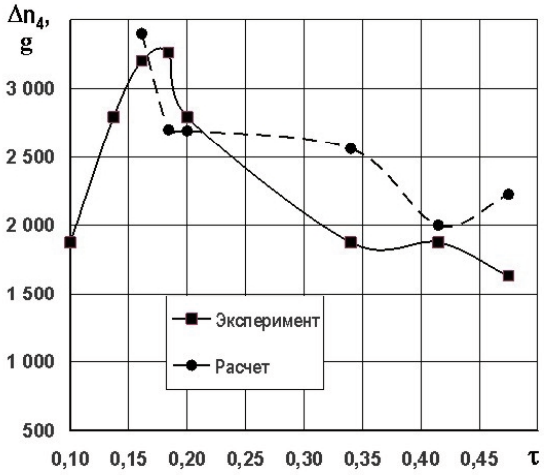


Рис. 8. Теоретические и экспериментальные зависимости виброускорений на породоразрушающем инструменте Δn_4, от параметра кавитации τ при давлении нагнетания $P_н = 4$ МПа

Из сопоставления этих зависимостей, с учетом сложности решаемой задачи в теоретическом и экспериментальном плане, видно, что расчетные значения виброускорений на породоразрушающем инструменте Δn_4, удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. Из анализа рис.8 следует, что возрастание амплитуд вынужденных колебаний давления бурового раствора при числах кавитации 0,15 – 0,25 приводит к увеличению амплитуд виброускорений породоразрушающего инструмента бурового снаряда. Вместе с тем, необходимо отметить существование возможных резонансных режимов работы бурового снаряда, которые являются следствием сближения частот собственных колебаний конструкции бурового снаряда и частоты колебаний бурового раствора, обусловленных «работой» кавитационного генератора. Это явление характерно для $\tau = 0{,}42$ (экспериментальная зависимость) и для $\tau = 0{,}34$ и $\tau = 0{,}47$ (теоретическая зависимость).

На рис.9 представлены расчетная кривая и экспериментальные точки зависимости разма-

хов продольных колебаний бурового снаряда по осевой длине при значении параметра кавитации 0,16.

Датчики виброускорений АВС-34 при эксперименте были установлены на расстоянии 1,26 м и 3,585 м от сечения входа в буровой снаряд.

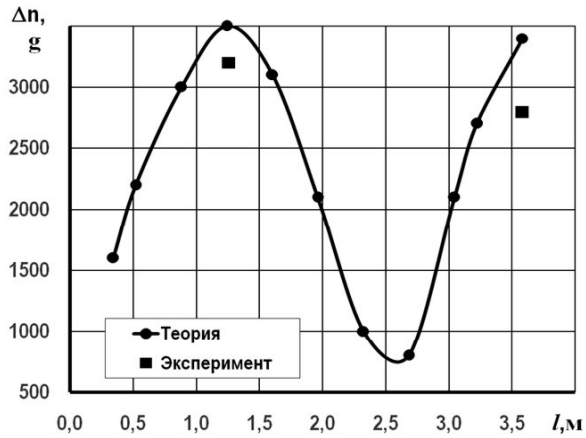


Рис. 9. Распределение расчетных размахов продольных колебаний бурового снаряда по осевой длине при $\tau = 0{,}16$

Как следует из представленных выше зависимостей (виброускорений в различных сечениях конструкции бурового снаряда) наблюдается удовлетворительное согласование результатов выполненного моделирования с экспериментальными данными.

Выводы

На основании анализа результатов исследования, выполненного в настоящей работе, установлено, что:

– колебания жидкой среды, возникающие при схлопывании кавитационной полости в проточной части гидровибратора, вызывают продольные вибрации конструкции бурового снаряда;

– математическая модель динамического взаимодействия продольных колебаний бурового снаряда и горной породы позволяет получить не только качественное, но и количественное согласование расчетных и экспериментальных параметров колебаний давлений жидкости и продольных виброускорений конструкции в различных сечениях бурового снаряда и позволяет определить рациональный режим его работы;

– для приведенной конструкции бурового снаряда рациональный режим расположен в диапазоне изменения параметра кавитации от 0,14 до 0,20.

Полученные результаты имеют важное практическое значение и подтверждают целесообразность использования указанной математической модели на практике при проектировании оборудования с использованием вибронагрузки на инструменте.

Литература

1. Жулай Ю.А. Кавитация как средство интенсификации технологических процессов. Опыт применения и перспективы (Обзор) [Текст] / Ю.А. Жулай, В.Ю. Скосарь // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – Вып. 8(105). – С. 7-15.

2. А.с. 504444 СССР, МКИ В 06 В 1/18. Генератор колебаний давления воды [Текст] / В.В. Пилипенко, В.А. Задонцев, И.К. Манько, Н.И. Довготько, В.А. Дрозд (СССР). –№1782997; заявл. 06.05.72; опубл. 05.02.76, Бюл. № 9.

3. Кожевников А.А., Теоретическая оценка эффективности вращательно-ударного бурения скважин [Текст] / А.А Кожевников, А.Т. Киселев // Изв. вузов. Геология и разведка. – 1989.– №3.– С.124-126.

4. А.с. 1496351 СССР, МКИ Е 21 В 10/18. Способ бурения скважин и устройство для его осуществления [Текст] / В.В. Пилипенко, Н.М. Гавриленко, В.А. Задонцев, И.К. Манько, Н.А.Дзоз, А.Н.Давиденко, В.А.Дрозд, А.И.Шепель, С.Я. Сологуб, А.Т. Киселев и Ю.А. Меламед (СССР). –№4250212; заявл. 04.03.87; опубл. 07.01.91, Бюл. № 15.

5. Khorshidian H, Butt S.D. and Arvani F., 2014, Influence of high velocity jet on drilling performance of PDC bit under pressurized condition, 48 th US Rock Mechanics/Geo Mechanics Symposium, Minneapolis, MN, 1-4 June.

6. M.J Fear.2009. How to Improve Rate of Penetration in Field Operations. In Proceedings at the IADC/SPE Drilling Conference, New Orleans, 12 – 15 March.

7. Li Gensheng, Shi Huaizhong, Huang Zhongwei, Zhang Zhiyun, Luo Faqian, Kang Yanjun, Wu Zhonghua, Nie Yunfei An experimental study on hydraulic pulsed cavitation jet drilling in deep wells, 2009 American WJTA Conference and Expo, August 18-20,2009 Houston,Texas.

8. Investigation of the Effects of Vibration Frequency on Rotary Drilling Penetration Rate Using Diamond Drag Bit Yusuf Babatunde, Stephen Butt, John Molgaard, Farid Arvani. ARMA 11-527 45 th US Rock Mechanics / Geomechanics Symposium held in San Francisco, CA, June 26–29, 2011.

9. Дзоз Н.А. Продольное движение неоднородного стержня при кратковременных возбуждениях [Текст] / Н.А. Дзоз, Л.П. Котелина, Н.Е. Науменко, С.И. Филлипюк / Динамика и управление движением механических систем: сб. науч. тр. / Академия наук Украины, Институт технической механики», Наукова думка. – Киев, 1992 – С. 8–17.

10. Манько И.К. Механизм преобразования высокочастотных колебаний бурового раствора в продольные виброускорения породоразрушающего инструмента бурового снаряда с кавитационным гидровибратором [Текст] / И.К. Манько, А.Д. Николаев // Науковий вісник НГУ. – 2004. – № 10– С. 124-136

11. Манько И.К. Математическое моделирование продольных колебаний бурового снаряда с высокочастотным кавитационным гидровибратором [Текст] /И.К. Манько, А.Д. Николаев // Науковий вісник НГУ. – 2004. – № 11. – С. 65-73.

12. Дзоз Н.А. Интенсификация процессов бурения с использованием гидродинамической кавитации [Текст] / Н.А. Дзоз, Ю.А. Жулай. // Горный информационно-аналитический бюллетень / МГГУ – М., 2008. – № 4. – С.290-296.

13. Гребёнкин С.С. Управление состоянием массива горных пород [Текст]: учеб. пособ. для студ./ С.С. Гребёнкин, В.Л. Самойлов, Ю.А. Петренко – Донецк:"ВИК", 2010.– 191 с.

14. V.V. Pylypenko, I.K.Manko, S.I.Dolgopolov, O.D.Nikolayev, L.G.Zapol'sky High-frequency downhole hydrovibrator for enhancing the effectiveness of drilling in hard and superhard formations// AADE-05-NTCE-26, 2005, 22nd SPE/IADC Drilling Conference and Exhibition, Amsterdam, The Netherlands, 23 – 25 February 2005.

Поступила в редакцию 01.08.2018

Ю.О. Жулай, О.Д. Ніколаєв, М.О. Дзоз. Визначення подовжніх віброприскорень бурового снаряда з кавітаційним гідровібратором

Відомо, що при багатократній дії силових імпульсів від бурового інструменту руйнування гірської породи може прийняти втомний характер, при якому внаслідок розвитку мережі мікротріщин порушення суцільності масиву відбувається при середній напрузі, що не досягає межі міцності. Одним з пристроїв, що реалізовує подовжні віброприскорення породоруйнівного інструменту, є буровий снаряд, сприяючий значному збільшенню швидкості буріння свердловин при тривалому збереженні експлуатаційних якостей породоруйнівного інструменту.

Ключові слова: *математичні методи розрахунку, кавітаційний генератор коливань тиску рідини, розмах коливань, параметр кавітації.*

Yu.A. Zhulay, O.D. Nikolayev, N.A. Dzoz. Computation of the longitudinal vibration accelerations of the drilling string with cavitation hydrovibrator

It is known that the multiple impulse action of the drilling tool on the rock intensifies the process of destruction of the rock due to the development of microcracks, and the discontinuity of the rock massif occurs at medium stresses that do not reach the ultimate strength. One of the devices that realize the longitudinal vibration acceleration of the rock-destroying tool is the drilling tool, which contributes to a significant increase in the drilling speed of the wells, while maintaining the performance characteristics of the rock-cutting tool for a long time.

The purpose of this work is to determine the longitudinal vibroaccelerations on the tool of a drilling rig with a cavitation hydrovibrator when it comes into contact with the rock being destroyed and taking into account the forces acting axially on the drilling rig structure.

The method is based on the determination by the experimental and calculated methods of the peak-to-peak values of fluid pressure oscillations and the level of vibration loading along the length of the drilling rig, including the rock-cutting tool when it comes into contact with the rock, depending on the cavitation flow operation conditions.

The results are presented in the form of calculated dependences of the peak-to-peak values of fluid pressure oscillations and vibroacceleration vs. the cavitation parameter values and their comparison with the experimental data.

Scientific novelty. As a result of the research it was established that:

– liquid oscillations that occur when the cavitation cavity collapses in the flowing part of the hydrovibrator cause the longitudinal vibrations of the drilling rig structure;

– mathematical model of the dynamic interaction of the longitudinal vibrations of the drilling tool and rock vibrations allows to obtain not only qualitative but also quantitative matching of the calculated and experimental parameters of fluid pressure oscillations and longitudinal vibration acceleration of the rig structure in different sections of the drilling rig and allows to determine the rational operation mode;

– for the above design of the drilling tool, the rational mode is located in the range of the cavitation number change from 0.14 up to 0.20.

Practical significance. The obtained results are of great practical importance and confirm the expediency of using this mathematical model in practice for designing of equipment by using vibroloading on the instrument.

Key words: *drilling string, longitudinal vibroacceleration, finite element method, cavitation generator, peak-to-peak values of fluid pressure, cavitation number.*

References

1. Zhulaj Ju.A., Skosar' V.Ju. Kavitacija kak sredstvo intensifikacii tehnologicheskih processov. Opyt primenenija i perspektivy (Obzor) [Cavitation as a mean of manufacturing process. Experience and prospects (Overview)], Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija, 2013, vol. 8(105), pp. 7-15.

2. Pilipenko V.V., Zadoncev V.A., Man'ko I.K., Dovgot'ko N.I., Drozd V.A. Generator kolebanij davlenija vody [Generator water pressure fluctuations], SSSR Author's certificate, No.504444 SSSR, MKI V 06 1/18. Applied 06.05.1972, published 05.02.76, bulletin no 9.

3. Kozhevnikov A.A., Kiselev A.T. Teoreticheskaya otsenka effektivnosti vrashchatel'no-udarnogo bureniya skvazhin [Theoretical evaluation of rotational-percussive drilling efficiency], Izv. vuzov. Geologiya i razvedka, 1989.– №3, pp. 124-126..

4. Pilipenko V.V., Gavrilenko N.M., Zadontsev V.A., Man'ko I.K., Dzoz N.A., Davidenko A.N., Drozd V.A., Shepel' A.I., Sologub S.Ya., Kiselev A.T i Melamed Yu.A. Sposob bureniya skvazhin i ustroistvo dlya ego osushchestvleniya [Method of drilling wells and device for its implementation], SSSR Author's certificate, No 1496351 SSSR, MKI E 21 V 10/18. . Applied 04.03.87, published 07.01.91, bulletin No 15.

5. Khorshidian H, Butt, S.D., and Arvani, F., 2014, Influence of high velocity jet on drilling performance of PDC bit under pressurized condition, 48th US Rock Mechanics/Geo Mechanics Symposium, Minneapolis, MN, 1-4 June.

6. M.J Fear.2009. How to Improve Rate of Penetration in Field Operations. In Proceedings at the IADC/SPE Drilling Conference, New Orleans, 12 – 15 March.

7. Li Gensheng, Shi Huaizhong, Huang Zhongwei, Zhang Zhiyun, Luo Faqian, Kang Yanjun, Wu Zhonghua, Nie Yunfei An experimental study on hydraulic pulsed cavitation jet drilling in deep wells, 2009 American WJTA Conference and Expo, August 18-20,2009 Houston, Texas.

8. Investigation of the Effects of Vibration Frequency on Rotary Drilling Penetration Rate Using Diamond Drag Bit Yusuf Babatunde, Stephen Butt, John Molgaard, Farid Arvani. ARMA 11-527, 45 th US Rock Mechanics / Geomechanics Symposium held in San Francisco, CA, June 26–29, 2011.

9. Dzoz N.A., Kotelina L.P., Naumenko N.E., Fillipyuk S.I. Prodol'noe dvizhenie neodnorodnogo sterzhnya pri kratkovremennykh vozbuzhdeniyakh [Longitudinal motion of an inhomogeneous rod with short-term excitations] Dinamika i upravlenie dvizheniem mekhanicheskikh sistem: sb. nauch. tr. / Akademiya nauk Ukrainy, Institut tekhnicheskoi mekhaniki», Nau-kova dumka. – Kiev, 1992 – pp. 8–17.

10. Man'ko I.K., Nikolaev A.D. Mekhanizm preobrazovaniya vysokochastotnykh kolebanii burovogo rastvora v prodol'nye vibrouskoreniya porodorazrushayushchego instrumenta burovogo snaryada s kavitatsionnym gidrovibratorom [The mechanism of transformation of high-frequency oscillations of drilling mud into longitudinal vibration-rhenium of a rock drilling tool with a cavitation hydrovibrator] Naukovii visnik NGU, 2004. Vyp. 10 – pp. 124-136.

11. Man'ko I.K., Nikolaev A.D. Matematicheskoe modelirovanie prodol'nykh kolebanii burovogo snaryada s vysokochastotnym kavitatsionnym gidro-vibratorom [Mathematical modeling of longitudinal vibrations of a drilling tool with high-frequency cavitation hydrovibrator] Naukovii visnik NGU, 2004, No 11. pp. 65-73.

12. Dzoz N.A., Zhulai Yu.A. Intensifikatsiya protsessov bureniya s ispol'zovaniem gidrodinami-cheskoi kavitatsii [Intensification of drilling processes using hydrodynamic cavitation] Gornyi in-formatsionno-analiticheskii byulleten' MGGU. M., 2008. No 4. pp. 290-296.

13. Grebenkin S.S, Samoilov V.L, Petrenko Yu.A. Upravlenie sostoyaniem massiva gornykh porod [Controlling the state of the rock massif]: ucheb. posob. dlya stud. Donetsk: "VIK", 2010.– 191 p.

14. V.V. Pylypenko, I.K. Manko, S.I. Dolgopolov, O.D. Nikolayev, L.G. Zapol'sky High-frequency downhole hydrovibrator for enhancing the effectiveness of drilling in hard and superhard formations// AADE-05-NTCE-26, 2005, 22nd SPE/IADC Drilling Conference and Exhibition, Amsterdam, The Netherlands, 23 – 25 February 2005.

УДК 629.7.03:681.5.03 (045)

Єнчев С. В. канд. техн. наук, доцент, заступник директора Навчально-наукового аерокосмічного інституту, Національний авіаційний університет, Київ, Україна, e-mail: esw@ ukr.net

ДИНАМІЧНА ОПТИМІЗАЦІЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ АВІАЦІЙНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Аналізується можливість адаптації систем автоматичного керування авіаційних газотурбінних двигунів, які на кожному режимі свого функціонування забезпечують оптимальне використання ресурсів для досягнення основної мети з використанням багатьох обмежень. Сформовано метод оптимізації законів керування газотурбінного двигуна на основі методу динамічного програмування по принципу оптимальності Беллмана. На основі описаного методу розроблено алгоритм вирішення задачі оптимізації керування газотурбінного двигуна. В алгоритмі оптимізації керування системи автоматичного керування обрано метод Нелдера-Міда.

Ключові слова: *система автоматичного керування, авіаційний газотурбінний двигун, динамічна оптимізація, критерій, цільова функція, повітряне судно, ефективність.*

Вступ

На сьогодні, вимоги науково-технічного прогресу висувають на передній план створення систем автоматичного керування (САК), які на кожному режимі свого функціонування оптимально використовують всі наявні ресурси – енергетичні, інформаційні, обчислювальні тощо для досягнення головної для цього режиму мети при наявності багатьох обмежень.

Повною мірою це стосується і створення САК для авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД). Авіаційний ГТД, як об'єкт керування, має ряд особливостей, які визначають вимоги до керувальної частини САК. Він являє собою нелінійний нестаціонарний багатовимірний та багатозв'язний об'єкт, тому для його ефективного керування необхідно використовувати нелінійне оптимальне багатозв'язне керування, причому в алгоритмі керування нелінійна модель двигуна та обмеження на швидкість руху виконавчих органів і величину керуючих збурень повинні бути задані в явному вигляді.

1. Постановка завдання

Задача оптимізації САК ГТД на етапі польоту повітряного судна (ПС) полягає у досягненні оптимуму функції цілі, що характеризує ефективність ПС [1]:

$$\overline{\mathbf{u}} = \underset{\mathbf{u}}{\text{opt}}\, Ц(\mathbf{u}),$$

де $Ц(\mathbf{u})$ - функція цілі.

В якості параметрів керування процесом виступають параметри регулювання ГТД u_i. Функція керування $\mathbf{u}$ формується як сукупність функцій зміни параметрів регулювання ГТД залежно від поточної дальності польоту ПС D:

$$\mathbf{u} = \{u_1(D), u_2(D), ..., u_n(D)\}. \quad (1)$$

Значення параметрів регулювання ГТД у кожній точці траєкторії польоту ПС визначають режим роботи ГТД, його тягу, динаміку, що в кінцевому рахунку, впливають на ефективність ПС [2].

Багатокритеріальність оцінки ефективності ПС може бути забезпечена шляхом розподілення функції цілі на декілька критеріїв:

$$Ц(\mathbf{u}) = \Psi(Y(\mathbf{u})), \quad (2)$$

де $Y(\mathbf{u}) = \{Y_1(\mathbf{u}), Y_2(\mathbf{u}), ..., Y_m(\mathbf{u})\}$ - сукупність критеріїв ефективності застосування ПС.

Взаємозв'язок функції керування та критеріїв ефективності ПС визначається математичною моделлю польоту ПС, шляхом чисельного розв'язку системи рівнянь динаміки польоту ПС.

Відповідно [3], моделювання типових польотних циклів ПС цивільної авіації виконується за етапами польоту. Тобто, оптимізація алгоритмів керування САК ГТД виконується на кожному етапі окремо за допомогою відповідної математичної моделі. Розглянемо особливості призначення ПС та особливості керування ГТД на кожному з етапів польоту.

На етапах злету і посадки, очікування та передпосадкового маневрування режими роботи ГТД будуть визначатися [3] вимогами безпеки, експлуатаційними вимогами, відповідно до яких робота ГТД частіше за все здійснюється на гра-

© Єнчев С.В., 2018

ничних режимах і не передбачає оптимізації. На етапах набору висоти та спуску режими роботи ГТД теж регламентовані, але у разі зміни висоти польоту параметри двигунів не залишаються постійними, а змінюються відповідно до обраного закону керування ГТД і зміною зовнішніх умов. Оптимізація керування на цих етапах польоту полягає у виборі найвигіднішого закону керування ГТД, який разом з результатами оптимізації на крейсерському режимі польоту, забезпечить максимальну ефективність ПС.

Для ПС цивільної авіації можна визначити такі етапи оптимізації САК ГТД:

Формування множини можливих законів керування САК ГТД.

Визначення маси та швидкості ПС на початку етапу набору висоти.

Моделювання етапу набору висоти за заданою програмою $v = \psi(H)$ з різними законами керування САК ГТД і визначення параметрів стану ПС в кінці даного етапу.

Оптимізація режимів ГТД на крейсерській ділянці польоту для кожного варіанту набору висоти за сукупністю критеріїв ефективності ПС.

Вибір оптимального варіанту закону керування САК ГТД.

2. Метод оптимізації законів керування САК ГТД

Критерії ефективності ПС [1] залежать від параметрів стану системи в кінці процесу, які є функціоналами і їх значення залежать від вибору функції керування ГТД. Методи, що дозволяють знаходити оптимальні функції керування, базуються на теорії варіаційного числення, оптимального керування та динамічного програмування [2].

Задача оптимізації законів керування САК ГТД з використанням моделі польоту ПС не може бути розв'язана аналітичними методами варіаційного числення і методами на основі принципу максимуму Понтрягіна [2]. Її розв'язання можливе чисельними методами динамічного програмування.

Метод динамічного програмування оснований на принципі оптимальності Беллмана, сформульованого для розв'язання багатьох задач керування, які можна розділити на ряд послідовних етапів. Якщо задані початковий і кінцевий стан системи та перехід із початкового у кінцевий стани здійснюється в декілька проміжних етапів, на кожному з яких система може знаходитися в одному із станів, то задача полягає в тому, щоб обрати таку змінну функцію керування, при якому деяка кількісна оцінка процесу досягає мінімуму.

Функція керування на *i*-му кроці називається кроковим керуванням і позначається $u^{(i)}$. Якщо кількість етапів n, то задача полягає у пошуку послідовності крокових рівнянь, тобто множини $\mathbf{u} = \left\{\mathbf{u}^{(1)}, \mathbf{u}^{(2)}, ..., \mathbf{u}^{(n)}\right\}$. Так як початковий стан системи заданий, то послідовність крокових рівнянь однозначно визначає послідовність переходів системи із одного стану в другий.

Потрібно знайти таку послідовність крокових рівнянь $\mathbf{u}$, при якій значення цільової функції в конці процесу досягає оптимуму:

$$Ц(u) = \psi(Y(u)) \to \text{opt}\,. \qquad (3)$$

Кожний критерій ефективності залежить від значень параметрів стану системи: $S^{(n)}(u) = \left\{S_1^{(n)}(u), S_2^{(n)}(u), ..., S_l^{(n)}(u)\right\}$ в кінці процесу, і функція цілі залежить від $\mathbf{S}^{(n)}(\mathbf{u})$:

$$Ц(u) = \psi\left(\mathbf{S}^{(n)}(u)\right). \qquad (4)$$

Стан $\mathbf{S}^{(i)}$, в який перейде система на черговому *i*-му кроці, залежить тільки від попереднього стану $\mathbf{S}^{(i-1)}$ і керування на цьому кроці $u^{(i)}$:

$$S^{(i)} = f(S^{(i-1)}, u^{(i)})\,. \qquad (5)$$

Згідно з принципом Беллмана для поточного стану $\mathbf{S}^{(i)}$ оптимум функції цілі є умова оптимальності керування на наступних етапах. Відповідно, на останньому кроці n можна знайти оптимальний перехід в кінцевий стан $u^{(n)}$ одним з чисельних методів параметричної оптимізації:

$$Ц = \underset{u^{(n)}}{\text{opt}}\,\Psi\left(S^{(n-1)}, u^{(n)}\right). \qquad (6)$$

Для передостаннього кроку $(n-1)$ виконується аналогічна операція, але при перевірці кожного варіанту керування $\mathbf{u}^{(n-1)}$ виконується оптимізація керування на останньому кроці. Аналогічно, у випадку зміни керування $\mathbf{u}^{(i)}$ повторюється рекурентна оптимізація керування для наступних кроків (ділянок траєкторії), можна здійснити тільки після того, як буде визначено оптимальне керування на всіх наступних етапах і розраховано значення функції.

Отже, задача пошуку оптимуму функції керування САК ГТД, яка складається n кроків, може бути зведена до n задач параметричної оптимізації.

3. Алгоритм розв'язання задачі оптимізації САК ГТД

На основі описаного методу можна сформулювати такий алгоритм вирішення задачі оптимізації САК ГТД:

Задаються початкові значення параметрів регулювання авіаційного ГТД на кожній ділянці траєкторії і значення параметрів стану ПС у початковій точці. Оптимізація розпочинається з розрахунку першої ділянки траєкторії.

Залежно від стану ПС на початку ділянки і значень параметрів регулювання ГТД розраховуються значення параметрів стану в кінці ділянки.

Якщо поточна ділянка не остання, то відбувається перехід до розрахунку наступної ділянки траєкторії.

Якщо поточна ділянка остання, то розраховуються значення критеріїв ефективності ПС і функції цілі.

Перевіряється виконання умови збіжності розв'язання при поточних значеннях параметрів регулювання ГТД на даній ділянці траєкторії. Якщо умова збіжності рішення не виконується, то визначаються нові значення параметрів регулювання і розрахунок повторюється. У випадку, коли умова збіжності рішення виконується і поточна ділянка траєкторії перша, то розрахунок припиняється. В іншому разі – здійснюється повернення до оптимізації керування на попередній ділянці траєкторії.

Блок-схема алгоритму оптимізації керування САК ГТД наведена на рис. 1. Кожна із вкладених задач оптимізації керування САК ГТД на окремій ділянці траєкторії вирішується за допомогою одного з чисельних методів параметричної оптимізації [3].

4. Параметрична оптимізація керування САК ГТД

Для вирішення задач оптимізації існує велика кількість методів [2]. Їх можна поділити на методи нульового порядку або прямі. У них використовуються лише значення функції, а не її похідні. Градієнтні або методи першого порядку використовують перші частинні похідні функції цілі. І, нарешті, методи другого порядку, в яких додатково використовують другі частинні похідні функції цілі. Методи другого порядку знаходять рішення за найменшу кількість кроків, але у випадку складного алгоритму розрахунку функції цілі, можуть вимагати занадто великого об'єму і часу обчислень.

Тому в алгоритмі оптимізації керування САК ГТД обрано метод Нелдера-Міда. Для пошуку оптимального рішення за допомогою цього методу необхідно у просторі оптимізованих змінних задати $(m+1)$ точку $x_1^{(0)}$, $x_2^{(0)}$,..., $x_{m+1}^{(0)}$ так, щоб вектори $\left(x_2^{(0)} - x_1^{(0)}\right)$, $\left(x_3^{(0)} - x_1^{(0)}\right)$,..., $\left(x_{m+1}^{(0)} - x_1^{(0)}\right)$ були лінійно незалежними. Тоді ці точки можна інтерпретувати як вершини m-вимірного багатокутника.

Нехай точки x_1, x_2, , x_{m+1} є вершинами багатокутника, заданого у початковому наближенні або отримані на попередній ітерації та пронумеровані таким чином, що

$$f(x_1) = \min_{1<i\le m+1} f(x_i); \quad f(x_{m+1}) = \max_{1<i\le m+1} f(x_i).$$

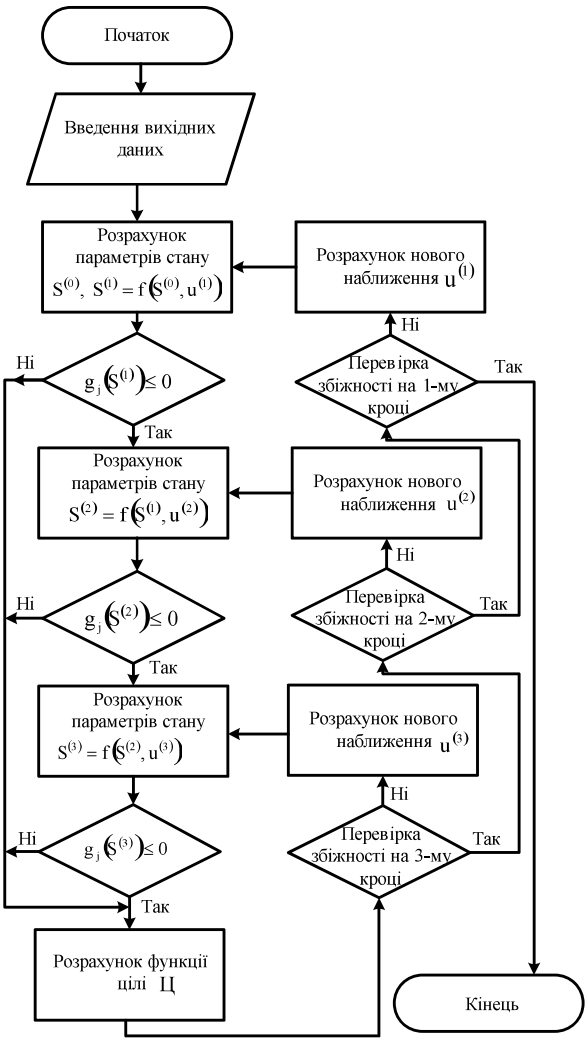


Рис. 1. Блок-схема алгоритму оптимізації функції керування САК ГТД

Точку x_{m+1} відкидають як найбільш невдалу. Надалі розраховують моду точок, що залишилися за формулою $\text{mod} = \frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m} x_i$ і будуємо пробну точку

$$x_{\text{пр}} = \text{mod} + \alpha(\text{mod} - x_{m+1}).$$

Вершина x_{m+1} відображається відносно mod з коефіцієнтом відображенням α, де $\alpha \geq 1$.

Можливі чотири випадки:

1. $f(x_{пр}) \leq f(x_1)$, тобто вибір пробної точки призвів до зменшення значення цільової функції.Тоді напрямок відображення вважається вдалим і робиться спроба «розтягнути» багатогранник у цьому напрямку з коефіцієнтом розтягнення $\beta > \alpha$. Далі знаходимо точку $x_p = mod + \beta(mod - x_{m+1})$, Якщо $f(x_p) \leq f(x_1)$, то розтягнення відбулося вдало і точку x_{m+1} замінюють на x_p. В іншому випадку розтягнення відбулося невдало і проводять заміну x_{m+1} на $x_{пр}$.

2. $f(x_{m+1}) \leq f(x_{пр})$. У такому разі виконується операція редукції (стиснення багатогранника до найкращої вершини) з коефіцієнтом стиснення $0 < \gamma < 1$ - усі вершини багатогранника за винятком x_1 замінюють на вершини $x_i = x_1 + \gamma(x_i - x_1)$, де $i = \overline{2, m+1}$.

3. $f(x_1) \leq f(x_{пр}) \leq f(x_m)$, тобто пробна точка не призвела до зменшення цільової функції, але й не стала найгіршою в наборі x_1, x_2,..., x_{m+1}. У такому разі точка визнається задовільною і x_{m+1} замінюють на $x^{(n)}$.

4. $f(x_m) \leq f(x_{пр}) \leq f(x_{m+1})$, тобто значення функції у пробній точці більше, ніж в точках x_1, x_2,..., x_m, але менше, ніж у точці $x^{(n)}_{m+1}$. У такому разі багатогранник стискують до основи з коефіцієнтом $\gamma = 0{,}5$, а точку x_{m+1} замінюють на точку:

$$x_{ст} = mod + \gamma(mod - x_{m+1}).$$

Критерієм завершення обчислень у випадку пошуку точки з мінімальним значенням цільової функції є виконання умови:

$$\sigma = \frac{1}{m+1}\sqrt{\sum_{i=1}^{m+1}\left[f(x_i) - \bar{f}\right]^2} \leq \varepsilon,$$

де ε - допустима середньоквадратична похибка; $\bar{f} = \frac{1}{m+1}\sum_{i=1}^{m+1} f(x_i)$ - середньоарифметичне значення цільової функції у вершинах багатокутника.

Різним критеріям оцінки ефективності ПС відповідають різні варіанти керування його двигунами. Тому важливим у розробці методу оптимізації САК ГТД є вибір методу розрахунку цільової функції. У більшості задач багатовимірної багатокритеріальної оптимізації раціональним є використання мінімаксного принципу оптимальності, що дозволяє розраховувати значення цільової функції на основі сукупності критеріїв. Згідно з цим принципом, мінімізованою величиною є максимальне значення із набору нормованих критеріїв ефективності [1]:

$$Y(u) = \max_j \left(\lambda_j K_j^n(u)\right) \to \min,$$

де λ_i - міра значимості j-го критерію; $K_j^n(u)$ - нормоване значення критерію ефективності, яке характеризує відносне відхилення поточного значення даного критерію $K_j(u)$ від його оптимального значення K_j^{opt}, знайденого у результаті однокритеріальної оптимізації. Нормоване значення критерію ефективності визначається за умов:

1. Мінімізації критерію:

$$K_j^n(u) = \frac{K_j(u) - K_j^{opt}}{K_j^{opt}}.$$

2. Максимізації критерію:

$$K_j^n(u) = \frac{K_j^{opt} - K_j(u)}{K_j^{opt}}.$$

У разі досліджень різних варіантів керування авіаційним ГТД потрібно враховувати сукупність обмежень на режими польоту ПС та роботи його силової установки – швидкість польоту, кут атаки, частоти обертання роторів ГТД, температуру тощо.

Висновки

Таким чином, метод оптимізації САК ГТД за критеріями ефективності ПС, що базується на методі динамічного програмування, виконується шляхом декомпозиції неперервного процесу на декілька етапів і розв'язку супутніх задач параметричної оптимізації значень функції керування на кожному етапі з урахуванням обмежень.

Література

1. Системна ефективність програмованої експлуатації авіоніки [Текст] / В. П. Захарченко, С.В. Єнчев, С.С. Товкач и др. – К.: НАУ, 2018. – 192 с.

2. Моисеев Н.Н. Методы оптимизации [Текст] / Н. Н. Моисеев, Ю. П. Иванилов, Е.Н. Столярова. - М. : Наука, 1978. - 352 с.

3. Скрипниченко С.Ю. Оптимизация режимов полета по экономическим критериям [Текст] / С.Ю. Скрипниченко. - М.: Машиностроение, 1988. - 152 с.

4. Єнчев С.В. Оптимізація керування авіаційного газотурбінного двигуна в реальному часі [Текст] / С.В. Єнчев // The international research and practical conference "The development of technical sciences: problems and solutions", April 27-28, 2018 : Proceedings of the Conference. – Brno, The Czech Republic : Baltija Publishing, 2018. – pp. 102-105.

Надійшла до редакції 01.08.2018

С.В. Енчев. Динамическая оптимизация системы автоматического управления авиационного газотурбинного двигателя

Анализируется возможность адаптации систем автоматического управления авиационных газотурбинных двигателей, которые на каждом режиме своего функционирования обеспечивают оптимальное использование ресурсов для достижения основной цели с использованием многих ограничений. Сформирован метод оптимизации законов управления газотурбинного двигателя на основе метода динамического программирования по принципу оптимальности Беллмана. На основе описанного метода разработан алгоритм решения задачи оптимизации управления газотурбинного двигателя. В алгоритме оптимизации управления системы автоматического управления выбран метод Нелдера-Мида.

Ключевые слова: *система автоматического управления, авиационный газотурбинный двигатель, динамическая оптимизация, критерий, целевая функция, воздушное судно, эффективность.*

S. V. Yenchev Dynamic optimization of the automatic control system of an aviation gas turbine engine

The paper analyzes the possibility of adapting the systems of automatic control of aviation turbo-engines,which,at every mode of functioning provide the optimal use of resources for the achievement of primary purpose with the use of many limitations. The task of optimization the system of automatic control of turbo-engine on the stage of flight of air ship consists in the achievement of optimum of function whole,that characterizes efficiency of his application. The parameters of adjusting of engine come forward as parameters of process control. Intercommunication between function of control and criteria of efficiency of aircraft is determined by the mathematical model of flight,by the numeral solution of the system of flight dynamics equations of the aircraft. Modeling of typical flight cycles of an aircraft is carried out during flight stages. That is,the optimization of the engine control algorithms is performed at each stage separately using the appropriate mathematical model. The method of optimization of gas turbine engine control laws is based on the method of dynamic programming based on the principle of Bellman's optimality in the form of recurrent optimization of control for areas of the trajectory. On the basis of the described method an algorithm for solving the gas turbine engine optimization problem is developed. In the algorithm of optimization of control of the system of automatic control,the method of Nelder-Mida was chosen. The criterion for completing calculations in the case of finding a point with a minimum value of the target function is to fulfill the condition for the entry of the mean square error in the permissible limits. It has been established that in the case of investigations of various variants of aircraft control,it is necessary to take into account the combination of restrictions on the flight modes of an aircraft and the work of its power plant - flight speed,angle of attack, rotor speed,temperature before the turbine. Thus,the method of optimizing the control of aviation gas turbine engine based on aircraft performance criteria based on the dynamic programming method is performed by decomposing the continuous process into several stages and solving the related problems of parametric optimization of the values of the control function at each stage, taking into account the constraints.

Keywords: *automatic control system, aviation gas-turbine engine, dynamic optimization, criterion, objective function, aircraft, efficiency.*

References

1. Zakharchenko V. P., Yenchev, S. V., Tovkach S. S., Il'yenko S. S. Systemna efektyvnist' prohramovanoyi ekspluatatsiyi avioniky [Systemic efficiency of programmable exploitation of avionics]. Kyiv, National aviation univ. Publ., 2018. 192 p.

2. Moiseev H. H., Ivanilov Ju. P., Stoljarova E. H. Metody optimizacii [Optimization methods]. Moscow, Science Publ., 1978. 352 p.

3. Skripnichenko S. Ju. Optimizacija rezhimov poleta po jekonomicheskim kriterijam [Optimization of flight regimes by economic criteria]. Moscow. Mechanical engineering Publ., 1988. 152 p.

4. Yenchev S. V. Optymizatsiya keruvannya aviatsiynoho hazoturbinnoho dvyhuna v real'nomu chasi [Optimizing aviation gas turbine engine control in real time]. The international research and practical conference "The development of technical sciences: problems and solutions", April 27-28, 2018: Proceedings of the Conference. Brno, The Czech Republic: Baltija Publishing, 2018, pp.102-105.

УДК 629.7.036.3

Дуаиссиа Омар Хадж Аисса аспирант каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: douaissia.omar@hotmail.fr;

Михайленко Т. П. к.т.н., доцент, доцент каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: t.mykhailenko@khai.edu;

Лисица А. Ю. к.т.н., доцент каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: lis.o@ukr.net;

Петухов И. И. к.т.н., доцент, доцент каф. аэрокосмической теплотехники, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ» Харьков, Украина, e-mail: ilya2950@gmail.com

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ ПОДШИПНИКА ГТД

При работе двигателя в масляной полости опоры присутствует не однофазная среда – масло, а его смесь с воздухом, что в значительной степени влияет на протекание теплогидравлических процессов в камере подшипника. Обеспечение надлежащего теплового состояния масла и опоры ротора газотурбинного двигателя требует четкого понимания и прогнозирования теплогидравлических процессов, происходящих в камере подшипника при изменении режимов работы двигателя. В работе представлены результаты численного исследования потокораспределения и теплообмена в камере подшипника авиационного двигателя с использованием разработанной авторами методологии. Методология, базируясь на законах сохранения и методах CFD моделирования, позволяет численно исследовать протекание теплогидравлических процессов в камерах подшипников газотурбинных двигателей на этапе их проектирования.

Ключевые слова: *газотурбинный двигатель, система смазки, опора ротора, камера подшипника, потокораспределение, теплообмен, CFD-моделирование.*

Введение

Ключевым элементом системы смазки авиационного двигателя является опора ротора. Опоры газотурбинных двигателей (ГТД) служат для передачи усилия от вращающихся роторов к корпусам, воспринимают значительные статические и динамические нагрузки от валов двигателя. Они должны обеспечивать достаточную жесткость силовой схемы двигателя и необходимое центрирование валов во всем диапазоне реализуемых нагрузок. Конструкции опор ГТД весьма разнообразны [1], учитывают индивидуальные особенности конкретного двигателя и практически не повторяются в различных разработках. В своей основе они могут иметь роликовый или шариковый радиально-упорный подшипники. Однако в конструкции опор можно выделить группы элементов, имеющих единое функциональное назначение, такие как статорная и роторная части, подшипник.

Деталями и узлами двигателя вокруг каждой опоры создается замкнутое пространство – масляная полость (камера подшипника), в котором организована подача масла на подшипник и его откачка. Для исключения утечки масла из масляной полости опоры через уплотнения, в предмасляной полости создается большее давление за счет наддува воздухом, чаще всего отбираемым от компрессора ГТД. В результате этого при работе двигателя в масляной полости опоры присутствует не однофазная среда – масло, а его смесь с воздухом, что в значительной степени влияет на протекание теплогидравлических процессов в камере подшипника.

Обеспечение надлежащего теплового состояния масла и компактных камер подшипников ротора ГТД требует четкого понимания и прогнозирования теплогидравлических процессов, происходящих в камере при изменении режимов работы двигателя.

Цель работы

Целью данной работы является разработка методологии и проведение численного исследования потокораспределения и теплообмена в камере подшипника авиационного двигателя с привлечением методов CFD моделирования. Разработанная методология позволит численно исследовать протекание теплогидравлических процессов в камерах подшипников газотурбинных двигателей при их проектировании.

© Дуаиссиа Омар Хадж Аисса, Михайленко Т.П., Лисица А.Ю., Петухов И.И., 2018

1. Физическая модель процессов в камере подшипника

Коэффициент теплоотдачи в масляной полости опоры зависит от структуры потока, частоты вращения вала, расхода впрыскиваемого масла и воздуха, прошедшего через уплотнения, геометрических размеров полости и т.д. На рис. 1 показана возможная структура потока в масляной полости опоры [2, 3]. Масло, попадая через форсунку на поверхность подшипника, растекается по его поверхности, образуя масляную пленку. Под действием центробежных сил и взаимодействуя с воздушным потоком капли масла отделяются от масляной пленки подшипника и уносятся к внутренней поверхности камеры. В процессе этого движения капли обмениваются импульсом и энергией с потоком воздуха. Попадая на стенку камеры, капли масла формируют пленку, движущуюся под действием аэродинамических сил на межфазной поверхности, сил тяжести и вязкости. На образованную пленку оказывают влияние как капли, попадающие на нее от подшипника, так и воздушный поток, который может срывать и уносить капли с поверхности пленки. В результате такого сложного взаимодействия масляная пленка имеет переменную толщину по окружности камеры подшипника, что оказывает влияние на процесс теплообмена между стенками камеры и масляно-воздушной смесью.

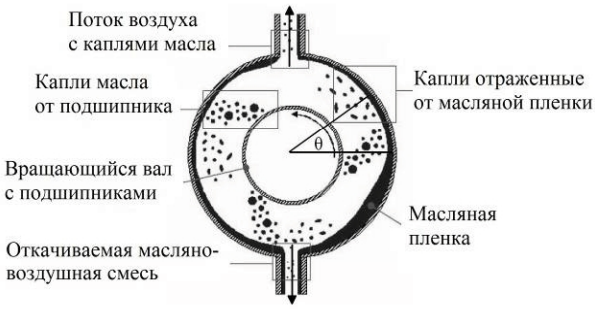


Рис. 1. Структура потока в масляной полости опоры

2. Объект исследований

В качестве объекта исследований была выбрана масляная полость опоры, (рис. 2) представленная в работах [4, 5]. Данный выбор был обусловлен необходимостью дальнейшей верификации, созданной авторами CFD модели теплогидравлических процессов в камере подшипника.

Роликовый подшипник делит рабочее пространство на две камеры (I и II), с отношением ширины к высоте камеры 1,0 (камера I) и 0,5 (камера II). Дальнейшие исследования будут относиться к камере II, что связано с наличием экспериментальных данных, представленных в работах [4, 5].

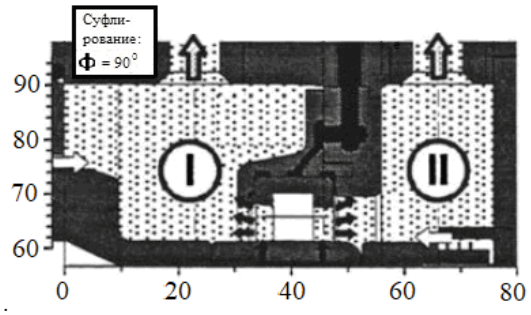


Рис. 2. Экспериментальная камера подшипника [4, 5]

Камера II образована вращающимся валом и неподвижным корпусом. Радиус вала равен 62 мм, высота камеры (h) составляет 28 мм, а ширина (b) – 20 мм. Разогретое масло подается под внутренне кольцо роликового подшипника. Для предотвращения утечки масла из камеры используется лабиринтное уплотнение, через которое проникает воздух, нагретый до той же температуры, что и смазочное масло. Воздушно-масляная смесь удаляется из камеры через трубопровод суфлирования, расположенный в верхней части камеры, и откачивающий трубопровод – в нижней части (на рис.2 не показан). Трубопроводы имеют внутренний диаметр 10 мм. Для обеспечения визуального наблюдения за поведением потока правая боковая стенка камеры II выполнена из высокотемпературного термопластичного прозрачного материала (MAKROLON).

3. Методология исследования

Математическое моделирование сложных процессов основывается на рассмотрении системы уравнений, содержащей фундаментальные уравнения математической физики, начальные и граничные условия. В рассматриваемом случае всё сводится к моделированию течения многофазного потока в кольцевом канале камеры подшипника, в котором жидкая и газообразная фазы обмениваются массой, теплотой и количеством движения.

Основные уравнения для фазы i в трехмерном многофазном потоке могут быть записаны следующим образом.

Уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial \rho_i}{\partial \tau} + \nabla\left(\rho_i U_i\right) = \sum_{j=1}^{N} J_{ji} + S_{mi}. \qquad (1)$$

Уравнение импульса:

$$\frac{\partial \rho_i U_i}{\partial \tau} + \nabla^k\left(\rho_i U_i U_i^k\right) = \alpha_i\left(F_{Ar} - \nabla P_i\right) + F_a + \sum_{j=1}^{N} C_{ij}^d\left(U_j - U_i\right) + \nabla\left(\alpha_i \mu_i^0\left(\nabla U_i + \left(\nabla U_i\right)^T\right)\right) + \qquad (2)$$

$$+ \sum_{j=1}^{N}\left(J_{ji} U_j - J_{ij} U_i\right) + S_{di}.$$

Уравнение энергии:

$$\frac{\partial \rho_i H_i}{\partial \tau} + \nabla\left(\rho_i U_i H_i\right) = \sum_{j=1}^{N} C_{ij}^{h}\left(T_j - T_i\right) + \\ + \nabla\left(\alpha_i \lambda_i^0 \nabla T_i\right) + \sum_{j=1}^{N}\left(J_{ji} H_j - J_{ij} H_i\right) + S_{Ei}\,. \quad (3)$$

Объемная плотность фазы i, входящая в соотношения (1) – (3) (i = 1…N), определяется как

$$\rho_i = \alpha_i \rho_i^0\,. \quad (4)$$

В уравнениях (1) – (4) используются следующие обозначения:

$H_i, \rho_i^0, \mu_i^0, \lambda_i^0$ – полная энтальпия, плотность, динамическая вязкость и теплопроводность фазы i, соответственно;

U_i – вектор скорости фазы i; J_{ji} – поток массы из фазы j в фазу i в единице объема; F_{Ar} – подъемная сила; F_a – сила присоединенных масс;

S_{mi}, S_{di}, S_{Ei} – источниковые члены массы, импульса и энергии фазы i , соответственно;

$C_{ij}^{d}\left(U_j - U_i\right)$ и $C_{ij}^{h}\left(T_j - T_i\right)$ – характеризуют межфазный обмен импульсом и тепловое взаимодействие между фазами i и j , соответственно;

α_i – объемная доля фазы, определяемая соотношением (5):

$$\sum_{j=1}^{N} \alpha_j = 1\,. \quad (5)$$

Рассмотренные уравнения позволяют описать движение и теплообмен в воздушно-капельном потоке в камере подшипника и в масляной пленке на ее стенках. В качестве граничных условий рассматриваются параметры в магистралях суфлирования и откачки, при входе воздуха из камеры наддува и масла из подшипника, поле температур на внешней поверхности статора и вала.

Применение методов вычислительной гидродинамики (CFD) позволяет расширить возможности исследования потокораспределения и теплообмена в камере подшипника.Пакет прикладных программ включает различные модели взаимодействия, реализованные с применением численных методов.Однако применимость тех или иных моделей в конкретном случае требует их тщательного анализа и верификации путем сравнения с экспериментальными данными. На результаты расчета также сильное влияние оказывает выбор расчетной сетки и адекватное задание граничных условий.

Схематично исследуемая камера подшипника представлена на рис. 3. Симметрично, относительно оси вращения вала, расположен канал откачки, имеющий такие же геометрические размеры, как и канал суфлирования (на рис.3 не показан).

При создании CFD-модели потокораспределения и теплообмена, что потоки масла и воздуха имеют одинаковую температуру, соответствующую температуре стенок вала 5 и подшипника 3.

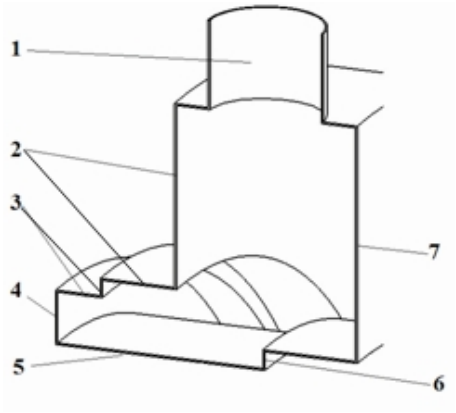


Рис. 3. Схема камеры подшипника:
1 – канал суфлирования; 2 – внутренняя стенка камеры; 3 – стенка подшипника; 4 – вход масла; 5 – стенка вала; 6 – вход воздуха; 7 – прозрачная стенка

При создании CFD-модели потокораспределения и теплообмена в камере подшипника считалось, что потоки масла и воздуха имеют одинаковую температуру, соответствующую температуре стенок вала 5 и подшипника 3. Рассматривалась стационарная задача со следующими условиями:

1. В качестве рабочих сред используются воздух и масло ИПМ-10. Термодинамические свойства воздуха определяются моделью идеального газа с постоянной теплоемкостью.

2. Среднее давление в камере составляет 2,5 атм.

3. Поток воздуха через уплотнения имеет расход 15 г/с и температуру 423 К.

4. Поток масла от подшипника, имеет расход 50 л/час и температуру 423 К.

5. Вал вращается с частотой 9 000 об/мин и имеет температуру 423 К.

6. Стенка подшипника имеет температуру 423 К.

7. Через прозрачную стенку камеры 7 (рис. 3) выходит теплой поток, плотность которого составляет 1333 Вт/м^2.

8. Тепловой поток через внутреннюю стенку камеры 2 (рис. 3) отсутствует.

Внешняя цилиндрическая стенка камеры имеет температуру 369 К.

Численное моделирование многофазного течения в камере подшипника осуществлялось с применением подхода «Euler - Euler», для которого свойственно моделирование многофазного течения как единого потока с границей раздела фаз. Использовалась расчетная схема Second Order Backward Euler. С целью уменьшения затрат машинного времени при одновременном

увеличении точности расчета была создана структурированная вычислительная сетка, показанная на рисунке 4, имеющая разный размер ячеек в расчетной области.

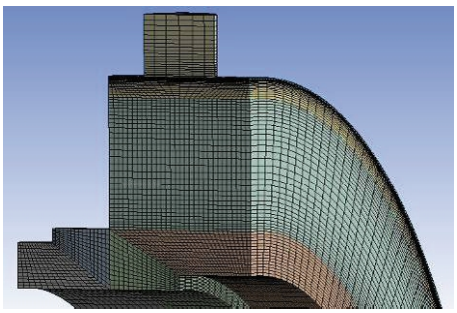
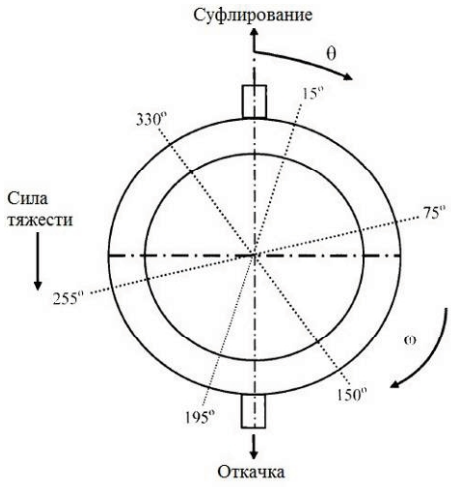


Рис. 4. Вычислительная сетка

4. Результаты численного исследования

Результаты моделирования распределения потоков масла и воздуха внутри камеры представлены на рисунке 5. Сечение, проходящее через суфлирующую и откачивающую магистрали, что соответствует угловой координате 0° и 180°, делит камеру на две части (рис. 5, а), в которых теплогидравлические процессы, в отличие от работы [6], рассматриваются как не симметричные (рис.5, б).



а



б

Рис. 5. Распределение масляной пленки:
а – схема угловых сечений камеры;
б – результаты CFD моделирования

Под действием потока воздуха и центробежных сил капли масла перемещаются к стенке камеры, что приводит к формированию масляной пленки на ее поверхности. Как показывают результаты моделирования (рис. 5, б), наблюдается изменение толщины масляной пленки по окружности камеры. Силы тяжести и касательного напряжения на межфазной границе (пленка/воздух) оказывают влияние на движение пленки. Под действием сил тяжести пленка стремится в нижнюю часть камеры, где расположен канал для откачки масловоздушной смеси. В свою очередь вращающийся вал вовлекает поток воздуха, прошедший через уплотнения, в круговое движение вдоль стенок камеры. В области, где направление движения воздушного потока совпадает с направлением течения пленки (правая часть камеры рис. 5), ее скорость увеличивается, а толщина соответственно уменьшается. Однако в левой части камеры направления движения пленки масла и воздуха не совпадает, что приводит к торможению потока масляной пленки на поверхности камеры и, как следствие, к увеличению ее толщины. Также в левой части камеры наблюдается формирование пленки в зоне расположения канала суфлирования, что способствует попаданию масла в суфлирующий канал. Этот факт подтверждается экспериментальными исследованиями [7]. Таким образом, конфигурация мест отбора масловоздушной смеси (входы в откачивающий и суфлирующий каналы) влияет на распределение масляной пленки по окружности камеры, а также на эффективность откачки масла из масляной полости. Так, выдающийся в масляную полость патрубок магистрали суфлирования препятствует прямому попаданию масляной пленки в эту магистраль, тем самым уменьшая долю масла в суфлирующем потоке и увеличивая эффективность откачки.

В результате указанной неравномерности толщины масляной пленки по окружности камеры в различных зонах камеры будут наблюдаться разные значения термического сопротивления пограничного слоя и, следовательно, коэффициента теплоотдачи, что подтверждается результатами численного моделирования.

Результаты моделирования распределения потоков масла и воздуха внутри камеры для сечения, соответствующего угловой координате 15° (рис. 5, а), представлены на рис. 6. Воздушный поток, проходящий через уплотнения, оттесняет поток масла, выходящий из подшипника в направлении к правой стенке камеры, и вовлекает его в движение вдоль внутренней (левой) стенки в направлении к цилиндрической части камеры, что приводит к образованию пленки на ее поверхности. Кроме этого,

на распределение масла в пленке оказывают также влияние центробежный эффект и наличие застойных зон, где практически отсутствует движение воздушного потока.

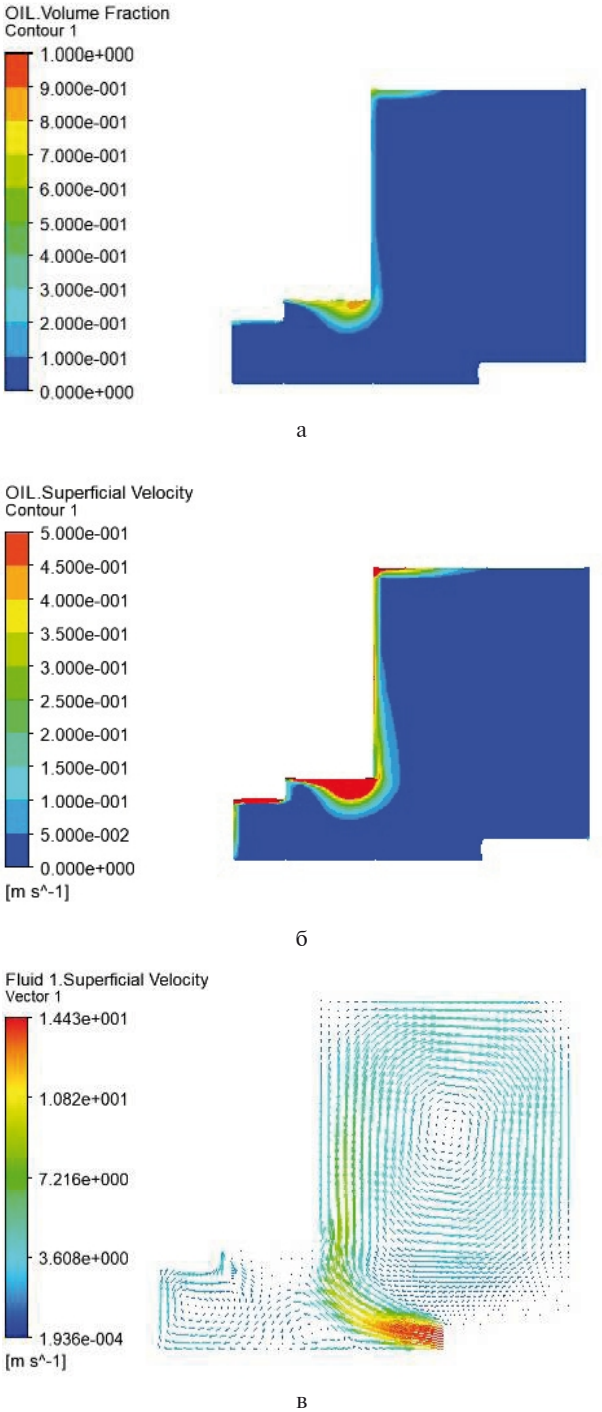


Рис. 6. Результаты моделирования распределения потоков масла и воздуха внутри камеры ($\theta = 15^o$):
а – объемная доля масла;
б – скорость движения масла;
в – поле скоростей воздушного потока.

Неоднородное распределение масла и воздуха влияет на поле температур внутри камеры, (рис. 7), и на коэффициент теплоотдачи (рис. 8).

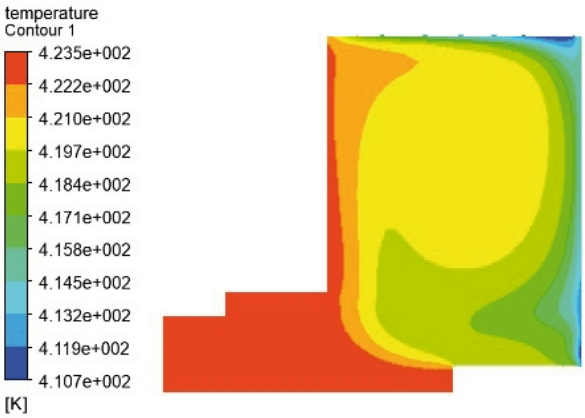


Рис. 7. Распределение температур внутри камеры ($\theta = 15^o$)

На рис. 8. показано сравнение результатов расчета коэффициента теплоотдачи с использованием представленной методологии и экспериментальных данных по определению коэффициента теплоотдачи [4, 5] вдоль цилиндрической части камеры для угловой координаты $\theta = 15^o$.

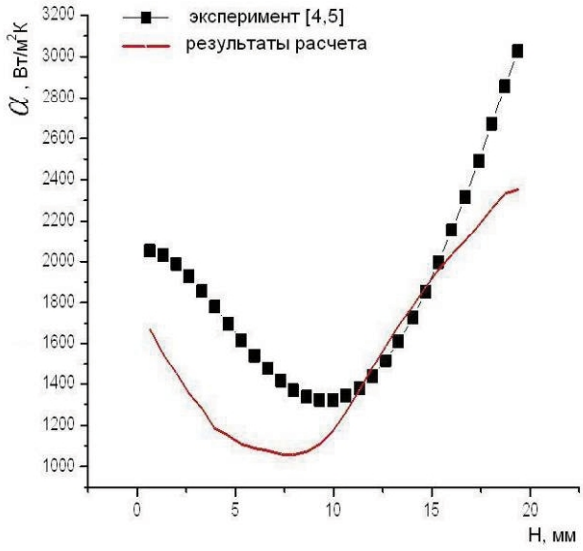


Рис. 8. Распределение коэффициента теплоотдачи по ширине камеры ($\theta = 15^o$)

Результаты сравнительного анализа показывают качественно аналогичную картину изменения коэффициента теплоотдачи, что свидетельствует о правильном выборе методологии при моделировании потокораспределения и теплообмена в камере подшипника.

Заключение

Разработанная методология позволяет численно исследовать протекание теплогидравлических процессов в камерах подшипников газотурбинных двигателей на этапе проектирования.

Неравномерность потокораспределения в камере подшипника приводит к переменному значению термического сопротивления пограничного слоя и, следовательно, коэффициента теплоотдачи, что оказывает значительное влияние на тепловой поток в масляную полость опоры ротора, тепловое состояние масла и элементов опоры.

Количество подаваемого масла и воздуха, а также частота вращения вала оказывают существенное влияние на картину течения в камере подшипника, что будет проанализировано в дальнейших работах.

Литература

1. Иноземцев А.А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. Системы [Текст]: Т. 5, Сер. Газотурбинные двигатели / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – 200 с.

2. Thin Film Modelling For Aero-Engine Bearing Chambers [Text] / C. Wang, H.P. Morvan, S. Hibberd and et // ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. – 2011. – Vol. 1, P. 1–10.

3. Подходы к моделированию теплогидравлических процессов в элементах маслосистемы ГТД [Текст] / Т. П. Михайленко, Д. А. Немченко, Дуаиссиа Омар Хадж Аисса и др. // Вісник НТУ «ХПІ». Сер.: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування: сб. наук. пр. – 2017. – Вып. 10 (1232). – С. 79-84.

4. Glahn A. Local and Mean Heat Transfer Coefficients Along the Internal Housing Walls of Aero-Engines Bearing Chambers [Text] / A. Glahn, S. Busam, S. Wittig // International Gas Turbine and Aero-Engine Congress & Exposition, June, Colorado, Florida. – 1997. – P. 1–9.

5. Busam S., Internal Bearing Chamber Wall Heat Transfer as a Function of Operating Conditions and Chamber Geometry [Text], S. Busam, A. Glahn, S. Wittig, Eng. Gas Turbines Power. – 2000. – Vol. 122 (2). - P. 314-320.

6. Моделирование потокораспределения в масляной полости опоры ротора ГТД [Текст] / Дуаиссиа Омар Хадж Аисса, Т. П. Михайленко, Д. А. Немченко и др. // Вестник двигателестроения. – 2017. - №2. – С. 59-65.

7. Wolfram K. Influences on the Oil Split Between the Offtakes of an Aero-Engine Bearing Chamber [Text] / K. Wolfram K. Dullenkopf, H. J. Bauer // ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. – 2012. – Vol.4.– P.1-9.

Поступила в редакцию 01.06.2018

Дуаіссіа Омар Хадж Аісса, Т.П. Михайленко, О.Ю. Лисиця, І.І. Петухов. Чисельне дослідження теплогідравлічних процесів в камері підшипника ГТД

При роботі двигуна в масляній порожнині опори присутнє не однофазне середовище – масло, а його суміш з повітрям, що в значній мірі впливає на перебіг теплогідравлічних процесів в камері підшипника. Забезпечення належного теплового стану масла і опори ротора газотурбінного двигуна потребує чіткого розуміння та прогнозування теплогідравлічних процесів, що проходять в камері підшипника при зміні режимів роботи двигуна. В даній роботі представлені результати чисельного дослідження потокорозподілу і теплообміну в камері підшипника авіаційного двигуна з використанням розробленої авторами методології. Методологія, що базується на законах збереження і методах CFD-моделювання, дозволяє чисельно досліджувати протікання теплогідравлічних процесів в камері підшипника газотурбінних двигунів на етапі проектування.

Ключові слова: *газотурбінний двигун, система змащування, опора ротора, камера підшипника, потокорозподіл, теплообмін, CFD-моделювання.*

Douaissia Omar Hadj Aissa, T.P. Mykhailenko, O.Y. Lysytsia, I.I. Petukhov. Numerical investigation of thermal and hydraulic processes in the gte bearing chamber

A rotor support is a key element of an aircraft engine's lubrication system. Supports of gas turbine engine (GTE) serve to transfer forces from rotating rotors to engine's case, they take significant static and dynamic loads from the engine's shafts. Supports should provide sufficient rigidity of the power circuit of the engine and the necessary centering of the shafts in the entire range of realized loads. Details and engine nodes around each support creates a closed space – oil cavity (bearing chamber), in which the supply of oil to the bearing and it's scavenge are realised. To prevent oil leakage from the support's oil cavity through the seals, a higher pressure in the cavity around the bearing chamber by the pressurised air, most often taken from the GTE compressor, is created. As a result, when an engine is running, an air/oil mixture is present in the oil cavity of the support. This fact has great influences on the thermal and hydraulic processes that take place in the bearing chamber. Ensuring the proper thermal state of the oil and the

rotor support of the gas turbine engine require a clear understanding and prediction of flows distribution and heat transfer in the bearing chamber when the engine's operating conditions changes. Complex nature and poor knowledge of thermal and hydraulic processes that take place in the bearing chamber make the result to be obtained with a combination of experimental methods and Computational Fluid Dynamics (CFD).

The paper presents the results of the numerical investigation of fluid flow and heat transfer in the simplified bearing chamber of aircraft engine using the methodology developed by the authors. It is shown that the nonuniformity of the flow distribution in the bearing chamber leads to a variable value of the boundary layer's thermal resistance and,hence,the heat transfer coefficient, which has a significant effect on the heat transfer rate in the bearing chamber and,consequently, on the thermal state of the oil and parts of the rotor support. The developed methodology,based on conservation laws and methods of CFD simulation,makes it possible to provide the numerical investigation of thermal and hydraulic processes that take place in the bearing chambers of gas turbine engines.

Key words: *gas turbine engine, lubrication system, rotor support, bearing chamber, fluid flow, heat transfer, CFD-simulation.*

References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskii V.L. Avtomatika i regulirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. Sistemy [Automation and regulation of aircraft engines and power. Systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008.200 p.

2. Wang C., Morvan H.P., Hibberd S. and et. Thin Film Modelling For Aero-Engine Bearing Chambers. ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011, vol.1, pp.1–10.

3. Mikhailenko T. P., Nemchenko D. A., Doaissia Omar Hadj Aissa, Petukhov I.I. Podkhody k modeli-rovaniyu teplogidravlicheskikh protsessov v elementakh maslosistemy GTD [Approaches to the modeling of thermal-hydraulic processes in elements of the GTE oil-system]. Visnik NTU «KhPİ». "Energetichni ta teplotekhnichni protsesi i ustatkuvannya"[Bulletin of NTU "KhPI" 'Power and heat engineering processes and equipment']. 2017, vol. 10 (1232), pp. 79-84.

4. Glahn A., Busam S., Wittig S. Local and Mean Heat Transfer Coefficients Along the Internal Housing Walls of Aero-Engines Bearing Chambers. International Gas Turbine and Aero-Engine Congress & Exposition, June, Colorado, Florida, 1997, pp.1–9.

5. Busam S., Glahn A., Wittig S. Internal Bearing Chamber Wall Heat Transfer as a Function of Operating Conditions and Chamber Geometry. Gas Turbines Power, 2000, vol. 122 (2), pp. 314-320.

6. Doaissia Omar Hadj Aissa, Mikhailenko T. P., Nemchenko D. A., Petukhov I.I. Modelirovanie poto-koraspredeleniya v maslyanoi polosti opory rotora GTD [Modeling of the flow distribution in the oil cavity of the GTD rotor support]. Vestnik dvigatelestroeniya Publ., 2017, no. 2, pp. 59-65.

7. Wolfram K., Dullenkopf K., Bauer H. J. Influences on the oil split between the offtakes of an aeroengine bearing chamber. ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2012, vol. 4, pp.1-9.

УДК 621.454.2.018 (075.8)

Головин Д. Ю. инженер-конструктор 1 категории отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Куда С. А. начальник сектора отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com;

Ломской Д. А. ведущий инженер отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЦИРКУЛЯЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ЗАХОЛАЖИВАНИЯ КРИОГЕННОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Приведена математическая модель циркуляционной системы захолаживания криогенной двигательной установки, основанная на уравнениях теплообмена и гидродинамики, описывающих основные ее физические процессы. Проведен ряд экспериментальных исследований в натурных условиях. Приведены параметры циркуляционной системы захолаживания, полученные в результате экспериментов. Показана удовлетворительная сходимость результатов расчета с экспериментальными данными. Дана оценка влияния уровня заправки бака на расход циркуляции. Определены направления для дальнейших исследований.

Ключевые слова: *захолаживание двигателя, циркуляция, гейзерный эффект.*

Введение

В процессе заправки и стоянки в заправленном состоянии РН на криогенных компонентах топлива расходная магистраль и тракт окислителя двигателя заполнены жидким кислородом. Под воздействием внешнего теплопритока температура жидкого кислорода постепенно повышается до температуры кипения, соответствующей местному давлению. Это может привести к появлению гейзерного эффекта в расходной магистрали и кислородном тракте жидкостного ракетного двигателя.

Гейзерный эффект (фонтанирование) – это вытеснение столба жидкости ее парами в длинном трубопроводе при резком повышении скорости парообразования [1]. Причина его возникновения – перегрев и интенсивное кипение при пониженном давлении в насыщенном или перегретом столбе жидкости.

В результате происходит выброс жидкости из трубопровода. При последующем гравитационном заполнении возникает пик давления, аналогичный гидравлическому удару. Этот пик может быть настолько большим, что возможны разрушения и повреждения конструкции трубопровода, элементов автоматики и их креплений.

После заполнения трубопровода криогенная жидкость оказывается в термодинамически нестабильном состоянии. По мере подвода тепла путем конвекции ее температура постепенно повышается до температуры насыщения, соответствующей местному статическому давлению. В зависимости от эффективности теплоизоляции, степени чистоты жидкости, геометрии и шероховатости трубопровода и т.д. при дальнейшем подводе тепла жидкость либо закипает, либо продолжается режим конвективного нагрева, при котором тепло расходуется на перегрев компонента. При перегреве на 1,5…2,5 °С начинается кипение.

Для частичного или полного устранения гейзерного эффекта на практике возможно применение:

1) теплоизоляции бака и трубопроводов;
2) переохлажденного компонента;
3) внешней или внутренней циркуляции;
4) обратных клапанов (локализация ударных явлений);
5) подпитки;
6) подачи компонента с переменно-возрастающим расходом;
7) соответствующей технологической обработки внутренней поверхности трубопровода.

Некоторые из указанных способов являются нежелательными из-за увеличения массы конструкции и продолжительности времени экспериментальной отработки. Поэтому общепринятыми, нашедшими широкое применение, являются такие методы:

1) вдув инертного газа (гелия), метод барботажа;
2) подпитка с регулируемым расходом;
3) циркуляция компонента по двум трубо-

© Головин Д.Ю., Куда С.А., Ломской Д.А., 2018

проводам (по замкнутому контуру).

В данной статье рассматривается математическая модель циркуляционной системы захолаживания. Циркуляционная система захолаживания представляет собой трубопровод, соединяющий занасосную полость двигателя с баком и обеспечивающий сброс из расходной магистрали и кислородного тракта двигателя в бак парогазовых включений и подогретого кислорода.

1. Описание математической модели

Во время работы циркуляционной системы движение жидкости в контуре осуществляется благодаря естественной конвекции, возникающей в результате разности температур в расходной магистрали и трубопроводе циркуляции (ТЦ).

Расчет массового расхода в контуре циркуляции на номинальном режиме определяется по формуле:

$$\dot{G} = \frac{\rho_ц F_ц}{\sqrt{\xi + 1}} \sqrt{2gh \frac{\rho_{рм} - \rho_ц}{\rho_ц}}, \qquad (1)$$

где $\rho_ц$ – плотность жидкого кислорода в ТЦ;

$F_ц$ – площадь поперечного сечения ТЦ;

ξ – суммарный коэффициент гидравлических потерь в контуре циркуляции;

h – высота ТЦ;

$\rho_{рм}$ – осредненное значение плотности жидкого кислорода в расходной магистрали и баке (ниже точки ввода ТЦ в бак).

Прогрев в расходной магистрали и ТЦ рассчитывается по формуле:

$$\Delta T = \frac{qF\tau}{\dot{G}c_p}, \qquad (2)$$

где q – удельный тепловой поток к рассматриваемому участку контура циркуляции;

F – площадь боковой поверхности рассматриваемого участка контура циркуляции;

τ – время, за которое единичный объем жидкости пройдет всю длину рассматриваемого участка контура циркуляции;

c_p – удельная теплоемкость жидкого кислорода.

Если в ТЦ происходит кипение необходимо учесть влияние парожидкостной смеси на среднюю плотность компонента. Методика расчета плотности парожидкостной смеси приводится ниже.

Расход пара кислорода со стенок трубопровода в бак при кипении определяется по формуле:

$$\dot{G}_п = \frac{qF_k}{r}, \qquad (3)$$

где q – удельный тепловой поток к участку ТЦ с кипением;

F_k – площадь поверхности участка ТЦ с кипением;

r – теплота парообразования жидкого кислорода.

Зная давление и температуру по высоте ТЦ можно определить глубину кипящего слоя.

Массовое паросодержание потока на выходе из ТЦ [2]:

$$x_{вых} = \dot{G}_п / \dot{G}, \qquad (4)$$

Приведенная скорость жидкости на выходе из ТЦ:

$$w'_{0вых} = w_ц(1 - x_{вых}), \qquad (5)$$

где $w_ц$ – скорость движения компонента в контуре циркуляции.

Приведенная скорость пара на выходе из ТЦ:

$$w''_{0вых} = x_{вых} w_ц(\rho' / \rho''), \qquad (6)$$

где ρ', ρ'' – плотность жидкости и пара.

Приведенной скоростью называется средняя скорость, которую имела бы жидкость или пар при заполнении всего сечения трубопровода.

Приведенная скорость смеси:

$$w_{см} = w'_{0вых} + w''_{0вых}. \qquad (7)$$

Объемное расходное паросодержание потока на выходе из ТЦ:

$$\beta = w''_{0вых} / w_{см}. \qquad (8)$$

Истинное объемное паросодержание на участке трубопровода циркуляции с кипением определяется по формуле:

$$\phi = \beta\left(1 + 3,7\left(\frac{\rho' - \rho''}{\rho'}\right)^5 \left(\frac{\sqrt{\sigma/(\rho' d)}}{w_{см}}\right)^{0,5} \left(\frac{w_{см}^2}{gd}\right)^{-n}\right), \qquad (9)$$

где $n = 0,25 / \exp(0,025 w_{см} \sqrt[4]{\rho'/gd})$;

d – диаметр трубопровода;

σ – коэффициент поверхностного натяжения.

Истинное среднее значение плотности газожидкостной смеси:

$$\rho_{ист} = \rho''\phi + \rho'(1 - \phi). \qquad (10)$$

Учитывая долю парожидкостной смеси в объеме ТЦ, определяется среднемассовая плотность по всей высоте трубопровода.

Так как в приведенной формуле для расчета расхода жидкого кислорода две неизвестные величины, весь расчет осуществляется с использованием метода последовательных приближений.

2. Применение математической модели для экспериментальной установки

Для подтверждения работоспособности системы циркуляции были проведены экспериментальные исследования на стендовой установке, в конструкции которой реализован один из вариантов технического решения системы. С целью обоснования математической модели циркуляционной системы на экспериментальной установке (рис. 1) проводились замеры параметров работы циркуляционной системы, а также был проведен расчет этих параметров.

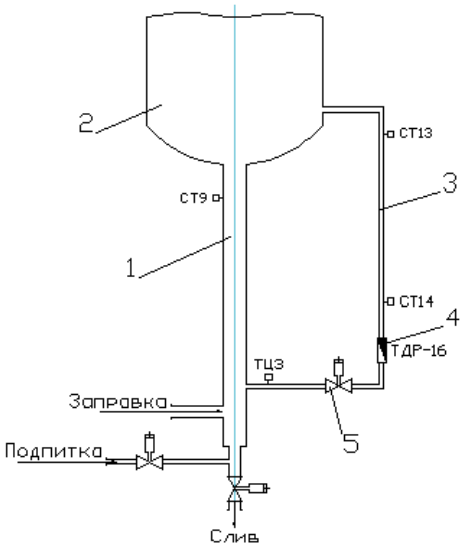


Рис. 1. Принципиальная схема экспериментальной установки:
1 – расходная магистраль; 2 – топливный отсек;
3 – трубопровод циркуляции; 4 – отсечный клапан трубопровода циркуляции; 5 – турбинный датчик расхода

Установка представляла собой топливный отсек 2 (диаметр 3 м, высота 11,2 м) с изолированной расходной магистралью окислителя 1 (диаметр 0,4 м, длина 6,8 м) и трубопроводом циркуляции 3 (внутренний диаметр 50 мм). Выходной участок трубопровода циркуляции (от расходной магистрали до вертикального участка за бортом изделия) выполнен горизонтальным, длиной 1,7 м. На этом участке на расстоянии 1,1 м от магистрали имеется отсечный клапан 4. Ввод трубопровода циркуляции в бак осуществляется на расстоянии 1,2 м выше полюса нижнего днища. Расход компонента в контуре циркуляции измерялся турбинным датчиком расхода 5, установленным в нижней части вертикального участка трубопровода циркуляции.

Заправка бака проводилась через расходную магистраль кипящим или перегретым (относительно условий атмосферного давления) кислородом с температурой на входе от -176 до -183 °С.

С целью исследования влияния уровня заправки баков на характеристики системы захолаживания были проведены две серии экспериментов с различными уровнями заправки – 6 (испытания № 2 и 3) и 10 м (испытания № 4, 5, 7, 8, 10, 18, 23).

Результаты замеров, сделанных в ходе экспериментов, были осреднены по времени стоянки баков с открытыми дренажами (табл. 1).

По результатам экспериментов видно, что с ростом столба жидкости расход в контуре циркуляции уменьшается. Отмеченный характер изменения расхода вызывается процессом кипения кислорода в контуре захолаживания. Паровые пузыри, образовавшиеся в жидкости при кипении, выполняют роль парового насоса, снижающего плотность жидкости в ТЦ, что при низких давлениях приводит к увеличению расхода. С ростом давления пузыри уменьшаются в объеме, поэтому с увеличением столба жидкости снижается объемное паросодержание потока, возрастает плотность смеси в ТЦ и, следовательно, падает расход. Дальнейший рост давления приводит к конденсации пузырей. Парожидкостная смесь исчезает и расход снижается.

Таблица 1. Характеристики циркуляционной системы захолаживания, полученные в результате экспериментов

Нормер эксперимента	$t_в$, °С	$t_н$, °С	$\tilde{t}_м$, °С	$\tilde{t}_ц$, °С	H, м	$\dot{G}$, кг/с
2	-181,8	-179,8	-181	-179	6,04	0,74
3	-181,6	-179,6	-180,8	-178,9	5,95	0,92
4	-181,7	-179,5	-180,9	-178,6	10,31	0,63
5	-181,7	-179,4	-181,6	-179,3	10,31	0,645
7	-181,5	-179	-181	-178,5	10,29	0,675
8	-181,4	-178,8	-179,8	-177,7	10,4	0,605
10	-181,7	-179,5	-180,1	-178,6	10,1	0,61
18	-181	-179,6	-180,2	-177,9	10,63	0,635
23	-181,3	-178,2	-180,3	-177,4	10,25	0,7

Примечание к таблице: $t_в$ – температура в верхней части расходной магистрали (датчик СТ9); $t_н$ – температура в нижней части расходной магистрали (датчик ТЦ3); $\tilde{t}_м$ – среднемассовая температура кислорода в расходной магистрали; $\tilde{t}_ц$ – среднемассовая температура кислорода в ТЦ; H – высота столба жидкости

в баке от полюса нижнего днища до свободной поверхности (зеркала жидкости); $\dot{G}$ – значение расхода в контуре циркуляции, зафиксированное датчиком ТДР-16.

Экспериментальные данные получены для условий теплопритоков к баку порядка 1000 ккал/(м^{2}час).

На экспериментальной установке не был установлен двигатель. По этой причине при проведении расчетов не учитывалось возможное гидравлическое или тепловое влияние двигателя.

В табл. 2 приведены значения расхода циркуляции, полученные при проведении экспериментов и в результате расчета для испытаний с уровнем заправки 10 м.

Таблица 2. Расчетные и экспериментальные значения расхода циркуляции для испытаний с уровнем заправки 10 м

Номер эксперимента	Экспериментальное значение расхода циркуляции (без кипения), кг/с	Расчетное значение расхода циркуляции (без кипения), кг/с
4	0,63	0,67
5	0,645	
7	0,675	
8	0,605	
10	0,61	
18	0,635	
23	0,7	

В табл. 3 приведены значения расхода циркуляции, полученные при проведении экспериментов и в результате расчета для испытаний с уровнем заправки 6 м с учетом кипения в верхнем участке ТЦ.

Таблица 3. Расчетные и экспериментальные значения расхода циркуляции для испытаний с уровнем заправки 6 м

Номер эксперимента	Экспериментальное значение расхода циркуляции (с кипением), кг/с	Расчетное значение расхода циркуляции (с кипением), кг/с
2	0,74	0,85
3	0,92	

Заключение

По данным экспериментов установлено, что рассмотренная система захолаживания обеспечивает приемлемые расходы в контуре циркуляции. При этом расход циркуляции для уровня заправки 6 м превышает расход циркуляции для уровня 10 м. Это обусловлено тем, что при меньшем уровне заправки в верхнем участке трубопровода циркуляции имеет место кипение, которое интенсифицирует расход циркуляции.

Представленная математическая модель дает достаточно близкие к эксперименту значения расхода циркуляции, что позволяет на начальных этапах проектирования оценить возможности систем циркуляции различной конфигурации.

В дальнейшем возможно применение данной математической модели для проектирования циркуляционных систем захолаживания, работающих на других криогенных компонентах топлива, таких как жидкий метан или жидкий водород.

Литература

1. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе [Текст] : пер. с англ. / Э. Ринг – М., : Мир, 1986. – 113 с.

2. Кутепов А. М. Гидродинамика и теплообмен при парообразовании [Текст] : учеб. пособие для вузов / А. М. Кутепов, Л. С. Стерман, Н. Г. Стюшин. – М. : Высшая школа, 1986. – 425 с.

Поступила в редакцию 1.06.2018

Д. Ю. Головін, С. А. Куда, Д. А. Ломской. Математична модель циркуляційної системи захолоджування кріогенної двигунної установки

Приведено математичну модель циркуляційної системи захолоджуванния кріогенної двигунної установки, засновану на рівняннях теплообміну і гідродинаміки, що описують основні її фізичні процеси. Проведено ряд експериментальних досліджень в натурних умовах. Приведено параметри циркуляційної системи захолоджування, отримані у результаті експериментів. Показано задовільну збіжність результатів розрахунку з експериментальними даними. Дана оцінка впливу рівня заправки бака на витрату циркуляції. Визначено напрямок для подальших досліджень.

Ключові слова: *захолоджування двигуна, циркуляція, гейзерний ефект.*

D. Y. Holovin, S. A. Kuda, D. A. Lomskoy. The mathematical model of the circulation chilldown system of the cryogenic propulsion system

During integrated launch vehicle filling and its standing in filled condition the feed line and main engine oxidizer channel are filled with liquid oxygen. At impact of external heat leakage the liquid oxygen temperature is gradually increased up to a saturation temperature corresponding to the local pressure. This leads to liquid overheating,occurrence of the geyser effect and hydraulic shocks in the feed line and main engine oxygen channel. In order to exclude the above listed negative effects the circulation system is envisaged. This system represents the pipeline laid overboard the rocket and connecting the overpump engine cavity with the tank and providing venting of gas inclusions and heated oxygen into the tank.

The mathematical model of the circulation chilldown system of cryogenic propulsion system based on equations of heat exchange and hydrodynamics,describing its basic physical processes. The series of experimental researches were carried out in full-scale conditions. There are given the parameters of the circulation chilldown system,obtained as a result of experiments.

According to the experimental results,it can be seen that the flow rate in the circulation circuit decreases with a growth of the liquid column. The noted nature of change of the flow rate is caused by the boiling of the oxygen in the circulation circuit. The steam bubbles formed in the liquid during boiling act as a steam pump that reduces the density of the liquid in the circulation pipeline. At low pressures this leads to an increase in the flow rate. As the pressure increases,the bubbles decrease in volume,therefore,as the liquid column increases,the volumetric vapor content of the stream decreases,the mixture density in the circulation pipeline increases and,consequently, the flow rate decreases. A further pressure increase leads to the condensation of the bubbles. The vapor-liquid mixture disappears and the flow rate decreases.

The engine was not installed on the test bench. For this reason,the calculations did not take into account the possible hydraulic and thermal influence of the engine.

The satisfactory convergence of calculation results with the experimental data are shown. The estimation of the influence of the filling level of the tank on the circulation rate is given. Directions for the further researches are defined.

Keywords: *chilldown of the engine,circulation,geyser effect.*

References

1. Ring E. Rocket propellant and pressurization system. Englewood cliffs, Prentice hall, 1964. 86 p. (Russ. ed.: Ring E. Dvigatel'nye ustanovki raket na zhidkom toplive. Moscow, Mir Publ., 1986. 113 p.)

2 Kutepov A.M., Sterman L.S., Styushin N.G. Gidrodinamika i teploobmen pri paroobrazovanii [Hydrodynamics and heat exchange at steam generation]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1986. 425 p.

УДК 621.787:004.89.032.26

Библик И. В. главный инженер-исследователь отдела надежности и динамической прочности, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: miles@ipmach.kharkov.ua.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ ПОВЕРХНОСТНО УПРОЧНЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ НЕЙРОСЕТЕВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

На основе комплексного подхода, использующего компьютерное моделирование процесса разрушения поверхностного слоя материала, и технологию самообучающихся нейронных сетей, разработана методология прогнозирования усталостной прочности поверхностно упрочненных деталей газотурбинных двигателей. В качестве входных переменных нейронной сети используются параметры, характеризующие распределение остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое материала после упрочняющей обработки. В качестве выходного параметра используется коэффициент упрочнения, характеризующий изменение усталостной прочности в результате поверхностного упрочнения. Показано, что использование данной методологии позволит осуществлять выбор оптимальных режимов упрочнения, обеспечивая тем самым необходимое значение предела выносливости, а, следовательно, и усталостной прочности деталей.

Ключевые слова: *усталостная прочность, поверхностное упрочнение, остаточные напряжения сжатия, нейронные сети, компьютерное моделирование.*

1. Введение и постановка задачи

В настоящее время практически все ответственные детали газотурбинных двигателей (ГТД), работающие при знакопеременном нагружении, для повышения сопротивления усталостному разрушению подвергаются поверхностному упрочнению. Независимо от способа упрочнения повышение несущей способности деталей достигается в основном за счет формирования в поверхностном слое благоприятных остаточных напряжений сжатия.

Несмотря на то, что оптимизации режимов упрочнения поверхностного слоя деталей ГТД посвящено большое количество публикаций, существующие методы оценки эффективности упрочнения требуют проведения значительных экспериментальных исследований.

Наиболее точную оценку эффективности поверхностной упрочняющей обработки дают усталостные испытания образцов. Поскольку усталостные испытания относятся к числу длительных и дорогостоящих, получение информации путем проведения этих испытаний в полном объеме не всегда возможно, учитывая разнообразие используемых материалов и режимов их поверхностной обработки.

Кроме того, большинство существующих на сегодняшний день исследований в области прогнозирования усталостной прочности направлены на разработку моделей самого процесса упрочнения, а не на выявление общих закономерностей влияния характеристик поверхностного слоя на сопротивление усталости. В связи с этим большое значение приобретает разработка методов оценки эффективности поверхностного упрочнения и прогнозирования усталостной прочности материалов, в том числе с использованием компьютерного моделирования.

Ранее было показано, что компьютерное моделирование процесса разрушения поверхностного слоя материалов при циклическом нагружении, проводимое в рамках специального расчетно-экспериментального метода (РЭМ) [1], может рассматриваться как один из подходов к оценке эффективности методов поверхностной упрочняющей обработки деталей ГТД, поскольку позволяет определять предел выносливости поверхностно упрочненных материалов по известной эпюре остаточных напряжений сжатия [2,3], т.е. с учетом особенностей, уровня и характера их распределения.

Цель настоящей работы состояла в разработке обобщенной методологии, объединяющей статистический подход в рамках РЭМ и нейросетевое моделирование, для оценки влияния остаточных напряжений сжатия на усталостную прочность поверхностно упрочненных деталей ГТД.

Модели, основанные на использовании нейронных сетей, могут рассматриваться как перспективная альтернатива и дополнение к традиционным методам оценки усталостной прочности поверхностно упрочненных деталей. Основное достоинство нейронных сетей состоит в отсутствии необходимости выбора модельного процесса и задания закона рас-

© Библик И.В., 2018

пределения данных. Способность нейронной сети к прогнозированию напрямую следует из ее способности к обобщению и выделению скрытых зависимостей между входными и выходными данными.

Основными характеристиками нейронной сети являются структура, количество слоев, тип нейрона, входные и выходные величины, алгоритм обучения. Выбор входных параметров нейронной сети обусловлен объемом и качеством экспериментальных данных, имеющихся для обучения.

Общая постановка задачи выглядит следующим образом. По имеющейся выборке экспериментальных данных, относящихся ко всем входным параметрам сети и соответствующим им выходным значениям, необходимо создать нейросетевую модель, позволяющую с наименьшей погрешностью описать зависимость выхода от входов в пределах изменения независимых переменных модели, соответствующих диапазонам их изменения в имеющейся выборке.

2. Выбор архитектуры нейронной сети

Для прогнозирования усталостной прочности поверхностно упрочненных материалов нецелесообразно построение универсальной сети, учитывающей воздействие всех возможных входных факторов. Такой подход требует разработки сети сложной структуры с большим количеством слоев и нейронов и большой обучающей выборкой для получения необходимой точности результата.

Для целей настоящей работы предлагается использовать нейронную сеть, реализованную в среде программирования *Delphi*. Нейронная сеть состоит из входного слоя, содержащего четыре элемента, одного скрытого слоя с четырьмя нейронами и выходного слоя с одним элементом.

Хорошо известно, что основную роль в повышении сопротивления усталости поверхностно упрочненных деталей играют остаточные напряжения сжатия. Для оценки влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости деталей ГТД по остаточным напряжениям сжатия применяются два критерия. Первый критерий учитывает влияние остаточных напряжений на поверхности упрочненной детали и может быть использован для прогнозирования предела выносливости по трещинообразованию. Однако, при расчете предела выносливости по разрушению должен использоваться критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, который учитывает влияние характера распределения сжимающих остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя опасного сечения детали [4]. Принимая во внимание, что РЭМ разрабатывался для компьютерного моделирования процесса разрушения конструкционных материалов, в настоящей работе проводилась оценка предела выносливости, и соответственно коэффициента упрочнения, по разрушению. Поэтому в качестве входных переменных нейронной сети были выбраны параметры, определяющие особенности распределения остаточных напряжений сжатия по толщине поверхностного слоя:

$\sigma_{пов}$ – остаточные напряжения на поверхности;

σ_{max} – максимальные остаточные напряжения в поверхностном слое;

$h_{ост}$ – общая глубина залегания остаточных напряжений;

h_{max} – глубина залегания максимальных остаточных напряжений.

В качестве выходного параметра нейронной сети используется коэффициент упрочнения, являющийся показателем эффективности упрочнения и представляющий собой один из важнейших факторов при расчете запаса прочности деталей ГТД. Коэффициент упрочнения определяется из отношения пределов выносливости упрочненной детали и исходной.

В качестве данных для построения нейронной сети использовались экспериментальные результаты, опубликованные в научно-технической литературе.

3. Подготовка данных и алгоритм обучения нейронной сети

Исходные данные преобразуются к виду, в котором их можно подавать на входы сети. Нормировка выполняется в случае, когда на различные входы подаются данные разной размерности. Данные нормируются на интервал (0, 1) – диапазон выходных значений активационной функции нейронной сети, в качестве которой используется сигмоидальная функция. Преобразование величины x в переменную s осуществляется в соответствии с формулой:

$$s = \frac{x - \min(x_1 ... x_n)}{\max(x_1 ... x_n) - \min(x_1 ... x_n)},$$

где n – количество значений величины x.

Выходные значения сети должны обязательно «денормализовываться» с использованием обратного преобразования из s в x:

$$x = \min(x_1 ... x_n) + s[\max(x_1 ... x_n) - \min(x_1 ... x_n)].$$

Возможность обучения – одно из главных преимуществ нейронных сетей перед традиционными алгоритмами. Способность нейронной сети к прогнозированию напрямую следует из

ее способности к обобщению и выделению скрытых зависимостей между входными и выходными данными.

В качестве обучающего алгоритма разработанной нейронной сети выбран алгоритм обучения с учителем. [5]. Обучение с учителем предполагает, что для каждого входного вектора существует целевой вектор, представляющий собой требуемый выход. Вместе они называются обучающей парой. Обычно сеть обучается на некотором числе таких обучающих пар. В настоящей работе обучающие выборки сгенерированы как на основе литературных данных, так и на основе результатов компьютерного моделирования.

Использование результатов компьютерного моделирования в качестве обучающей выборки для нейронной сети объясняется следующим. Как уже отмечалось выше, компьютерное моделирование влияния остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое на усталостную прочность упрочненного материала позволяет учесть изменение остаточных напряжений сжатия по глубине поверхностного слоя с любым шагом при известной эпюре остаточных напряжений. Входные параметры разработанной нейросетевой модели не учитывают характер распределения остаточных напряжений, в частности неравномерность их распределения по глубине поверхностного слоя (перепад напряжений непосредственно на поверхности и в подслойной области). Поскольку равномерное распределение остаточных напряжений сжатия по глубине поверхностного слоя приводит к тому, что эксплуатационные напряжения в приповерхностном слое компенсируются остаточными напряжениями, а значительные по величине остаточные напряжения в непосредственной близости от поверхности способствуют нейтрализации поверхностных концентраторов напряжений [6], можно говорить о существенном влиянии характера распределения остаточных напряжений на усталостную прочность. Поэтому использование результатов компьютерного моделирования в качестве обучающей выборки для нейронной сети будет способствовать улучшению качества прогноза и минимизации ошибки.

В качестве метода обучения нейронной сети используется метод обратного распространения ошибки, основанный на алгоритме минимизации среднеквадратической ошибки и предусматривающий два прохода по слоям сети, прямого и обратного.

4. Результаты применения разработанного подхода

С помощью разработанной методологии проводилось прогнозирование усталостной прочности поверхностно упрочненных деталей ГТД, изготовленных из хромоникелевых и титановых сплавов.

Для каждого из входных параметров сети выбирались интервалы возможных значений в соответствии с табл. 1. При этом факторы, влияющие на коэффициент упрочнения, но не вошедшие в реализуемую модель (степень и глубина наклепа, шероховатость поверхности), принимались постоянными. Выходные значения коэффициента поверхностного упрочнения определялись для симметричного цикла нагружения изгибом на базе $2 \cdot 10^6$ циклов при температуре 20 °С.

Таблица 1. Диапазоны значений входных параметров сети

№ п/п	Обозначение параметра	Размерность	Диапазон значений
1	$\sigma_{пов}$	МПа	-200-800
2	σ_{max}	МПа	-300-800
3	$h_{ост}$	мкм	0-70
4	h_{max}	мкм	100-350

На рис.1 приведен фрагмент экрана вывода результатов работы нейронной сети (линия – линия регрессии, точки – выходные значения). Средняя квадратичная ошибка нейронной сети составляет 0,035.Разработанная нейронная сеть корректно выполняет прогнозирование на интервале изменения предела выносливости от 250 до 600 МПа.

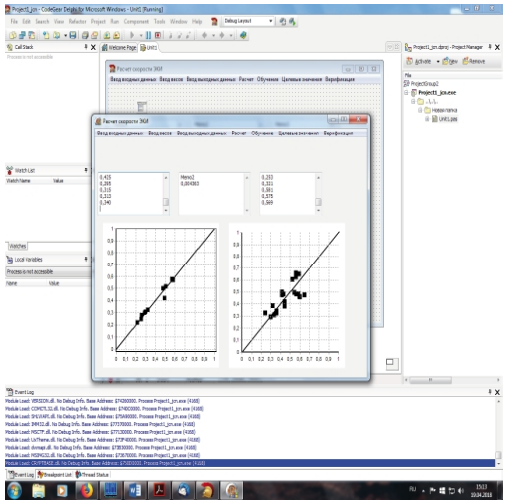


Рис. 1. Оценка точности аппроксимации для тестовой выборки на основе результатов компьютерного моделирования

Полученные результаты свидетельствуют о высокой аппроксимирующей и обобщающей способностях разработанной нейросетевой модели и позволяют использовать ее для ис-

следования закономерностей формирования остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое деталей ГТД в результате упрочняющей обработки и их влияния на усталостную прочность.

Кроме прямой задачи прогнозирования усталостной прочности поверхностно упрочненных деталей ГТД с помощью разработанной нейронной сети может быть решена и обратная задача, когда по известному коэффициенту упрочнения (или по известному пределу выносливости) могут быть определены значения неизвестных входных параметров (максимума или глубины залегания остаточных напряжений сжатия и т.д.).

Известно, что в процессе эксплуатации деталей ГТД остаточные напряжения сжатия, сформированные в поверхностном слое, релаксируют, что приводит к уменьшению исходного уровня усталостной прочности. В дальнейшем предполагается усовершенствование архитектуры нейронной сети путем увеличения числа входных параметров (в частности, за счет температурного и временного факторов) с целью прогнозирования срока снижения усталостной прочности до предельно допустимого значения для проведения повторной упрочняющей обработки.

Выводы

На основе компьютерного моделирования и технологии самообучающихся нейронных сетей разработан подход для прогнозирования усталостной прочности поверхностно упрочненных деталей ГТД.

Результаты моделирования коэффициента упрочнения деталей ГТД подтверждают целесообразность их использования как для выбора оптимальных режимов упрочнения, так и для оценки их эффективности с целью обеспечения необходимого значения предела выносливости деталей в процессе их эксплуатации.

Возможность решения обратной задачи с помощью нейросетевого подхода может быть использована для управления процессом формирования остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое в результате упрочняющей обработки.

Литература

1. Милешкин М.Б. Оценка влияния эксплуатационных условий нагружения на долговечность лопаток ГТД [Текст] / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – №10/67. – С. 118-122.

2. Милешкин М.Б. Новый подход к применению метода компьютерного моделирования для оценки влияния состояния поверхностного слоя на циклическую долговечность [Текст] / М.Б. Милешкин, И.В. Библик // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – №10/77. – С. 127-131.

3. Библик И.В. Развитие метода компьютерного моделирования для оценки влияния поверхностной обработки на усталостную прочность [Текст] / И.В. Библик // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. – Харьков, 2017. – Вып. 77. – С. 13-18.

4. Кирпичев В.А. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочненных гладких деталей [Текст] / В.А. Кирпичев, А.С. Букатый, А.В. Чирков // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. – 2012. – №3 (23). – С. 102–109.

5. Хайкин С. Нейронные сети [Текст]: пер. с англ. / С. Хайкин. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.

6. Технологические особенности комплексного упрочнения деталей ГТД [Текст] / Н.В. Гончар [и др.] // Вестник двигателестроения. – 2006. – №1. – С. 117-122.

Поступила в редакцию 01.06.2018

І.В. Біблік. Прогнозування втомної міцності поверхнево зміцнених матеріалів на основі нейромережевого моделювання

На основі комплексного підходу, що використовує комп'ютерне моделювання процесу руйнування поверхневого шару матеріалу, і технологію самонавчальних нейронних мереж, розроблено методологію прогнозування втомної міцності поверхнево зміцнених деталей газотурбінних двигунів. В якості вхідних змінних нейронної мережі використовувалися параметри, що характеризують розподіл залишкових напружень стиску в поверхневому шарі матеріалу після зміцнюючої обробки. В якості вихідного параметра використовується коефіцієнт зміцнення, який характеризує зміну втомної міцності в результаті поверхневого зміцнення. Показано, що використання даної методології дозволить здійснювати вибір оптимальних режимів зміцнення, забезпечуючи тим самим необхідне значення межі витривалості, отже, і втомної міцності деталей.

Ключові слова: *втомна міцність, поверхневе зміцнення, залишкові напруження стиску, нейронні мережі, комп'ютерне моделювання.*

I.V. Biblik. Prediction of the fatigue strength of surface strengthened materials based on neural network modeling

Based on a comprehensive approach that uses computer modeling of the fracture processes of the surface layer of material, and the technology of self-learning neural networks, a methodology for predicting the fatigue strength of surface-hardened parts of gas turbine engines is developed. The neural network model implemented in the Delphi programming environment. As the activation function of the neural network, the sigmoid function is used. As the learning algorithm, an algorithm chosen for back propagation of the error, which assumes a forward and reverse path through the layers of the network. The neural network consists of an input layer containing four elements, one hidden layer with four neurons and an output layer with one element. Parameters characterizing the distribution of residual compressive stresses in the surface layer of the material after the hardening treatment (residual stresses on the surface, the magnitude of the residual stress maximum in the near-surface layer, the total depth and the depth of the residual stress maximum) used as input variables of the neural network. As an output parameter, the hardening coefficient, which is an indicator of the hardening efficiency and is one of the most important factors in calculating the margin of safety of the gas turbine engine parts, is used. As a training sample for a neural network, it proposed to use the results of computer modeling along with experimental and literary data. For each of the input parameters of the network, intervals of possible values chosen. At the same time, the factors affecting the coefficient of hardening, but not included in the model (the degree and depth of cold hardening, surface roughness) assumed constant. The output values of the surface hardening coefficient were determined for a symmetrical bending cycle on the base of $2 \cdot 10^6$ cycles at a temperature of 20 °C. The obtained values of the model errors testify to high approximating and generalizing abilities of neural network and allow the using of developed methodology both for the choice of optimum regimes of hardening and for evaluating of their effectiveness in order to ensure the necessary value of the endurance limit of parts during their operation. The possibility of solving the inverse problem with developed neural network approach can be used to control the process of formation of residual compressive stresses in the surface layer after hardening treatment.

Key words: *fatigue strength, surface hardening, residual compressive stresses, neural networks, computer simulation.*

References

1. Mileshkin M.B., Biblik I.V. Otsenka vliyaniya ekspluatatsionnykh uslovii nagruzheniya na dolgovechnost' lopatok GTD [Estimation of the influence of operating loading conditions on the gas turbine blades fatigue life]. Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2009, no. 10/67, pp. 118-122.

2. Mileshkin M.B., Biblik I.V. Novyi podkhod k primeneniyu metoda komp'yuternogo modelirovaniya dlya otsenki vliyaniya sostoyaniya poverkhnostnogo sloya na tsiklicheskuyu dolgovechnost' [A new approach to the application of the computer simulation method for assessing the effect of the state of the surface layer on cyclic life]. Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2010, no. 10/77, pp. 127-131.

3. Biblik I.V. Razvitie metoda komp'yuternogo modelirovaniya dlya otsenki vliyaniya poverkhnostnoi obrabotki na ustalostnuyu prochnost' [Development of the computer simulation method for assessing the effect of surface treatment on fatigue strength]. Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirovannye tekhnologii, 2017, vol. 77, pp. 13-18.

4. Kirpichev V.A., Bukatyj A.S., Chirkov A.V. Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno uprochnennykh gladkikh detalei [Prediction of the fatigue resistance of surface-hardened smooth parts]. Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Povolzhskii region. Tekhnicheskie nauki, 2012, no.3 (23), pp. 102-109.

5. Khaikin S. Neironnye seti [Neural networks]: per. s angl. Moscow, Izdatel'skii dom «Vil'yams» Publ., 2006. 1104 p.

6. Gonchar N.V., Pavlenko D.V., Jacenko V.K., Tkachenko V.V. Tekhnologicheskie osobennosti kompleksnogo uprochneniya detalei GTD [Technological features of complex strengthening of GTE parts]. Vestnik dvigatelestroeniya, 2006, no. 1, pp. 117-122.

УДК 621.431.75

Нерубасский В. В. старший научный сотрудник бюро разработки программного обеспечения, АО «Элемент», Одесса, Украина, e-mail: odessa@element.od.ua

ИЗ ПРОШЛОГО – В БУДУЩЕЕ. ОБ ИСТОРИИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Приводится обзор книги "Двигатели боевых самолетов России" издательства "Медиарост". Дается описание разделов книги, посвященных истории развития поршневых и газотурбинных авиационных двигателей в период с 1910 г. и до нашего времени. Анализируются достоинства книги с точки зрения широты охвата материала, подробностей в описаниях двигателей и их узлов, часть сведений впервые публикуется в одном издании. Имеющиеся недостатки выделены в отдельный раздел, выделен основной из них – отсутствие сравнения описываемых двигателей с зарубежными аналогами. Отмечается, что приведенные сведения об основных принципах действия поршневых и газотурбинных двигателей недостаточны для понимания путей совершенствования двигателей и их систем.

Ключевые слова: *боевая авиация, поршневой авиационный двигатель, газотурбинный авиационный двигатель, история авиации, история авиадвигателестроения.*

Введение

Мне как инженеру, занимающемуся историей авиации и историей авиационного двигателестроения в частности вот уже более 30 лет, всегда приятно подержать в руках и прочитать новое творение своих коллег. Новинка российского издательства "Медиарост" (2017 г.) под названием "Двигатели боевых самолетов России" [1] коллектива известных и уважаемых авторов – В.Р. Котельникова, В.А. Зрелова, В.А. Пономарева – не стала исключением.

Большое количество, в том числе уникальных и цветных иллюстраций, современная высококачественная полиграфия, удачный дизайн, достойный объем и содержание, внушающая уважение работа с источниками информации, включая редчайшие издания почти 100-летней давности, справочники, журнальные статьи, монографии, учебники, технические описания и многое другое – все это есть в книге "Двигатели боевых самолетов России".

Всегда просто искать недостатки в том, чего сам еще не сделал. Но очень сложно по-настоящему оценить чей-то труд. Предлагаемая читателю книга по истории авиационного двигателестроения в этом отношении не исключение. Да, эта книга – об истории, тем более, что один из авторов не позиционирует ее ни как справочник, ни как энциклопедию.

История – это люди, события и даты, а еще история это правда и память. История техники подобна, но включает в себя осмысление пройденного конструкцией пути, накопленного людьми опыта, чтобы в будущем не повторять ошибок, а, как известно, ошибки в авиации – это чьи-то жизни.

В предлагаемой статье приводится обзор книги "Двигатели боевых самолетов России" (рис. 1). В ней я не ставлю задачу выявить и "выпятить" достоинства или недостатки, а призываю понять и разобраться. А разобравшись двигаться дальше, вместе или врозь...



Рис. 1. Обложка книги "Двигатели боевых самолетов России"

1. О содержании

Книга состоит из четырех частей и отдельного раздела "Выдающиеся конструкторы авиадвигателей". Особой похвалы заслуживает библиографический список, состоящий из 386 наименований источников информации. Объем издания – свыше 600 страниц, более 1200 иллюстраций,

© Нерубасский В.В., 2018

схем и таблиц об основных вехах развития, разработке, испытаниях и эксплуатации двигателей для боевых самолетов. Приведена информация о 53 типах поршневых и 115 модификациях газотурбинных двигателей (ГТД).

В первой части дается обзор серийных поршневых авиационных двигателей, производимых в России и СССР в период с 1910 по 1947 год. По каждому типу дается информация по характеристикам, модификациям, о месте и объеме производства, конструктивным особенностям, применению. Анализируются достоинства и недостатки двигателей. Приводятся продольные разрезы, схемы и фотографии основных узлов, краткие сведения об эксплуатации двигателей.

В начале первой части кратко описан принцип действия поршневого двигателя внутреннего сгорания, сжато представлена история появления таких двигателей, дается классификация авиационных поршневых двигателей.

В разделе "Выдающиеся конструкторы авиадвигателей" приведены биографии известных советских генеральных конструкторов и научных деятелей В.Я. Климова, Н.Д. Кузнецова, А.М. Люльки, А.А. Микулина, В.А. Добрынина, Б.С. Стечкина, А.Д. Швецова, С.П. Изотова, П.А. Колесова, П.А. Соловьева, С.К. Туманского.

Вторая и самая большая по объему часть посвящена развитию газотурбинных двигателей в СССР за период с 1945 по 1988 год. Охвачен период от освоения трофейных образцов ГТД до создания собственных конструкций, принесших мировую известность боевым самолетам марок Ил, МиГ, Су, Ту, Як. Эти самолеты составляли не только основу боевой мощи СССР, но и широко экспортировались в дружественные страны. По каждому типу двигателя приводятся основные сведения по конструкции основных узлов, модификациях, применении. Все это иллюстрировано схемами, фотографиями, отзывами известных конструкторов, инженеров и летчиков-испытателей.

В начале второй части даны основные принципы, устройство и основные функциональные элементы ТРД, ТРДФ, и ТВД – основных типов авиационных ГТД , приводится краткая история зарождения и развития ГТД в Великобритании, Германии и России.

Третья часть посвящена серийным реактивным двигателям 4-го поколения АЛ-31Ф, НК-25, НК-32, РД-33, Д-30Ф6, еще не так давно секретным, информация о которых вскользь публиковалась в открытых изданиях. Самолеты с этими двигателями – Су-27, МиГ-29, МиГ-31, Ту-22М, Ту-160 – до сих пор составляют основу боевой авиации России, Украины, Беларуси, Казахстана, Китая, Индии и ряда других стран. Приводятся многочисленные фотографии и схемы основных деталей и узлов двигателей, их технические характеристики, сведения о модификациях и применении.

В четвертой и самой маленькой части дается информация о разработке в современной России двигателей для боевых самолетов 5-го поколения, аналогов широко известных американских серийных F-22, F-35. Приводятся краткие сведения о двигателях АЛ-41Ф и "изделие 30", о программе испытаний перспективного российского истребителя Т-50 (Су-57).

2. Первое впечатление

Конечно же, я ожидал от этой книги цельности как с точки зрения истории, так и подачи материала. Но мои ожидания не оправдались.

Несомненно, подробная информация о дореволюционном периоде развития авиационных двигателей в России заслуживает всяческой похвалы и ранее нигде в литературе не встречалась. Да, покупали на Западе, копировали, изучали, потихоньку развивали свое, "отечественное" невзирая на отсталость промышленной базы, козни чиновников и т.д.

Но 80% книги посвящено "советскому" этапу развития военных авиационных двигателей, а упоминаний об СССР можно насчитать лишь около десятка. Будто и не было этой страны или авторам стыдно вспоминать об этом периоде? А ведь все они родились, учились, получали специальность и росли как профессионалы при СССР. Обидно за тысячи безвестных рабочих, техников, инженеров, испытателей, научных работников, преподавателей ВУЗов со всех уголков нашей бывшей Родины, вложивших душу, а часто и всю жизнь в развитие авиационного двигателестроения. Их уже нет с нами, и они вас не осудят.

В конце каждой статьи во второй части (поршневые моторы) приводится своеобразное "резюме" о роли того или иного двигателя в развитии двигателестроения в целом. Да, оно не всегда лестное, но это правда, ведь все время "догоняли".

В третьей части (ГТД) ничего подобного нет. "Неискушенный" читатель (по словам одного из авторов – издание популярное, рассчитано на широкий круг читателей) обязательно подумает о том, что ничего подобного в мире не было, что "догнали и перегнали", а это уже не совсем правда!

3. Достоинства

Без преувеличения это действительно ценное издание, такую книгу давно ждали многие мои коллеги. А для будущих авиационных инженеров-двигателестроителей, студентов –

прекрасное пособие, вызывающее уважение к выбранной профессии и любовь к авиации.

Раздел о поршневых авиационных двигателях – выше всяческих похвал, несмотря на наличие прекрасного издания [5], которое даже не попало в библиографию. Может, это просто скромность ее автора, являющегося соавтором и рассматриваемой книги?

Раздел о ГТД также интересен, а часть сведений - модификации и их связь с базовой моделью, проблемы при доводке и летных испытаниях - впервые представлено широкому кругу читателей. Существующие издания на эту тему [2, 3] были более "специализированными" (первое – справочник, а второе – пособие для студентов-конструкторов).

4. Недостатки

Их не так много, часть из них и вовсе, по всей видимости, являются опечатками. Например, на стр. 173 на снимке показан самолет Ла-11, а не Ла-9, а на стр. 174 в парадном строю как раз Ла-9, а не Ла-11. На стр. 324 перепутаны фотографии Ла-200 и Ла-200Б. Точно также на стр. 336 перепутаны фотографии Су-7Б и Су-7БМ. На стр. 592 перепутаны фотографии F-35 и F-22. Есть еще несколько досадных ошибок, но "неспециалисту" они практически не заметны.

Вызывает сомнение наличие в книге явно недостаточной информации об устройстве и принципе действия двигателей – как поршневых, так и ГТД. Там все предельно упрощено, а понимание имеющихся в тексте сведений о совершенствовании узлов, о доводке деталей, о конструкции механизмов и систем двигателей требует специальных знаний.

По моему мнению несколько "приуменьшены" заслуги немецких инженеров на начальном этапе развития авиационных ГТД в СССР, а ведь даже в НК-12 есть их вклад [4].

Серьезным недостатком книги является отсутствие сравнения описываемых двигателей с "западными современниками" хотя бы по характеристикам и объемам производства. А ведь читателю было бы интересно сопоставить, например, ВК-105ПФ с английским Роллс-Ройс "Мерлин" 61 или немецким Даймлер-Бенц DB-605А-1, АЛ-7Ф с американским J79, АЛ-21Ф с американским TF30, АЛ-31Ф с американскими F100 и F110, РД-33 с французским М88 и американским F414 и т.д. Неужели авторы боятся потерять "лицо" или престиж России пострадает? Увы, а ведь было бы честно признать, что Россия по-прежнему "догоняет".

История звездообразных поршневых двигателей семейства М-85М-88, производимых на Украине, также "диссонирует" с общей канвой "российской политкорректности" книги. А ведь были и более перспективные двигатели на их базе – М-89 и М-90.

Отдельная "песня" – ТРДД АИ-222-25 для учебно-боевого Як-130. Складывается впечатление, что Украина и ГП "Ивченко-Прогресс" тут вообще ни при чем. То, что пишут авторы – лишь часть правды. Господа, а где же ваш российский АЛ-55?

Заключение

Неумолимый факт – что и как бы я не написал – уже поздно. Книга издана и она такая какая есть. И получилась она, к сожалению, заложницей пересмотра истории нашей бывшей Родины – СССР, статуса России и текущих отношений между Россией и Украиной. Но это ни в коем случае не умаляет ее достоинств. Спасибо авторам!

Размер тиража позволяет надеяться, что книга "Двигатели боевых самолетов России" попадет и к украинскому читателю. Читайте и думайте - к вашим услугам бескрайние просторы Internet. Помните – ни у кого нет "исключительной лицензии" на правду.

Литература

1. Котельников В.Р. Двигатели боевых самолетов России [Текст] / В. Р. Котельников, О.В. Хлобыстова, В.А. Зрелов, В.А. Пономарев; под общ. ред. В.В. Горошникова. – Рыбинск: Медиарост, 2017. - 616 с.

2. Двигатели 1944 – 2000. Авиационные, ракетные, морские, промышленные [Текст] / под. ред. И.Г. Шустова. –М.: АКС-Конверсалт, 2000. - 434 с.

3. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы [Текст] / В.А. Зрелов. –М.: Машиностроение, 2005. – 336 с.

4. Кей Энтони Л. История разработки и создания реактивных двигателей и газовых турбин в Германии (1930-1945) [Текст] / Энтони Л. Кей. НПО "Сатурн", Рыбинск, 2006. -329 с.

5. Котельников В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы (1910-2009) [Текст] / В.Р. Котельников. –М.: Русский Фонд Содействия Образованию и Науке, 2010. - 504 с.

Поступила в редакцию 01.08.2018

В. В. Нерубаський. З минулого – у майбутнє. Про історію розвитку авіадвигунобудування

Наводиться огляд книги «Двигуни бойових літаків Росії» видавництва «Медіарост». Дається опис розділів книги, присвячених історії розвитку поршневих і газотурбінних авіаційних двигунів в період з 1910 р. і до нашого часу. Аналізуються достоїнства книги з точки зору широти охоплення матеріалу, подробиць в описах двигунів та їх вузлів, частина відомостей уперше публікується в одному виданні. Наявні недоліки виділені в окремий розділ, виділений основний з них - відсутність порівняння описуваних двигунів із зарубіжними аналогам. Відзначається, що приведені відомості про основні принципи дії поршневих і газотурбінних двигунів недостатні для розуміння шляхів вдосконалення двигунів та їх систем.

Ключові слова: *бойова авіація, поршневий авіаційний двигун, газотурбінний авіаційний двигун, історія авіації, історія авіадвигунобудування.*

V. V. Nerubaskiy. From the past - to the future. On the history of aviation engine development

A review over of book "Engines for Russia's combat airplanes" (written by V. Kotel'nikov, O. Hlobystova, V. Zrelov, V. Ponomarev) is brought publishing houses "Mediarost". This book is about history, especially since one of the authors does not position it either as a reference book or as an encyclopedia. The book presents numerous photographs and diagrams of the main parts and components of engines, their technical characteristics, information on modifications and applications. The volume of the publication is over 600 pages, more than 1200 illustrations, charts and tables on the main milestones of development, testing, maintenance and operation of engines for combat aircraft. The information on 53 types of piston and 115 modifications of gas turbine engines is given.

Description of the section of book, sanctified to history of development of piston and gas turbine aviation engines for combat aircrafts in a period with 1910 and to our time, is given. Analyzed dignity of book from the point of view of breadth of scope of material, details in technical descriptions of engines and their main parts, note that the part of information is first published in this edition. Present defects are distinguished in a separate section, the basic of which is distinguished from them is absence of comparison of the described engines (all types – piston and gas turbine engines) with foreign ones to the analogues. Confesses that the brought information over about basic principles of action of piston and gas-turbine engines insufficient for understanding the ways of development and improvement of engines and their systems. A few "downplayed" the merits of German engineers at the initial stage of the development of gas turbine in the USSR. It is regrettable to "retouch" certain facts in the context of the historical era, which is also a serious drawback. The author recommends the book to everyone who is interested in the history of aviation and the history of aircraft engine building. This is really a valuable publication, many of my colleagues have been waiting for this book for a long time. And for future aviation engineers-engine builders, students - an excellent manual that causes respect for the chosen profession and love of aviation.

Key words: *battle aviation, aviation piston engine, aviation gas turbine engine, history of aviation, history of the propulsion engineering.*

References

1. Kotel'nikov V.R., Hlobystova O.V., Zrelov V.A., Ponomarev V.A. Dvigateli boevyh samoletov Rossii [Engines for Russia's combat airplanes] / pod obshh. red. V.V. Goroshnikova. Rybinsk: Mediarost, 2017. 616 p.

2. Dvigateli 1944-2000. Aviacionnye, raketnye, morskie, promyshlennye [Engines 1944-2000. For aviation, space, marine, land application] / pod. red. I.G. Shustova. Moscow, AKS-Konversalt Publ., 2000. 434 p.

3. Zrelov V.A. Otechestvennye gazoturbinnye dvigateli. Osnovnye parametry i konstruktivnye shemy [Domestic gas turbine engines. Main parameters and constructive schemes]. Moscow, Mashinostoroenie Publ, 2005. 336 p.

4. Kej Antony L. Istorija razrabotki i sozdanija reaktivnyh dvigatelej i gazovyh turbin v Germanii (1930-1945) [The history of creation and development of Geman turbine engines (1930-1945). NPO "Saturn", Rybinsk, 2006. 329 p.

5. Kotel'nikov V.R. Otechestvennye aviacionnye porshnevye motory (1910-2009) [Domestic aviation piston engines (1910-2009)]. Moscow, Russkij Fond Sodejstvija Obrazovaniju i Nauke, 2010. 504 p.

УДК 629.7.036.34

Бабенко О. Н. старший преподаватель кафедры технологии авиационных двигателей, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: olyababenko15@gmail.com, 0951362288;

Прибора Т. И. старший преподаватель кафедры технологии авиационных двигателей, Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина, e-mail: somovatat@meta.ua, 0664692346

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ ЧАСТОТ И ФОРМ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ 1 СТУПЕНИ КНД

Приведена организация исследования частот и форм собственных колебаний рабочей лопатки 1 ступени КНД двигателя Д-136. Проведенное исследование включало определение частот собственных колебаний на серийных рабочих лопатках 1 ступени КНД на электродинамическом вибраторе конструкции ЦИАМ. Полученные результаты экспериментальной части исследовательской работы легли в основу сравнительного анализа с результатами, полученными расчетным, численным методом. Расчетный комплекс ANSYS в разделе модального анализа позволил на созданных КЭ-моделях определить частоты и формы собственных колебаний исследуемого объекта. Организована проверка влияния на результаты расчета разных модельных параметров.

Ключевые слова: *авиационный двигатель, рабочая лопатка, собственные колебания, формы колебаний, частоты колебаний, резонансная диаграмма.*

Введение

Целью исследования является оценка влияния частот собственных колебаний лопатки 1 ступени КНД двигателя Д-136 на резонансные режимы работы двигателя.

Имея серийную рабочую лопатку, как объект исследования (рис.1), были проведены измерения первых десяти форм собственных колебаний.



Рис. 1. Лопатка I ступени компрессора низкого давления двигателя Д-136

1. Методика проведения экспериментального исследования

Измерение частот собственных колебаний выполняли на электродинамическом вибраторе конструкции ЦИАМ при максимальном напряжении в материале пера 250...300 МПа – довольно высоком по сравнению с пределом выносливости, что способствовало более четкому проявлению момента резонанса и уменьшению погрешности измерения. Для крепления их на вибраторе использовали гидравлическое приспособление, стабилизирующее силу зажима. Абсолютную величину последней устанавливали из расчета получения реальной нагрузки на боковые поверхности замка лопатки, близкой к возникающей от центробежных сил при максимальной частоте вращения ротора компрессора и контролировали по давлению масла в системе крепления, необходимая величина которого поддерживалась работой редукционного клапана.

Стабильность силы зажима проверяли по рассеянию резонансных частот, замеренных повторно после трехкратного перезакрепления лопатки.

При колебаниях по 1-й изгибной форме оно не превышало 1 Гц. При колебаниях по 2-й изгибной и 1-й крутильной формы – 5 Гц, что по сравнению с их абсолютными значениями: 335, 1502 и 1113 Гц, соответственно, является вполне допустимым.

Переменный сигнал к вибратору заданной частоты для возбуждения резонансных колебаний лопатки, подавали от звукового генератора через усилитель и согласующее устройство максимальной мощности после усилителя 5 кВт.

Систему подмагничивания вибратора питали от источника постоянного тока. Момент резо-

© Бабенко О.Н., Прибора Т.И., 2018

нанса фиксировали по «сетке» керосиновой пленки на пере со стороны корыта и по максимальной амплитуде развертки переменного сигнала на экране осциллографа, поступающего от акустического датчика – микрофона.

Абсолютную величину измеряемых частот устанавливали по показанию электронного кварцевого частотомера типа Ч3-34, оцифровывали и выводили на монитор компьютера[1].

Для количественной оценки изменения и дальнейшего исключения попадания собственных частот лопаток в резонансные области был выполнен синтез математических моделей связи частот “опасных” форм собственных колебаний с частотой основного тона, полученных по результатам измерения их на натурных деталях серийного производства - рабочих лопатках первой ступени компрессора низкого давления двигателя Д-36. Объем выборки 100 лопаток.

Контролируемые частоты, регулирование которых входило в задачу исследования, находились в диапазоне:

– первая изгибная форма – 325…370 Гц;
– первая крутильная форма – 1050…1150 Гц;
– вторая изгибная форма – 1450…1550 Гц [2].

2. Определение частот и форм собственных колебаний численным методом

Для подтверждения полученных расчетных и замеренных экспериментально величин частот собственных колебаний рабочей лопатки 1 ступени КНД двигателя Д-136, проведен модальный анализ численным методом с использованием программного комплекса ANSYS[3, 4].

По чертежам построена твердотельная модель, соответствующая номинальным размерам натурной лопатки.

В расчетном комплексе ANSYS сгенерирована конечно-элементная 3D-модель (рис.2).

Расчетная модель на базе конечно-элементной модели имеет параметры материала титанового сплава ВТ3-1; граничные условия в виде закрепления лопатки соответствуют закреплению при натурном исследовании.

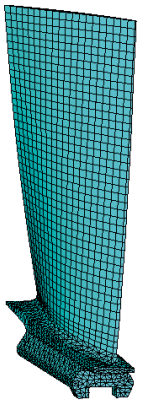
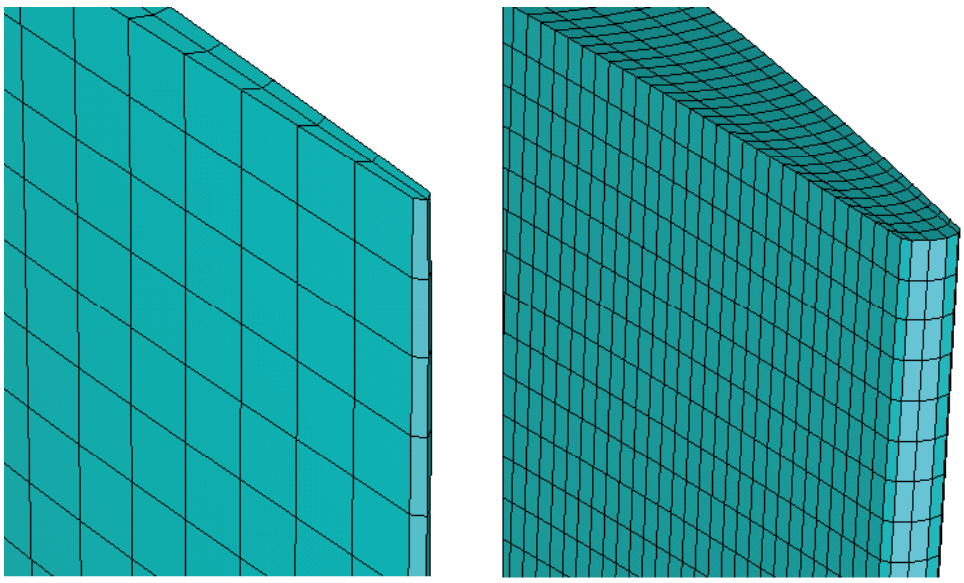


Рис. 2. Конечно-элементная модель рабочей лопатки 1 ступени КНД

Используя модальный анализ расчетного комплекса, выполнен расчет по определению частот собственных форм колебаний.

Для изучения влияния размера конечного элемента на результаты расчета была выполнена переразбивка конечно-элементной модели. На вновь сгенерированной КЭ-модели приложены аналогичные граничные условия, выполнен модальный анализ с определением частот собственных колебаний (рис. 3).



а б

Рис. 3. Фрагмент КЭ-модели рабочей лопатки:
а - с исходной генерацией сетки; б - с уменьшением размера элемента

Размер элементов уменьшен в ~15 раз.Число узлов увеличилось с 5877до 493281.

Выполнен расчет модального анализа, получены значения собственных частот. Увеличение количества узлов, уменьшение размера конечного элемента привело к значительному увеличению длительности расчетного времени. Величины результатов расчета сведены для анализа в таблицу 1.

Таблица 1. Сводная таблица исследования частот собственных колебаний рабочей лопатки 1 ступени КНД двигателя Д-36

Частота	Эксперимент, Гц	ANSYS 5877 nodes Гц	(a-b)/a, %	ANSYS 493281 nodes Гц	(a-d)/a, %	(b-d)/b, %	ANSYS Износ 2мм 5877 nodes Гц	(b-g)/b %
	a	b	c	d	e	f	g	h
1	350	366	4,5	347	0.8	5,1	374	2,1
2	1130	1246	10,2	1173	3,8	5,8	1271	2,0
3	1530	1623	6,0	1554	1,5	4,2	1642	1,1
4	2800	2259	19,3	2120	24,2	4,8	2129	5,7
5	3500	3114	11,0	2898	17,2	6,9	3143	0,9
6	4350	4029	7,3	3631	16,5	9,8	4067	0,9
7	4780	5053	5,7	4759	4,4	5,8	4651	7,9
8	5600	5393	3,9	4896	12,5	9,2	5455	1,1
9	6530	6692	2,4	5348	18,1	20,0	6893	3,0
10	7900	7182	9,1	6262	20,7	12,8	7275	1,2

3. Изучение влияния формоизменения (вследствие механического износа) пера лопатки

В процессе летной эксплуатации рабочие лопатки первых ступеней компрессора подвергаются абразивному износу. Лопатки, имеющие износ пера, равный или превышающий 2 мм, снимаются с эксплуатации [5].

Выполнена твердотельная модель с износом пера лопатки. В периферийном сечении хорда уменьшена на 2 мм, (данная величина износа лопатки не предполагает изъятие рабочей лопатки из эксплуатации, поэтому востребован анализ величин частот собственных колебаний с максимально допустимым износом).

Создана конечно-элементная модель рабочей лопатки с износом пера. Размер конечного элемента соответствует размеру элемента исходной математической модели без износа с количеством узлов 5877. КЭ-модель с исходным меньшим числом узлов выбрана с целью ускорения расчета.

Граничные условия также аналогичны приложенным в предыдущих расчетных моделях. Соблюдение аналогии в моделях способствует возможности сравнимости результатов расчета, для оценки влияния на диапазон частот собственных колебаний геометрической формы пера лопатки.

В сводной таблице результатов экспериментального и численного исследований приведены величины частот собственных колебаний:

– измеренных экспериментально;

– полученных численным методом на расчетной модели (исходная номинальная модель);

– полученных численным методом на расчетной модели (исходная номинальная модель), но со значительно увеличенным количеством узлов КЭС;

– полученных численным методом на расчетной модели (исходная номинальная модель), геометрия которой соответствует максимально допустимому эксплуатационному износу входной кромки лопатки на 2 мм, (данная величина износа лопатки не предполагает изъятие рабочей лопатки из эксплуатации).

Для лучшей оценки разницы в величинах частот собственных колебаний, полученных экспериментально и расчетным путем на разных моделях, в таблице приведена разница в величинах частот в процентном соотношении в зависимости от варианта получения этих результатов.

Разница между величинами частот собственных колебаний, полученных экспериментально и численным методом на КЭ-модели (5877 nodes) находится в пределах 2,4…19,3%. Надо учесть, что экспериментально определенные частоты колебаний являются осредненными среди количества испытуемых лопаток.

Процентное различие результатов расчетов величин частот собственных колебаний, полученных на КЭ-моделях с разным количеством узлов, находится в пределах 4,2…12,8%. С измельчением сетки величины частот собственных колебаний несколько снижаются.

Износ пера лопатки приводит к изменению величин частот в пределах 0,9…7,9%

На рис. 4 приведена визуализация величин частот 10-ти форм собственных колебаний исследуемой рабочей лопатки.

На рис. 5 графически представлено процентное соотношение:

– частот, полученных экспериментально и численным методом;

– частот, полученных численным методом, номинальной лопатки и лопатки с износом;

– частот, полученных численным методом на модели с числом узлов 5877 и на модели с числом узлов 493281.

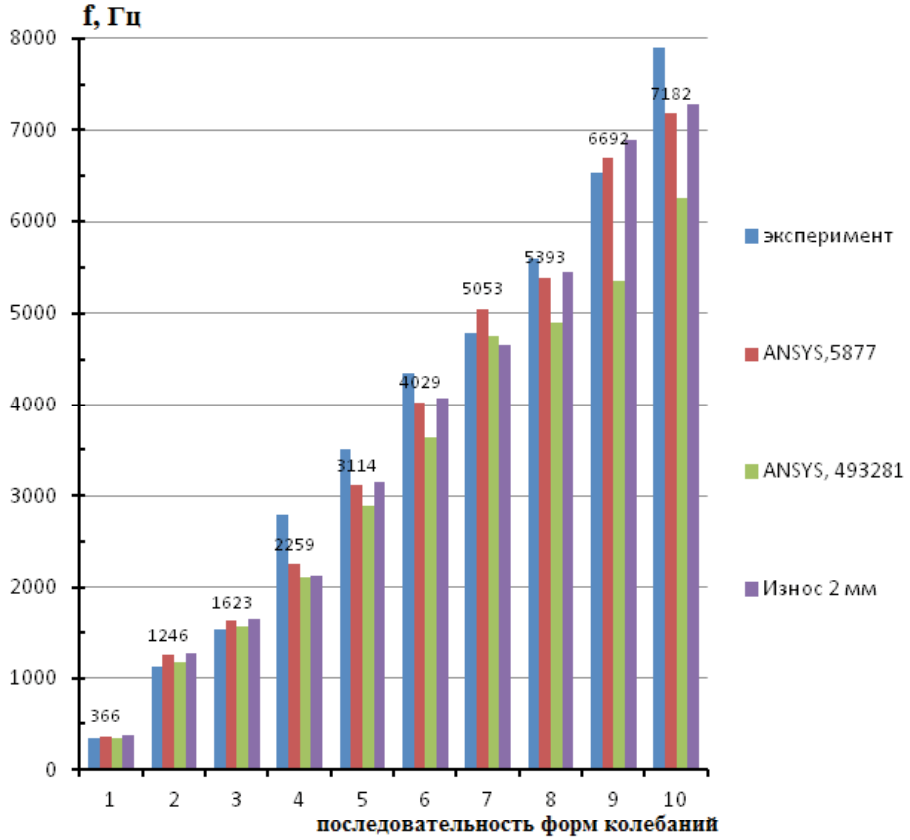


Рис. 4. Визуализация содержания таблицы 1

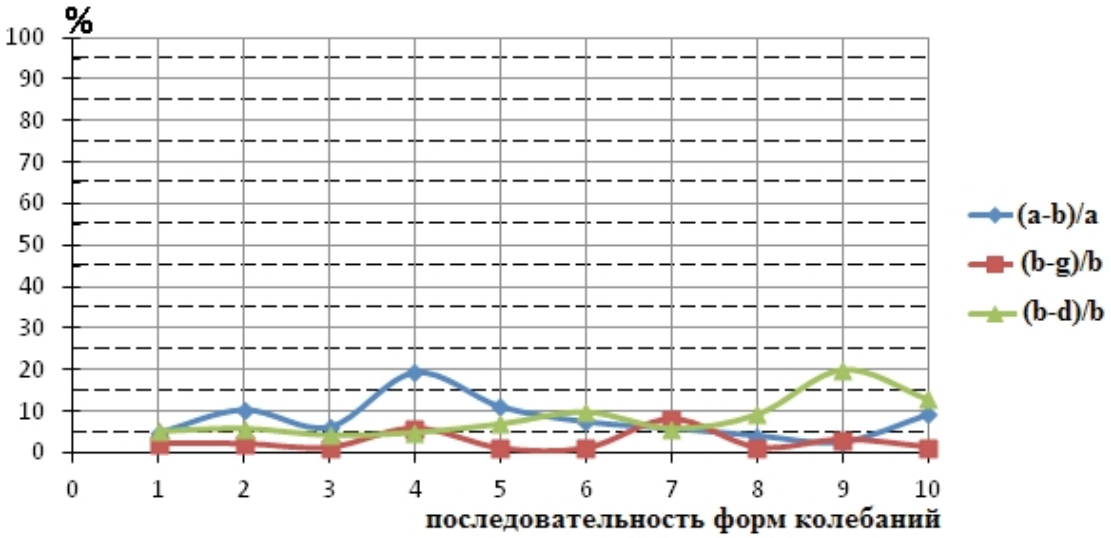


Рис.5. Визуализация процентного расхождения величин частот собственных колебаний

На рис. 4 можно заметить, что для первых трех форм собственных колебаний характерно минимальное отличие величин частот, полученных экспериментально и расчетно, но на разных моделях. На последующих формах возрастают величины частот, полученных экспериментально, и относительно снижаются величины частот, полученных численным методом на модели со значительным измельчением сетки.

Определение частот и форм собственных колебаний необходимо для прогнозирования резонанса в эшелоне рабочих частот вращения ротора НД двигателя. Проведен расчет предполагаемых вынужденных колебаний, вызванных гармониками направляющих аппаратов и стоек переднего корпуса компрессора.

Частотная резонансная диаграмма представлена на рис. 6. Можно убедиться, что только три первые частоты собственных колебаний следует рассматривать с позиции резонанса. Износ пера рабочей лопатке до 2 мм фактически не влияет на резонанс.

Анализ форм собственных колебаний исследуемой рабочей лопатки показал, что независимо от способа определения частоты, экспериментально, расчетом, независимо от качества (узлового) КЭ-модели, и лопатки с износом, формы колебаний практически остаются неизменными. На рис. 7 приведены первые три формы колебаний рабочей лопатки, полученные экспериментально и численным методом (на разных конечно-элементных моделях). Видно, что формы колебаний совпадают. Приведение последующих форм колебаний не позволяет формат статьи, но совпадение у них аналогичное.

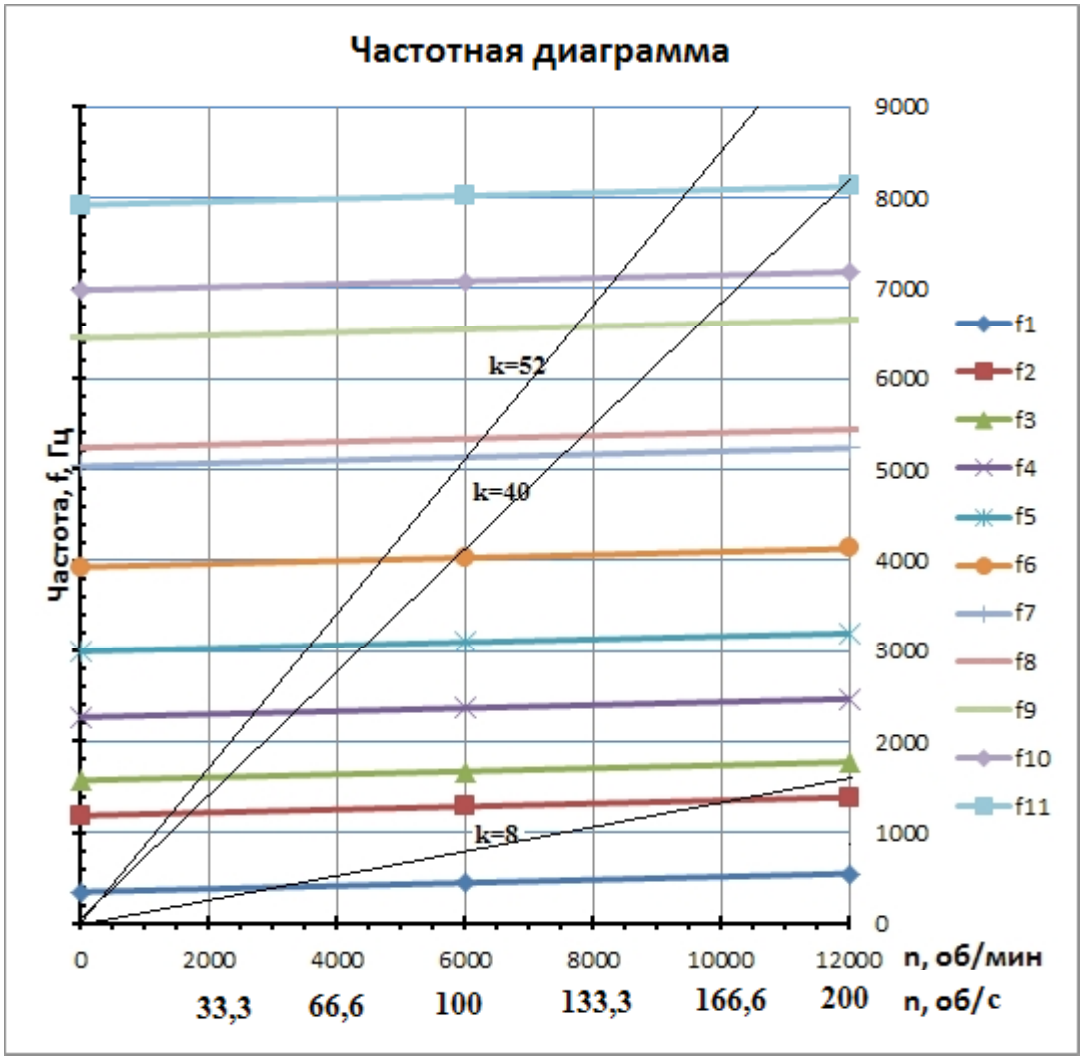


Рис. 6. Частотно-резонансная диаграмма,
где k -гармоники колебаний; k=8 –от числа стоек переднего корпуса; k=40 – от входного направляющего аппарата; k=52 – от направляющего аппарата перед 2–ой ступенью КНД

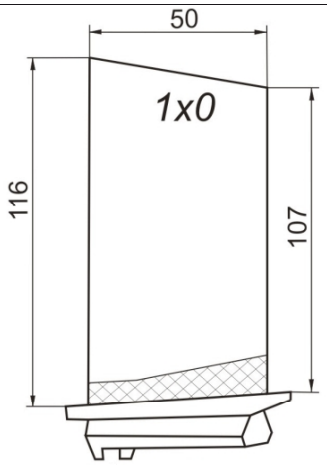
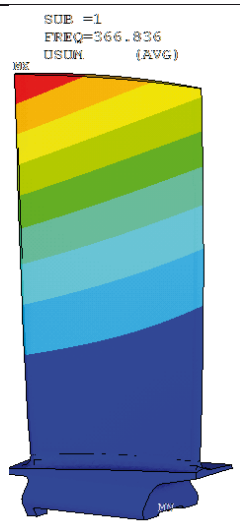
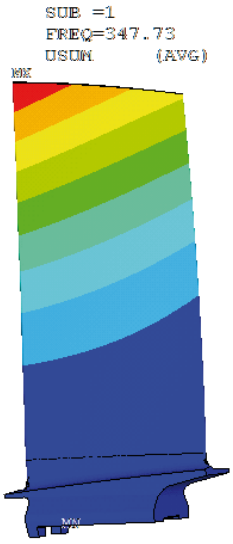
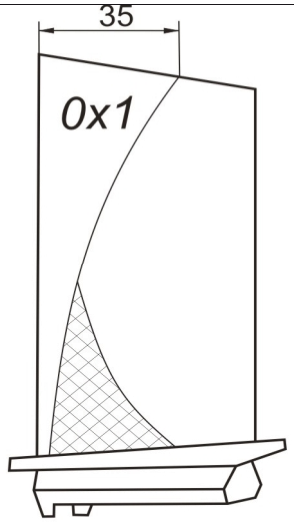
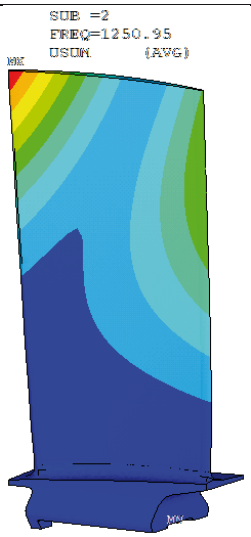
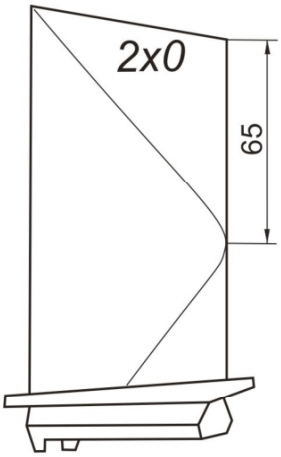
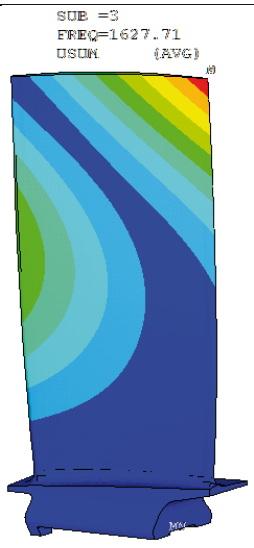
Формы колебаний	Эксперимент	ANSIS 5877 nodes	ANSIS 493281 nodes
1 форма	 1 изгибная f=350 Гц		
2 форма	 1 крутильная f=1130 Гц		
3 форма	 2 изгибная f=1530 Гц		

Рис. 7. Первые три формы собственных колебаний исследуемой лопатки

Выводы

По выполненной исследовательской работе можно сделать следующие выводы:

С точки зрения опасности резонанса, интерес представляют первые три формы собственных колебаний.

Разница между величинами частот собственных колебаний, полученных на натурных лопатках и на математической модели численным методом, находится в допустимых пределах, учитывая, что измеренные частоты на натурной лопатке обобщались на основе количества лопаток.

Разница между частотами собственных колебаний номинальной рабочей лопатки и лопатки с допустимым износом (2 мм) незначительна на всех формах. При эксплуатации это важно для прогноза состояния резонанса.

Влияние размера конечного элемента на величины расчетных частот собственных колебаний появляется на высших формах колебания.

Форма собственных колебаний остается неизменной при разных вариантах их определения.

Литература

1. Богуслаев В. А. Прогнозирование частот собственных колебаний лопаток компрессора высоких форм при регулировании частоты основного тона [Текст] /В. А. Богуслаев, О. Н. Бабенко, А. А. Олейник, Д. В. Павленко, Е. Я. Кореневский // Вестник двигателестроения. - 2009. - №1. - С. 10 - 14.

2. Богуслаев В. А. Прогнозирование и увеличение ресурса лопаток компрессора авиационных ВРД технологическими методами [Текст] / В. А. Богуслаев, О. Н. Бабенко, Д. В. Павленко, Е. Я. Кореневский // Упрочняющие технологии и покрытия. - 2007. - №9. - С. 28 - 33.

3. Шереметьев А. В. Использование компьютерного моделирования для учета технологической наследственности при установлении ресурсов деталей авиационных ГТД [Текст] / А.В. Шереметьев, А. В. Петров // Авиационно-космическая техника и технология. -2005. - №.4(20). - С.50-53.

4. Бабенко О. Н. Методы регулирования частот собственных колебаний рабочих лопаток компрессора ГТД [Текст] / О. Н. Бабенко, Т. И. Прибора // Вестник двигателестроения. - 2016. - №1. - С. 101 - 106.

5. Руководство по технической эксплуатации. Турбовальный двигатель Д-136 [Текст]. – Запорожье: ГП «Ивченко-Прогресс», – 1984. - Книга 1. - 804 с.

Поступила в редакцию 11.07.2018

О.М. Бабенко, Т.І. Прибора. Аналіз результатів дослідження частот і форм власних коливань робочої лопатки 1 ступеня КНТ

Наведено організацію дослідження частот і форм власних коливань робочої лопатки 1 ступеня КНТ двигуна Д-136. Проведене дослідження включало визначення частот власних коливань на серійних робочих лопатках 1 ступеня КНТ на електродинамічному вібраторі конструкції ЦІАМ. Отримані результати експериментальної частини дослідницької роботи лягли в основу порівняльного аналізу з результатами, отриманими розрахунковим, чисельним методом. Розрахунковий комплекс ANSYS у розділі модального аналізу дозволив на створених КЕ-моделях визначити частоти і форми власних коливань досліджуваного об'єкту. Організовано перевірку впливу на результати розрахунку різних модельних параметрів.

Ключові слова: *авіаційний двигун, робоча лопатка, власні коливання, форми коливань, частоти коливань, резонансна діаграма.*

O.M. Babenko, T.I. Pribora. Research analysis of the first stage low pressure compressor rotor blade, frequency and forms of own vibrations

Given research organization of frequencies and forms of own vibrations of first stage low pressure compressor rotor blades of D-136 engine. Conducted study included determination of the frequencies of own vibrations of mass production first stage rotor blades on the electrodynamics' vibration machine of the Central Institute of Aviation engine industry design. The obtained research results of the experimental part formed the basis for the comparative analysis with the results gained by the numerical method. The computational software ANSYS in the modal analysis section allowed to determine the frequencies and forms of natural oscillations of the object, using finite-element models principles. The difference between the values of the frequencies of the own vibrations obtained on the natural blades and on the mathematical model by a numerical method is within the acceptable limits. Performed verification of various model parameters influence on the results of the calculation.

In the process of mathematical modeling evaluated influence of finite element size on calculation results particularly on natural oscillations magnitudes. The influence of the size of the finite element on the values of the calculated frequencies of own vibrations appears on higher forms of oscillation. Determined frequencies and forms of natural oscillations of blades exposed to mechanical wear, sand erosion by means of 3D modeling and finite element analysis. Given aspect is crucial for forecasting blades resonance in the process of operational wear. From the point of view of the danger of resonance, the first three forms of own vibrations are of interest. A comparative estimate of the obtained values of the own vibration forms is performed in a percentage. Results are presented with final table, graphs and figures of oscillation forms. Developed frequency-resonance diagram within rotor spinning frequencies, built own frequency curves, shown exciting harmonics from front casing racks, from the intake guide vane and from the guide vane in front of the 2nd stage of the low pressure compressor. Performed forecasting of the exciting of resonance and the way of its elimination.

Keywords: *aircraft engine, rotor blade, own vibrations, vibration forms, frequencies vibrations, resonance diagram.*

References

1. Boguslaev V. A., Babenko O. N., Olejnik A. A., Pavlenko D. V., Korenevskij E. Ja. Prognozirovanie chastot sobstvennyh kolebanij lopatok kompressora vysokih form pri regulirovanii chastoty osnovnogo tona [Predicting the own vibrations frequencies of the high-form compressor blades while adjusting the pitch frequency]. Vestnik dviatelestroenija - Bulletin of engine technology, 2009, no. 1, pp. 10-14.

2. Boguslaev V. A., Babenko O. N., Pavlenko D. V., Korenevski, E. Ja. Prognozirovanie i uvelichenie resursa lopatok kompressora aviacionnyh VRD tehnologicheskimi metodami [Predicting and increasing the life of the aviation air-jet engine compressor blades by technological methods]. Uprochnjajushhie tehnologii i pokrytija - Strengthening technologies and coatings, 2007, no. 9, pp. 28-33.

3. Sheremet'ev A. V., Petrov A. V. Ispol'zovanie komp'yuternogo modelirovaniya dlya ucheta tekhnologicheskoi nasledstvennosti pri ustanovlenii resursov detalei aviatsionnykh GTD [Use of computer modeling to account for technological heredity in establishing the resources of aviation gas turbine engines parts]. Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija - Aerospace Engineering and Technology, 2005, no. 4(20), pp. 50-53.

4. Babenko O. N., Pribora T. I. Metody regulirovaniya chastot sobstvennykh kolebanii rabochikh lopatok kompressora GTD [Methods for regulating the own vibrations frequencies of gas turbine engines compressor blades]. Vestnik dviatelestroenija - Bulletin of engine technology, 2016, no. 1, pp. 101-106.

5. Rukovodstvo po tekhnicheskoi ekspluatatsii. Turboval'nyi dvigatel' D-136 [Manual for technical operation. D-136 turboshaft engine]. Zaporozh'e, GP "Ivchenko-Progress" Publ., 1984, Book 1, 804 p.

УДК 621. 438

Щербаков О. Н. канд. тех. наук, заместитель начальника конструкторского отдела специальных систем ГПА – начальник бюро вспомогательных блоков, ПАО «Сумское НПО», Украина, г. Сумы, e-mail: shcherbakov.o.n@gmail.com;

Ткаченко Д. А. заместитель главного конструктора компрессорного оборудования– начальник конструкторского отдела общей сборки ГПА, ПАО «Сумское НПО», Украина, г. Сумы, e-mail: tkachenko_d@snpo.ua;

Ушаков С. М. главный конструктор компрессорного оборудования, ПАО «Сумское НПО», Украина, г. Сумы, e-mail: ushkov_s@snpo.ua;

Переяславский А. Н. инженер-конструктор 1 категории отдела турбин конструкторского отделения ГП НПКГ «Зоря» - «Машпроект», Украина, г. Николаев, e-mail: apenem3@ukr.net;

Ефремов С. В. начальник компрессорной станции «Тарутино», УМГ «Прикарпаттрансгаз», АО «Укртрансгаз», Украина, пгт. Тарутино Одесская обл., e-mail: efremov-sv@utg.ua

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ СИЛОВОГО БЛОКА ГАЗОТУРБИННОГО ГАЗОПЕРЕКАЧИВАЮЩЕГО АГРЕГАТА В УСЛОВИЯХ КОМПРЕССОРНОЙ СТАНЦИИ

В работе представлены методика и результаты экспериментального исследования теплового состояния силового блока газоперекачивающего агрегата типа ГПА-Ц-16С с приводом на базе газотурбинного двигателя типа ДГ90Л2 конструкции ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» (г. Николаев). Исследования выполнены в условиях работы агрегата на компрессорной станции «Тарутино» УМГ «Прикарпаттрансгаз». В ходе исследования измерялись температуры вентиляционного воздуха, наружных поверхностей корпусов двигателя, внутренних поверхностей стенок кожуха шумотеплоизолирующего, расход воздуха, а также режимные параметры агрегата. Результаты исследования планируется использовать для верификации математической модели теплового состояния силового блока, а также для совершенствования системы вентиляции вновь создаваемых силовых блоков для агрегатов.

***Ключевые слова**: газоперекачивающий агрегат, газотурбинный привод, силовой блок, кожух шумотеплоизолирующий, тепловое состояние, система вентиляции.*

Введение

Газоперекачивающие и турбокомпрессорные агрегаты конструкции ПАО «Сумское НПО» (далее ПАО), созданные на основе центробежных компрессоров (ЦК) и конвертированных газотурбинных двигателей (ГТД) авиационного и судового типов, широко применяются в газовой и нефтяной промышленности Украины, России, Ирана, Узбекистана и других стран.

Основным системообразующим блоком-модулем в составе агрегатов конструкции ПАО является турбоблок, в котором в отдельных отсеках установлены ЦК и ГТД с элементами вспомогательных систем.

Для снижения уровня шума, а также защиты персонала и оборудования компрессорной станции (КС) от теплового излучения, возникающего при работе ГТД, двигатель совместно с газоотводным устройством, элементами системы смазки, топливопитания, контрольно-измерительными приборами и средствами электромонтажа устанавливается в специальном шумотеплоизолирующем кожухе (КШТ), входящем в состав силового блока (БС). Для обеспечения приемлемых температурных условий работы двигателя и вспомогательного оборудования, установленного в КШТ, БС оборудуют системой принудительной вентиляции.

БС является сложной и ответственной системой ГПА, т. к. он должен обеспечивать:

– требуемые температурные условия работы ГТД и вспомогательного оборудования БС (в частности, элементов системы смазки ГТД, контрольно-измерительных приборов, датчиков системы пожарообнаружения и контроля загазованности, светильников, кабельных трасс и пр.);

– снижение уровня шума ГТД в соответствии с требованиями норм охраны труда;

© Щербаков О. Н., Ткаченко Д. А., Ушаков С. М., Переяславский А. Н., Ефремов С. В., 2018

- соблюдение условий пожаро- и взрывобезопасной работы двигателя и вспомогательного оборудования, а также эффективную работу системы пожаротушения и взрывозащиты в случае возникновения аварийных ситуаций.

Ввиду особенностей компоновки агрегатов, а также сложности происходящих в БС термогазодинамических процессов проектирование системы его вентиляции, обеспечивающей приемлемый температурный режим работы БС в широком диапазоне температур окружающего воздуха, представляет собой достаточно сложную расчетную и конструкторскую задачу.

В настоящее время появилась возможность численного моделирования физических процессов, происходящих при вентиляции БС [1-9]. Однако, как показал анализ указанных публикаций, выполненный авторами работы [10], в них отсутствует обобщенный подход к моделированию теплового состояния БС. В связи с вышеизложенным, специалистами Национального аэрокосмического университета им.Н.Е.Жуковского – «ХАИ» была разработана обобщенная математическая модель теплового состояния БС [10] и методика его анализа с применением программного комплекса ANSYS Fluent [11].

Для получения экспериментальных данных, необходимых для верификации разработанной математической модели на КС «Долина» [12] и «Тарутино» УМГ «Прикарпаттрансгаз» были проведены натурные исследования теплового состояния БС в составе турбоблока блочно-контейнерного агрегата типа ГПА-Ц-16С.

1. Состояние вопроса

Экспериментальному исследованию теплового состояния укрытий газотурбинных установок посвящено сравнительно небольшое количество работ.

D. Vahidi в работе [6] выполнил численное и экспериментальное исследование уменьшенной модели укрытия ГТД Titan 130 конструкции Solar Turbines. Температуры поверхностей двигателя, принятые автором в качестве термических граничных условий, были получены в результате термометрирования корпуса реального ГТД с использованием тепловизора. Имитация температур поверхностей двигателя при испытаниях модели производилась за счёт нагрева намотанных на модель силиконовых нагревателей с имплантированными электрическими проводами. Для верификации результатов численного исследования использовались методы визуализации течения с помощью дыма и ворсинок в комбинации с анемометрией и измерениями температур с применением термопар и тепловизора. Недостатком данной работы является сложность соблюдения критериев подобия, характерных для реального объекта и его уменьшенной модели.

Д. А. Чарнцевым в работе [9] выполнен сравнительный анализ результатов численного моделирования процесса вентиляции пространства внутри КШТ с данными натурных испытаний, выполненных для агрегатов типа ГПА-12РС и ГПА-25РПС-01 конструкции ОАО НПО «Искра» (г. Пермь, РФ). Для агрегата ГПА-12РС была проведена тепловизионная съёмка наружной поверхности стенок КШТ. При этом через щели в дверных проёмах из-под КШТ наружу поступал воздух, температура которого, по мнению автора, была зафиксирована тепловизором. Для агрегата ГПА-25РПС-01 измерения температуры воздуха производились непосредственно в КШТ. Результаты численного моделирования сравнивались автором с данными измерений температур внешней поверхности стенок КШТ агрегата ГПА-12РС в одной точке; воздуха, поступающего из-под КШТ данного агрегата, в четырёх точках; воздуха, находящегося непосредственно внутри КШТ агрегата ГПА-25РПС-01 – в двух точках. Недостатком данной работы является сомнительность утверждения автора о равенстве температуры воздуха, вытекающего через щели по периметру дверей БС, и температуры внутри КШТ.

Е. В. Мерзляков для верификации разработанных математических моделей использовал результаты натурных измерений температур воздуха в четырёх точках в КШТ агрегата типа ГПА-25РПС «Урал», выполненных с помощью термопар [13]. Недостатком данной работы является небольшой объем экспериментальных данных, а также отсутствие измерений температур внутренних поверхностей стенок КШТ.

Авторами работы [12] исследовано тепловое состояние БС в составе турбоблока агрегата ГПА-Ц-16С/76-1,45 с ГТД ДГ90Л2, эксплуатируемого на КС «Долина» Долинского ЛПУМГ УМГ «Прикарпаттрансгаз». В ходе исследования был получен сравнительно большой объем экспериментальных данных, температуры воздуха в КШТ измерялись в 23 точках, температуры внутренних поверхностей стенок КШТ – в 14 точках. Измерения температур выполнялись с помощью термопар. Недостатком данной работы является отсутствие экспериментальных данных по температурам наружных поверхностей корпусов ГТД.

С учётом вышеизложенного было принято решение выполнить повторный натурный эксперимент по определению теплового состояния БС и корпусов ГТД в условиях эксплуатации на КС.

2. Цель исследования

Целью данного исследования было получение экспериментальных данных о тепловом состоянии корпусов ГТД типа ДГ90Л2 конструкции ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» и БС агрегата типа ГПА-Ц-16С в условиях эксплуатации на КС. Полученные данные будут использованы для верификации математической модели теплового состояния БС, а также для совершенствования системы вентиляции БС вновь разрабатываемых агрегатов.

3. Объект исследования

Общий вид исследуемого БС в составе турбоблока агрегата представлен на рисунке 1.

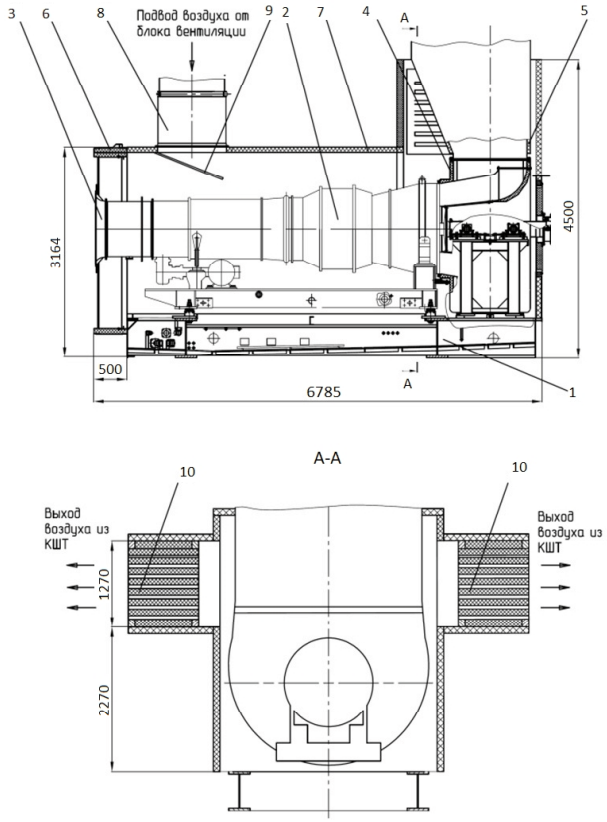


Рис. 1. Общий вид БС:
1 – рама; 2 – ГТД ДГ90Л2; 3 – уравнительный патрубок с лемнискатой; 4 – газоотводное устройство; 5 – диффузор; 6 – переходник; 7 – КШТ; 8 – воздуховод подвода воздуха в КШТ; 9 – направляющий экран; 10 – шумоглушитель

Как видно из рисунка, КШТ 7 совместно с приводным ГТД 2 и газоотводным устройством 4 установлены на раме 1. Каркас стенок и крыши КШТ выполнен из профильного проката и обшит с наружной стороны сплошным стальным листом, а с внутренней – перфорированным стальным листом, покрытым термостойкой грунт-эмалью серебристосерого цвета. Полости между листами заполнены теплозвукоизолирующим материалом на основе базальтового волокна. На боковых стенках кожуха имеются люки для обеспечения доступа обслуживающего персонала к оборудованию, установленному в КШТ, при проведении технического обслуживания.

Охлаждающий воздух забирается из атмосферы двумя осевыми вентиляторами, установленными в блоке вентиляции, и подаётся в КШТ по воздуховоду 8. Блок вентиляции смонтирован на крыше турбоблока. Регулирование расхода воздуха осуществляется за счёт включения-выключения одного из вентиляторов.

Для организации подвода охлаждающего воздуха в область наиболее нагретых поверхностей ГТД предусмотрен направляющий экран 9. Нагретый воздух сбрасывается из КШТ в атмосферу через проёмы с шумоглушителями 10.

Внутри КШТ установлены также диффузор 5 выхлопного тракта агрегата, трубопроводы подвода топливного газа и масла, топливная и регулирующая аппаратура, трубопроводы системы пожаротушения, элементы системы освещения, а также датчики автоматизированной системы управления и защиты агрегата, электрическая проводка.

4. Методика экспериментального исследования

Методика экспериментального исследования была разработана специалистами ПАО совместно со специалистами НАКУ им.Н.Е.Жуковского «ХАИ» и ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект».

Для определения теплового состояния БС в ходе исследования измерялись:

- режимные и технологические параметры работы ГПА (по ГТД – температура воздуха на входе в двигатель, частота вращения роторов компрессора низкого давления (КНД), компрессора высокого давления (КВД), свободной турбины (СТ), давление за КВД; температура газа на входе в СТ; мощность двигателя; по ЦК – давление и температура газа на входе и выходе, расход транспортируемого газа);
- температура наружных поверхностей корпусов ГТД;
- температура воздуха внутри КШТ;
- температура внутренних поверхностей стенок КШТ;
- температура воздуха снаружи КШТ (в отсеке двигателя);
- массовый расход охлаждающего воздуха, поступающего в КШТ.

Режимные и технологические параметры ГПА измерялись с помощью штатных средств измерения.

Традиционными методами измерения температур наружных поверхностей корпусов ГТД

являются термометрирование (с использованием термопар) и тепловизионная съёмка.

Термометрирование позволяет получить лишь дискретную картину тепловых полей. Существенно более полную информацию о тепловом состоянии деталей двигателя можно получить при использовании тепловизионной камеры [14]. Однако при этом требуется с высокой точностью указывать значения коэффициентов излучения, для определения которых требуется выполнять наладочные испытания и дублировать измерения с помощью термопар или терморезисторов. Кроме того, тепловизионные камеры имеют ограниченные углы обзора, в связи с чем их применение в условиях КШТ затруднено.

В данной работе измерение температур наружных поверхностей корпусов ГТД, воздуха внутри КШТ, а также внутренних поверхностей его стенок выполнялось с применением многоканальной информационно-измерительной системы, применявшейся ранее в работе [12].

В качестве первичного измерительного преобразователя (ПИП) температуры применялись термоэлектрические преобразователи типа ТХА. Во избежание влияния теплового излучения на показания датчиков температуры была выполнена их экранировка. Для поочерёдного подключения ПИП к средству обработки и представления информации применялся переключатель выбора точек измерения ПТИ-М. В качестве средства обработки и представления информации использовался одноканальный цифровой термометр Technoterm 9503 (Германия) с максимальной абсолютной величиной погрешности измерения температуры ±6,5 °С. Температуры наружных поверхностей корпусов ГТД измерялись в 20 точках, температуры воздуха в КШТ – в 15 точках, температуры внутренних поверхностей стенок КШТ – в 8 точках. Схема расположения точек измерения представлена на рисунках 2 и 3.

Датчики для измерения температуры корпусов ГТД крепились к корпусам с помощью точечной сварки и закрывались снаружи алюминиевой фольгой для более надежной фиксации.

Установка датчиков для измерения температуры воздуха в КШТ осуществлялась таким образом, чтобы исключить прямое попадание тепловых лучей на чувствительный элемент датчика через отверстия в его корпусе. Для предотвращения колебания датчиков в результате воздействия набегающего потока охлаждающего воздуха датчики внутри КШТ фиксировались с помощью проволочных растяжек.

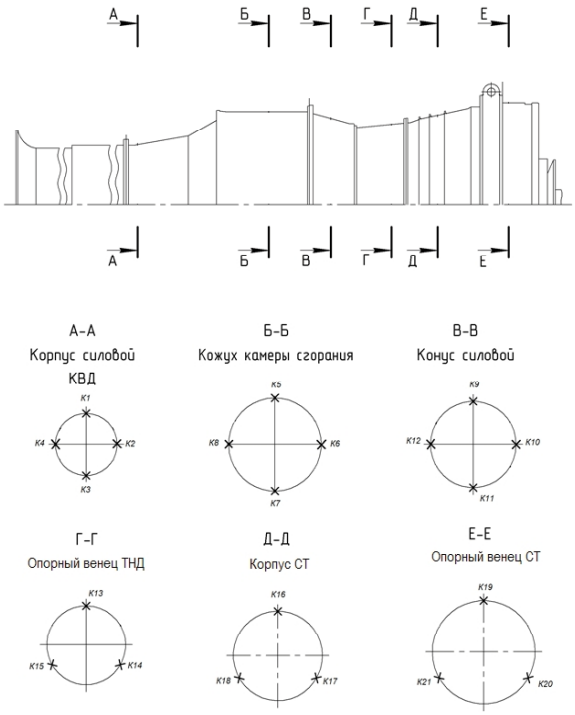


Рис. 2. Схема расположения точек измерения температуры наружных поверхностей корпуса ГТД

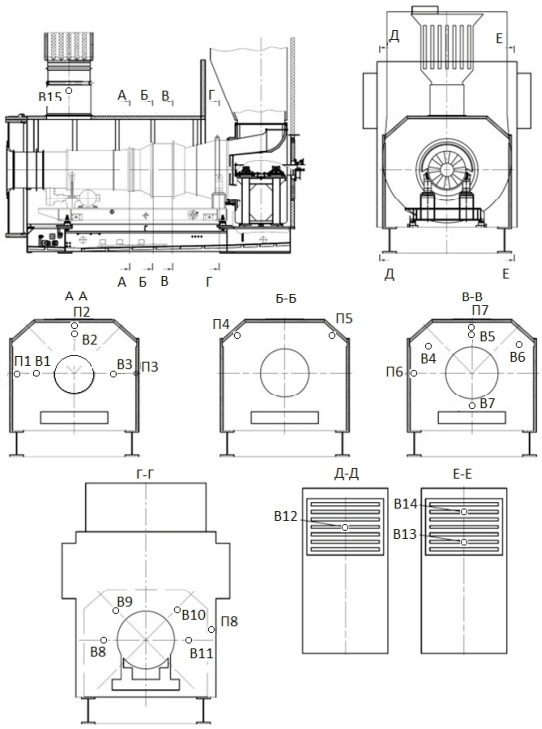


Рис. 3. Схема расположения датчиков измерения температуры в КШТ:
В – датчик измерения температуры воздуха в КШТ;
П – датчик измерения температуры внутренней поверхности стенки кожуха

Датчики для измерения температуры внутренней поверхности КШТ крепились к перфорированной стенке КШТ с помощью шурупов. Тепловой контакт с поверхностью обеспечивался плотным прижатием рабочего участка датчика к поверхности стенки КШТ. Для предотвращения образования воздушного зазора между рабочим

участком датчика и поверхностью стенок места установки датчиков предварительно зачищались, а датчики устанавливались на термопасту.

Массовый расход вентиляционного воздуха, поступающего в КШТ, определялся косвенным методом по измерениям средней скорости воздушного потока на входе в КШТ, температуры воздуха на входе в КШТ, избыточного давления в КШТ и атмосферного давления. Измерение средней скорости воздушного потока выполнялось с использованием чашечного анемометра МС-13. Измерение расхода воздуха, подаваемого в КШТ, осуществлялось на неработающем агрегате. Для этого поочерёдно включались один и два вентилятора и производились соответствующие измерения средней скорости воздушного потока и температуры воздуха на входе в КШТ.

После запуска ГПА и выхода его на установившийся режим производилась запись режимных параметров работы агрегата, а также выполнялись замеры температуры внутренней поверхности стенок КШТ, температуры воздуха внутри КШТ и температуры в отсеке двигателя (снаружи КШТ). Установившийся режим определялся по изменению температуры наружных поверхностей корпусов ГТД и вентиляционного воздуха.

5. Результаты измерений

Измерения проводились при нескольких режимах работы агрегата, а также при различных режимах работы системы вентиляции: при поочерёдном включении вентиляторов ВОД1 и ВОД2, а также при совместной работе двух вентиляторов. Учитывая ограниченные рамки настоящей публикации, в работе представлены результаты измерений на одном из режимов работы агрегата.

Основные параметры работы агрегата при испытаниях на этом режиме представлены в таблице 1.

Таблица 1. Параметры работы агрегата при испытаниях

Параметр	Значение
1. Барометрическое давление, мм рт.ст.	743
2. Температура воздуха на входе в ГТД, °С	16,2
3. Частота вращения СТ, об/мин	4152
4. Частота вращения КНД, об/мин	6047
5. Частота вращения КВД, об/мин	8264
6. Давление за КВД, кгс/см^2	10,9
7. Температура газа на входе в СТ, °С	532
8. Мощность двигателя, МВт	7,42
9. Давление газа на входе в ЦБК, кгс/см^2	41,5
10. Давление газа на выходе из ЦБК, кгс/см^2	53,6
11. Массовый расход вентиляционного воздуха, кг/с	9,62
12. Количество работающих вентиляторов, шт	2

Результаты измерения температур наружных поверхностей корпусов ГТД представлены в таблице 2. На рисунке 4 показаны средние значения температуры наружных поверхностей корпусов ГТД в характерных сечениях.

Таблица 2. Температуры наружных поверхностей корпусов ГТД

Наименование участка	Точка измерения	Температура поверхности, °С
Корпус силовой КВД	К1	174
	К2	171
	К3	129
	К4	171
	Среднее значение	161
Кожух камеры сгорания	К5	379
	К6	364
	К7	373
	К8	368
	Среднее значение	371
Конус силовой	К9	323
	К10	366
	К11	365
	К12	370
	Среднее значение	356
Опорный венец ТНД	К13	387
	К14	358
	К15	353
	Среднее значение	366
Корпус СТ	К16	368
	К17	332
	К18	362
	Среднее значение	355
Опорный венец СТ	К19	361
	К20	336
	К21	356
	Среднее значение	351

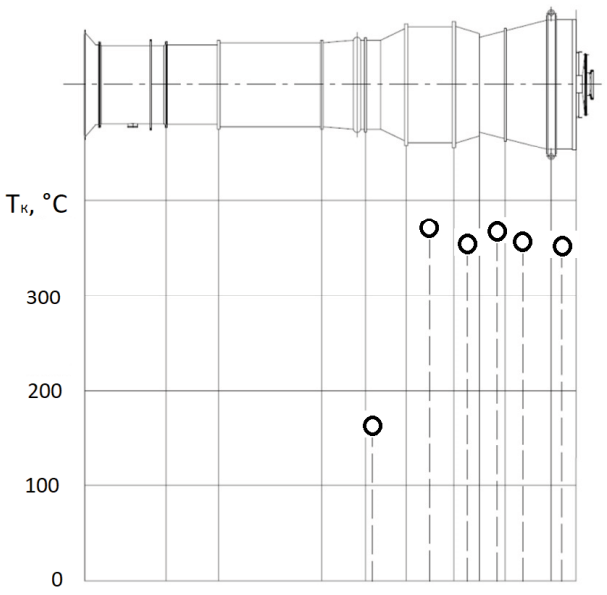


Рис. 4. Средние измеренные температуры наружных поверхностей корпусов ГТД

Результаты измерения температуры вентиляционного воздуха в КШТ и температуры внутренних поверхности стенок КШТ представлены в таблицах 3 и 4.

Таблица 3. Результаты измерений температуры вентиляционного воздуха в КШТ

	Точка измерения	Значение
Температура воздуха на входе в КШТ, °С	В15	19,7
Температура вентиляционного воздуха в точках, °С	В1	27,3
	В2	43,3
	В3	26,0
	В4	50,0
	В5	90,0
	В6	55,7
	В7	42,7
	В8	33,7
	В9	51,0
	В10	57,3
	В11	34,0
	В12	57,7
	В13	56,0
	В14	43,3
	Штатные датчики	31,5
		35,0

Таблица 4. Результаты измерения температуры внутренних поверхностей стенок КШТ

	Точка измерения	Значение
Температура поверхности внутренних стенок КШТ, °С	П1	35,7
	П2	66,3
	П3	31,0
	П4	49,7
	П5	48,3
	П6	48,7
	П7	118,0
	П8	47,7

Как видно из таблицы 3 температура вентиляционного воздуха на входе в КШТ (точка В15) на 3,5 °С выше, чем температура воздуха на входе в двигатель. Подогрев вентиляционного воздуха на входе частично может быть вызван попаданием в систему вентиляции теплого воздуха, выходящего из блока маслоохладителей. Следовательно, для снижения температуры воздуха в КШТ необходимо исключить попадание воздуха, выходящего из блока маслоохладителей, в воздухозаборники системы вентиляции БС.

Согласно полученным результатам эксперимента в верхней части КШТ температуры вентиляционного воздуха и температуры внутренних поверхностей стенок КШТ выше, чем в нижней. Полученное распределение температур качественно согласуется с результатами численного моделирования, полученными с использованием математической модели теплового состояния БС [11].

Максимальная температура воздуха в КШТ была зафиксирована над камерой сгорания, в районе клапанов перепуска воздуха (точка В5, см. таблицу 3). Во всех сечениях температуры поверхностей стенок КШТ выше, чем температуры вентиляционного воздуха, что подтверждает существенное влияние теплового излучения от корпусов ГТД на тепловое состояние КШТ. Максимальную температуру внутренней поверхности имеет крыша КШТ (точки П2 и П7, см. таблицу 4).

Значительный объем экспериментальных данных, полученных в процессе испытаний, требует их углублённого анализа, что будет выполнено в дальнейшем при верификации математической модели.

6. Заключение

В результате экспериментального исследования определено тепловое состояние корпусов ГТД типа ДГ90Л2 конструкции ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект» и БС агрегата типа ГПА-Ц-16С конструкции ПАО в условиях эксплуатации на КС. Полученные данные будут использованы для верификации математической модели теплового состояния БС, а также для совершенствования систем вентиляции БС вновь создаваемых агрегатов.

Предварительное сравнение результатов измерений с результатами численного моделирования качественно подтверждают адекватность математической модели теплового состояния БС, изложенной в работе [10]. Результаты испытаний также подтвердили существенное влияние теплового излучения от корпусов ГТД на тепловое состояние БС.

Учитывая зависимость теплового состояния ГТД и БС от режимов работы ГПА, температуры окружающей среды и режимов работы системы вентиляции, целесообразно продолжить такие экспериментальные исследования в натурных условиях. При дальнейших исследованиях для получения более полной информации о тепловом состоянии тепловыделяющего оборудования БС (ГТД, газоотводного устройства и т. д.) целесообразно выполнить его тепловизионную съемку, а также термометрирование с использованием информационно-измерительной системы, построенной на основе многоканального измерителя-регистратора. Кроме этого, целесообразно выполнить индикацию и измерение параметров возможных утечек высокотемпературного рабочего тела из неплотностей клапанов перепуска воздуха, фланцевых соединений корпусных деталей двигателя, газоотводного устройства и муфты в пространство БС.

Согласно полученным результатам при проектировании системы вентиляции БС необхо-

димо также уделять внимание расположению устройств для забора вентиляционного воздуха с целью исключения влияния тепловыделяющих систем агрегата (блока маслоохладителей, выхлопного тракта и др.) на тепловое состояние БС.

Литература

1. Santon R. C. Safety Developments in Gas Turbine Power Applications [Электронный ресурс] / R. C. Santon, J. W. Kidger, C. J. Lea // Proceedings of ASME Turbo-Expo 2002, Amsterdam, The Netherlands, June 3 – 6, 2002. – ASME Paper GT-2002-30469. – pp. 959-966. DOI:10. 1115/GT2002-30469. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).

2. Ponnuraj B. 3D CFD Analysis of an Industrial Gas Turbine Compartment Ventilation System [Электронный ресурс] / B. Ponnuraj, B. Sultanian, A. Novori, P. Pecchi // Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress (IMECE'03), Washington, D. C. , USA, November 15-21, 2003. – pp. 67 – 76. DOI:10. 1115/imece2003-41672. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).

3. Клочков А. В. Обеспечение взрывозащиты газотурбинного оборудования [Текст] / А. В. Клочков, Е. С. Корнилова, А. А. Снитко // Газотрубинные технологии. – 2005. - № 8. – С. 20 – 22.

4. D'Ercole M. Results and Experience from GeEnergy's MS5002E Gas Turbine Testing and Evaluation [Электронный ресурс] / M. D'Ercole, G. Biffaroni, F. Grifoni, F. Zanobini, P. Pecchi // Proceedings of ASME TurboExpo 2005, Reno, Nevada, USA. June 6-9, 2005. – pp. 275-283. DOI:10. 1115/GT2005-68053. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).

5. Graf E. Design Improvements Suggested by Computational Flow and Thermal Analyses for the Cooling of Marine Gas Turbine Enclosures [Электронный ресурс] / E. Graf, T. Luce, F. Willet // Proceedings of ASME TurboExpo 2005. Reno, Nevada, USA. June 6-9, 2005. – pp. 587-593. – DOI:10. 1115/GT2005-68574. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).

6. Vahidi D. Numerical and Experimental Study of Ventilation for Turbine Package Enclosure / D. Vahidi, H. Bagheri, B. Glezer [Электронный ресурс] // Proceedings of ASME TurboExpo 2006, Barcelona, Spain. May 8-11, 2006. – pp. 607-616. DOI:10. 1115/GT2006-90960. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM).

7. Месропян А. В. Численное моделирование газодинамики и тепломассопереноса в системе охлаждения бокса ГТД [Текст] / А. В. Месропян, И. И. Мухамедзянова // Вестник УГАТУ. – 2010. – Т. 14, № 1. – С. 25–31.

8. Трусов П. В. Численное моделирование теплового состояния шумотеплозащитного кожуха газотурбинной установки [Текст] / П. В. Трусов, Д. А. Чарнцев // Вестник СамГУ – Естественнонаучная серия. – 2010. – № 4 (78). – С. 117–126.

9. Чарнцев Д. А. Математическое моделирование теплового состояния шумотеплозащитных кожухов газотурбинных установок [Текст] : автореф. дис. ... канд. техн. наук : 05. 13. 18 / Дмитрий Анатольевич Чарнцев. – Пермь, 2012. – 16 с.

10. Костюк В. Е. Обобщённая математическая модель теплового состояния укрытий газотурбинных установок [Текст] / В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, А. Л. Кравчук // Интегрированные технологии и энергосбережение. – 2013. – №1. – С. 22–26.

11. Обеспечение теплового режима силового блока газоперекачивающего агрегата организованной подачей воздуха под шумотеплоизолирующий кожух газотурбинного двигателя [Текст] / А. В. Смирнов, В. Е. Костюк, Д. А. Ткаченко [и др.] // Вестник двигателестроения. – 2013. – № 2. – С. 99 – 107.

12. Експериментальне дослідження теплового стану кожуха для шумотеплоізоляції газотурбінного двигуна ДГ90Л2 у складі турбоблока агрегату типу ГПА-Ц-16С [Текст] / О. М. Щербаков, Д. О. Ткаченко, В. П. Парафійник [та ін.] // Восточно-европейский журнал передовых технологий. – 2015. – №6/7(78). – С. 35 – 42. – укр.

13. Мерзляков Е. В. Моделирование газодинамических и тепловых процессов в объеме кожуха силового блока газоперекачивающих агрегатов [Текст]: автореф. дис. ... канд. техн. наук : 01. 02. 05 / Евгений Васильевич Мерзляков. – Ижевск, 2013. – 20 с.

14. Экспериментальное исследование теплового состояния корпусов газотурбинных двигателей [Текст] / А. А. Григорьев, М. Ш. Нихамкин, Л. В. Воронов, Н. А. Саженков, А. Л. Полянин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2014. – №37. – С. 86-98.

Поступила в редакцию 19. 06. 2018

О. М. Щербаков, Д. О. Ткаченко, С. М. Ушаков, А. М. Переяславський, С. В. Єфремов. Експериментальне дослідження теплового стану силового блоку газотурбінного газоперекачувального агрегату в умовах компресорної станції

У роботі представлені методика та результати експериментального дослідження теплового стану силового блоку газоперекачувального агрегату типу ГПА-Ц-16С з приводом на базі газотурбінного двигуна типу ДГ90Л2 конструкції ДП НВКГ «Зоря»-«Машпроект» (м. Миколаїв). Дослідження були виконані в умовах роботи агрегату на компресорній станції «Тарутине» УМГ «Прикарпаттрансгаз» (ПАТ «Укртрансгаз»). В рамках дослідження вимірювалися температури вентиляційного повітря, зовнішніх поверхонь корпуса двигуна, внутрішніх поверхонь стінок кожуху для шумотеплоізоляції, витрата повітря, а також режимні параметри агрегату. Результати дослідження будуть використані для верифікаціїї математичної моделі теплового стану силового блока, а також для вдосконалення його системи вентиляції.

Ключові слова: *газоперекачувальний агрегат, газотурбінний привід, силовий блок, кожух для шумотеплоізоляції, тепловий стан, система вентиляції.*

O. M. Shcherbakov, D. O. Tkachenko, S. M. Ushakov, A. M. Pereiaslavskyi, S. V. Efremov. Experimental study of thermal state of power unit of gas turbine driven compressor package at the compressor station

Gas turbine driven turbo-compressor packages are widely used in different technological processes in gas and oil industries. Due to the strategic importance of this area, further improvement of turbocompressor packages in order to improve their efficiency and achieve a high level of reliability is an urgent scientific and technical task.

Reliability of the turbocompressor package significantly depends on thermal state of the power unit, in which the gas turbine is installed.

This article describes methodology and results of experimental study of thermal state of power unit of the turbocompressor package GPA-C-16S type from Sumy NPO (Sumy, Ukraine). The compressor package is equipped with gas turbine UGT 16000 designed and manufactured by Gas Turbine Research and Production Complex Zorya-Mashproekt (Mykolaiv, Ukraine). Investigation was performed at the compressor station. During the study the unit's operating parameters, ventilation air temperatures and flow rate, the temperatures of the outer surfaces of the gas turbine casings and the inner surfaces of the acoustic enclosure were measured. Temperatures were measured with thermocouples.

It was found that due to the complex nature of the flow within the enclosure there is an uneven distribution of temperature of the ventilation air and internal surfaces of the acoustic enclosure. A preliminary comparison of the experimental results with the results of CFD simulations qualitatively confirms the adequacy of the mathematical model of the thermal state of the power units. The results of the tests also confirmed the significant influence of thermal radiation from the gas turbine casings on the thermal state of the power unit.

According to the obtained results it is necessary to pay attention to the location of the ventilation air intake devices in order to eliminate the influence of the heat emitted systems of the turbocompressor unit (i. e. oil coolers, gas turbine exhaust system, etc.) on the thermal state of the power unit.

Further studies should be focused on indication and measurement of the probable leaks of high-temperature working fluid from the gas turbine.

Key words: *turbocompressor package, gas turbine, power unit, acoustic enclosure, thermal mode, vent system.*

References

1. Santon R. C., Kidger J. W., Lea C. J. Safety Developments in Gas Turbine Power pplications. Proceedings of ASME Turbo-Expo 2002, Amsterdam, 2002, ASME Paper GT-2002-30469, pp. 959-966. DOI:10. 1115/GT2002-30469.

2. Ponnuraj B., Sultanian B., Novori A., Pecchi P. 3D CFD Analysis of an Industrial Gas Turbine Compartment Ventilation System. Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress (IMECE'03), Washington, 2003, pp. 67–76. DOI:10. 1115/imece2003-41672.

3. Klochkov A.V., Kornilova E.S., Snitko A.A. Obespechenie vzryvozashhity gazoturbinnogo oborudovanija [Providing explosion protection of gas turbine equipment]. Gas turbo technology Magazine, 2005, no. 8, pp. 20–22.

4. D'Ercole M., Biffaroni G., Grifoni F., Zanobini F., Pecchi P. Results and Experience from GE Energy's MS5002E Gas Turbine Testing and Evaluation. Proceedings of ASME TurboExpo 2005. Reno, 2005, pp. 275-283. DOI :10. 1115/ GT2005-68053.

5. Graf E., Luce T., Willet F. Design Improvements Suggested by Computational Flow and Thermal Analyses for the Cooling of Marine Gas Turbine Enclosures. Proceedings of ASME TurboExpo 2005. Reno, 2005, pp. 587-593. DOI: 10. 1115/GT2005-68574.

6. Vahidi D., Bagheri H., Glezer B. Numerical and Experimental Study of Ventilation for Turbine Package Enclosure. Proceedings of ASME Turbo-Expo 2006. Barcelona, 2006, pp. 607-616. DOI:10. 1115/GT2006-90960.

7. Mesropjan A. V. Chislennoe modelirovanie gazodinamiki i teplomassoperenosa v sisteme ohlazhdenija boksa GTD [Numerical simulation of gas dynamics and heat and mass transfer in gas turbine enclosure cooling system]. Vestnik UGATU – USATU Bulletin, 2010, vol. 14, no 1, pp. 25–31.

8. Trusov P. V., Charncev D. A. Chislennoe modelirovanie teplovogo sostoyaniya shumoteplozashchitnogo kozhukha gazoturbinnoi ustanovki [Numerical simulation of thermal state of gas turbine acoustic and thermal enclosure]. Vestnik SamGU – SamSU Bulletin, 2010, no 4 (78), pp. 117–126.

9. Charntsev D. A. Matematicheskoe modelirovanie teplovogo sostoyaniya shumoteplozashchitnykh ko-zhukhov gazoturbinnykh ustanovok. Avtoref. diss. kand. tekhn. nauk [Mathematical modelling of gas turbine acoustic and thermal enclosures. Synopsis for PhD thesis in Engineering Science]. Perm, 2012. 16 p.

10. Kostyuk V.E., Kirilash E.I., Kravchuk A. L. Obobshchennaya matematicheskaya model' teplovogo sostoyaniya ukrytii gazoturbinnykh ustanovok [Generalized mathematical model of thermal condition of gas turbine enclosures]. Integrirovannye tekhnologii i energosberezhenie – Technologies and Energy Conservation, 2013, no 1, pp. 22–26.

11. Smirnov A. V., Kostyuk V. E., Tkachenko D. A., Kirilash,E. I., Slabko Yu. N. Obespechenie teplovogo rezhima silovogo bloka gazoperekachivayushchego agregata organizovannoi podachei vozdukha pod shumoteploizoliruyushchii kozhukh gazoturbinnogo dvigatelya [Providing thermal condition of turbo-compressor package power unit by air ventilation of acoustic and thermal enclosure]. Vestnik dvigatelestroeniya – Bulletin of engine-building, 2013, no 2, pp. 99 – 107.

12. Shcherbakov O. M., Tkachenko D. O., Parafiynyk V. P., Gurinenko V. M., Kostyuk V. E., Skrypka O. I., Kyrylash O. I. Eksperymental`ne doslidzhennya teplovogo stanu kozhuxa dlya shumoteploizolyaciyi gazoturbinnogo dvyguna DG90L2 u skladi turbobloka agregatu typu GPA-C-16S [Experimental research on the thermal state of an acoustic enclosure of the UGT16000 usde for mechanical drive of the GPA-C-16S turbocompressor package]. Vostochno-evropejskyj zhurnal peredovyh texnologiy – Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, 2015, no 6/7(78), pp. 35-42.

13. Merzlyakov E. V. Analiz faktorov, vliyayushchikh na temperaturnyi rezhim v kozhukhe gazopereka-chivayushchego agregata [Analysis of factors affecting the temperature in enclosure of turbo-compressor package]. Vestnik Izhevskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta - Bulletin of Izhevsk State Technical University, 2013, no 1, pp. 150-151.

14. Grigoriev A. A., Nihamkin M. Sh., Voronov L. V., Sazhenkov N. A. Experimantalnoe issledovanie teplovogo sostoyaniya korpusov gazoturbinnyh dvigateley [Experimental investigation of gas-turbine casing thermal state]. Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika – Bulletin of Perm National research polytechnical university. Aerospace technology, 2014, no 37, pp. 86-98.

УДК 621.646.986

Моргалюк О. Л. студент 4 курсу факультету ракетно-космічної техніки Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: morhaliuk@gmail.com;

Лоян А. В. канд. техн. наук, с.н.с кафедри 402 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: a.loyan@khai.edu;

Тітов М. Ю. канд. техн. наук, інженер кафедры 402 Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна

ОПТИМІЗАЦІЯ КОНСТРУКЦІЇ ЕЛЕКТРОМАГНІТНОГО КЛАПАНА

Проведено розрахунок магнітної системи електромагнітного клапана. Експериментально підтверджена коректність розрахункової моделі. За допомогою факторного експерименту досліджено вплив зміни товщин стінок окремих елементів конструкції на час відкриття клапану. Побудована математична модель, яка описує залежність часу відкриття клапану від значення геометричних параметрів окремих елементів конструкції. На основі отриманої моделі проведена оптимізація конструкції, внаслідок чого зменшено час відкриття клапану. Крім того розглянуто можливість зменшення маси клапана.

Ключові слова: *електромагнітний клапан, оптимізація, факторний експеримент.*

Вступ

Електромагнітний клапан (ЕМК) – електромеханічний пристрій, який використовується для перекриття\відкриття потоку робочого тіла (рідини чи газу) трубопроводом. В основі роботи ЕМК лежить соленоїдна котушка, при подачі струму на яку осердя втягується всередину, і залежно від виконання (нормально закритий або відкритий) відкриває або закриває пропускний отвір.

В лабораторії ХАІ активно ведуться розробки ЕМК для систем збереження та подачі робочого тіла в електрореактивних рушійних установках.

Розроблюваний клапан має наступні характеристики:

- тип – нормально закритий;
- номінальна напруга – 27^{+4}_{-5} В;
- мінімальна напруга утримання – 7 В;
- перепад тиску до 70 атм.

Метою даної роботи є збільшення швидкості спрацювання ЕМК за рахунок оптимізації конструкції.

1. Постановка задачі

Ця робота є продовженням роботи [1], в якій приведена схема клапана, принцип його роботи та основні характеристики. Представлено опис чисельної моделі магнітної системи клапана – магнітних властивостей елементів, сил, діючих на рухомі елементи клапана, закон електроживлення. Де результатами розрахунку є закони зміни сили притягання якоря до статора з часом, переміщення якоря з часом.

В даній роботі передбачається виконати наступні задачі:

- дослідити кінцево-елементну модель ЕМК та підібрати оптимальні параметри сітки кінцевих елементів;
- зрівняти дані отримані чисельним розрахунком та експериментально, для перевірки достовірності моделі ЕМК;
- дослідити вплив геометричних параметрів на час відкриття клапану, та визначити параметри, що мають значний вплив;
- провести факторний експеримент на основі визначених параметрів та побудувати математичну модель, що описує залежність часу відкриття клапану від геометричних параметрів;
- оптимізувати математичну модель та визначити такі значення геометричних параметрів, при яких час відкриття клапану мінімальний.

2. Дослідження сітки кінцево-елементної моделі ЕМК

Чисельний розрахунок ЕМК виконується в пакеті для чисельного моделювання ANSYS Maxwell. В процесі розрахунку розрахункова область розбивається та окремі елементи, сукупність цих елементів називають сіткою кінцевих елементів.

При послідовному зменшенні розміру елементів сітки розрахункове значення часу спрацювання сходиться до деякого стабільного значення, яке майже не змінюється при подальшому подрібненню сітки (рис. 1). З іншого боку, очевидно, що при подрібненні сітки кількість елементів збільшується і зростає час затрачуваний на розрахунок (рис. 1). Тому необхідно

© Моргалюк О. Л., Лоян А. В., Титов М. Ю., 2018

підібрати сітку, яка задовольнить як точність так і час затрачуваний на розрахунок.

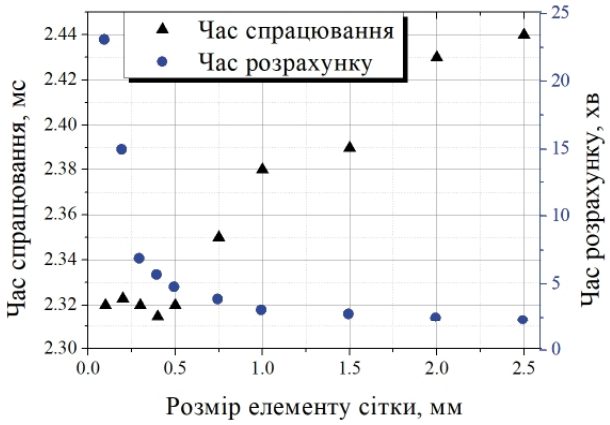
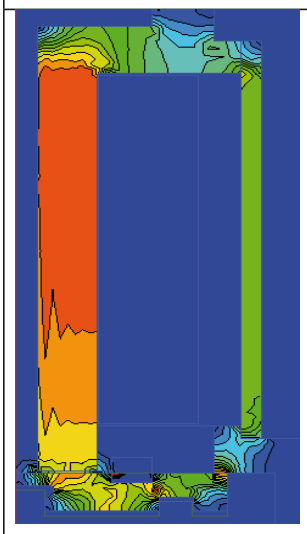
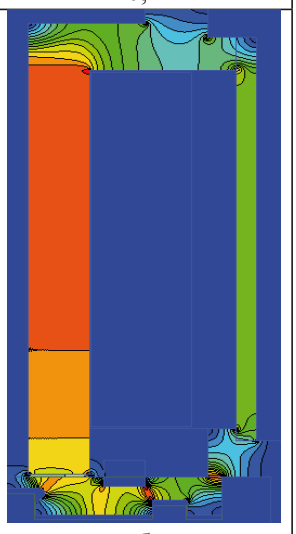


Рис. 1. Залежність часу спрацювання та часу розрахунку від розміру елементу сітки

Про якість моделі також свідчить розподіл індуктивності магнітного поля. Як бачимо (табл. 1а), при сітці з розміром елементу 1 мм, спостерігаються нерівномірні перепади індуктивності, ізолінії не плавні, мають різкі переломи, піки, що не характерно для розподілу магнітного поля. При зменшенні розміру сітки до 0,1 мм (табл. 1б) ізолінії вирівнюються, стають плавними, що відповідає природі магнітного поля. Проте, як бачимо з рис.1 при такому розмірі сітки значно зростає час, затрачуваний на розрахунок.

Таблиця 1. Розподіл індуктивності магнітного поля при різних розмірах елементів сітки

Характерний розмір окремого елементу сітки, мм	
1	0,1
	
а	б

Варто взяти до уваги також те, що для елементів складної конфігурації, або в областях де відбуваються динамічні процеси бажано мати досить дрібну сітку, оскільки в цих областях порівняно високий градієнт магнітного поля. Тому для всіх елементів клапана крім якоря та області його переміщення для наступних розрахунків розмір елементів сітки прийнято рівний 0,2 мм, а для якоря та області в якій він переміщується – 0,05 мм.

3. Верифікація

Проведено верифікацію моделі шляхом порівняння значень сили магнітного притягання якоря до статора отриманих експериментальним та розрахунковим методами.

Експеримент проводився наступним чином. До якоря реальної конструкції по черзі підвішувалися вантажі різної маси, як показано на рис. 2. Для імітації закритого стану клапана використовувалася прокладка, товщиною рівній величині ходу якоря. Якір встановлювався по центру за допомогою центрувальної втулки. На соленоїд подавався струм достатньої сили для утримання вантажу в підвішеному стані. Потім сила струму поступово зменшувалась, до моменту, коли магнітна сила притягання ставала меншою ніж вага підвішеного тягарця і він відривався. В цей час фіксувалися значення струму для кожного з тягарців. Аналогічний процес було змодельовано за допомогою створеної кінцево-елементної моделі.

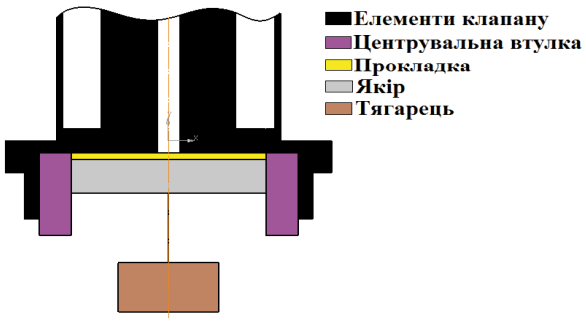


Рис. 2. Схема експерименту

Результати отримані експериментальним та розрахунковим способами приведені на рис.3.

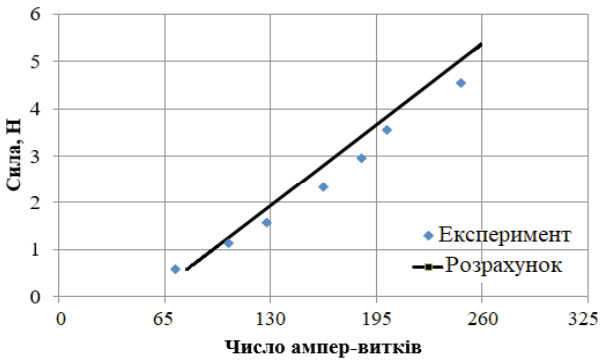


Рис. 3. Залежності максимального значення магнітної сили в закритому стані від числа ампер-витків, отримані експериментально і теоретично

Максимальна різниця ними складає 10%, ця похибка є допустимою, вона пов'язана з неможливістю ідеального відтворення реального об'єкту в моделі, внаслідок наступних факторів:

- *невизначеність властивостей матеріалів*, спричинена тим, що в реальних металах завжди наявна деяка кількість домішок, певні дефекти структури, внаслідок чого характеристики окремих зразків дещо відрізняються від ідеальних, що використовуються в кінцево-елементній моделі;
- *розрахункова похибка*, викликана переходом від нескінченно малих до скінченних величин кінцевих елементів;
- *шорсткість поверхні* не дозволяє досягти ідеального контакту між елементами конструкції, в той час як в кінцево-елементній моделі контакт вважається ідеальним;
- *похибка вимірювання.*

4. Дослідження впливу геометричних параметрів на характеристики ЕМК

В роботах [1, 2] виявлено можливості покращення характеристик клапана. По-перше, деякі геометричні параметри мають оптимальне значення з точки зору максимуму швидкості спрацювання клапана. По-друге, більшість елементів магнітної системи не знаходиться в стані магнітного насичення, що дозволяє знизити масу клапану за рахунок зменшення товщин елементів конструкції.

Зрозуміло, що різні параметри мають різний ступінь впливу на характеристики клапана. Для визначення значимих та відсіювання малозначущих параметрів, проведено розрахунки магнітної системи клапана зі зміною окремо кожного з параметрів, указаних на рис. 4.

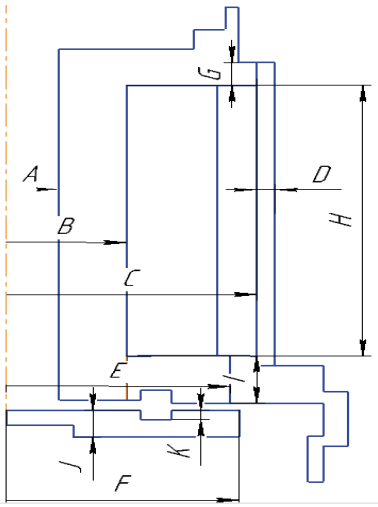


Рис. 4. Основні геометричні параметри ЕМК

Параметри варіювалися на двох рівнях. Результати розрахунків приведені на рис. 5. Значущими вибрано ті параметри, зміна яких на 10% призводить до зміни часу відкриття клапану більше ніж на 7%, такими є 3 параметри:

- зовнішній діаметр осердя (B);
- діаметр, який визначає ширину повітряного зазору (E);
- діаметр якоря (F).

Варто відмітити, що параметр H, який відображає довжину клапану, порівняно слабко впливає на час спрацювання. Це дає можливість зменшити габарити і масу клапана.

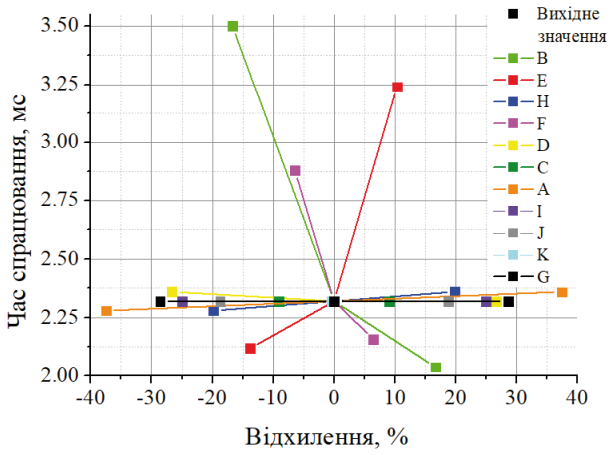


Рис. 5. Вплив геометричних параметрів на час спрацювання

Як видно з рис. 6 на масу впливають практично всі вибрані параметри. Крім того при збільшенні B, F час спрацювання зменшується, а маса – збільшується, тому необхідно визначити оптимальні значення цих параметрів, які задовольнять нас за часом і за масою.

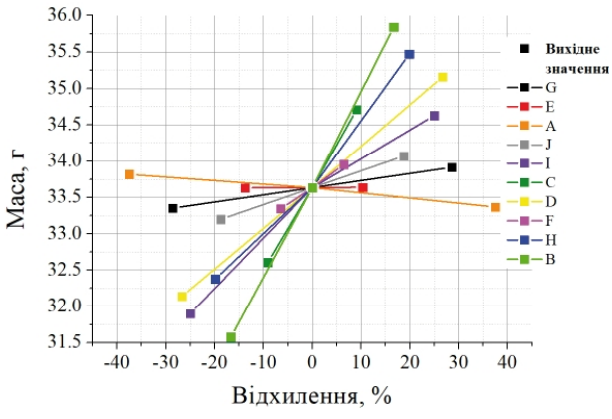


Рис. 6. Вплив геометричних параметрів на масу

Для визначення оптимальних значень параметрів B, E, F, які забезпечують мінімальний час відкриття клапану, за допомогою факторного експерименту, побудована математична модель, яка описує залежність часу спрацювання від значень цих параметрів.

5. Факторний експеримент

Для проведення факторного експерименту вибрано ортогональний центральний композиційний план другого порядку. Перевагою цього плану є те, що він дозволяє зменшити кількість дослідів необхідних для побудови математичної моделі. Так, для плану другого порядку необхідно варіювати параметри як мінімум на трьох рівнях, тоді при трьох факторах (B, E, F) необхідно виконати $p^k = 3^2 = 27$ дослідів , де p – число рівнів варіювання; k – число факторів. Композиційний план дозволяє зменшити число дослідів шляхом використання спеціальним чином підібраних «зоряних точок», вони забезпечують ортогональність плану.

Загальна кількість дослідів центральних ортогональних композиційних планів визначається наступною формулою:

$$N = N_1 + 2k + n_0, \qquad (1)$$

де N_1 – число дослідів у ядрі плану ($N_1 = 2^k$, якщо ядром плану є повний факторний експеримент);

$2k$ – число зоряних точок;

k – число факторів;

n_0 – число дослідів у центрі плану.

Таким чином було проведено $2^3 + 2 \cdot 3 + 1 = 15$ дослідів.

В результаті отримано наступний поліном другого порядку:

$$t = 2.115 - 0.474X_1 + 0.508X_2 - 0.497X_3 - \\ -0.018X_1X_2 + 0.023X_1X_3 - 0.505X_2X_3 + \\ +0.262X_1^2 + 0.237X_2^2 + 0.196X_3^2 \qquad (2)$$

де t – час відкриття клапану;

X_1 – параметр B;

X_2 – параметр E;

X_3 – параметр F.

Максимальна розбіжність між значеннями часу відкриття клапану отриманими з використанням поліному та кінцево-елементної моделі складає 10%. Середнє арифметичне значення розбіжності, за 15 дослідів, складає 4.3%. Отриманої точності достатньо для оптимізації.

Оптимізація була проведена в програмі MATLAB за допомогою генетичного алгоритму. При реалізації пошуку генетичний алгоритм обробляє одночасно декілька точок області визначення функції, а не переходить від точки до точки як в традиційних методах. Тому він є ефективним в задачах, де треба знайти глобальний оптимум.

Таким чином, визначено оптимальні значення геометричних параметрів. Час відкриття клапана з оптимальною конструкцією становить 1,87 мс, що на 20% менше ніж клапана-прототипа.

Висновки

В роботі представлено результати дослідження зміни часу відкриття електромагнітного клапану зі зміною товщин стінок його елементів. Встановлено геометричні параметри, які найбільшим чином впливають на час відкриття клапану. Була проведена оптимізація конструкції магнітної системи клапану, в результаті якої час спрацювання зменшено на 20%.

Література

1. Титов М. Ю. Расчет электромагнитного клапана средствами численного моделирования [Текст] / М. Ю. Титов, А. В. Лоян, Е. И. Ищенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 7 (142). – С. 90 – 95.

2. Моргалюк О. Л. Расчет магнитной системы электромагнитного клапана [Текст] / О. Л. Моргалюк, М. Ю. Титов, А. В. Лоян // Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ'2017: матеріали Всеукр. наук.-техн. конф., Харків, 31 жовт. – 3 листоп. 2017 р. – Х., 2017. – С. 230.

3. Новик Ф. С. Оптимизация процессов технологии металлов методами планирования экспериментов [Текст] / Ф. С. Новик, Я. Б. Арсов. – М.: София: Техника, 1980. – 304 с.

4. ANSYS Maxwell V16 Training Manual - Lecture 3: Static Magnetic Solvers [Електронний ресурс] / Режим доступа : http://ansoft-maxwell.narod.ru /en/Maxwell_v16_L03_ Static_Magnetic_ Solvers.pdf.– 01.06.2017 г.

Надійшла до редакції 26.07.2018

О. Л. Моргалюк, М. Ю. Титов, А. В. Лоян. Оптимизация конструкции электромагнитного клапана

Проведен расчет магнитной системы электромагнитного клапана. Экспериментально подтверждена корректность расчетной модели. С помощью факторного эксперимента исследовано влияние изменения толщин стенок отдельных элементов конструкции на время открытия клапана. Построена математическая модель, описывающая зависимость времени открытия клапана от значения геометрических параметров элементов конструкции. На основе полученной модели проведена оптимизация конструкции, в следствии чего уменьшено время открытия клапана. Кроме того, рассмотрена возможность уменьшения массы клапана.

Ключевые слова: *электромагнитный клапан, оптимизация, факторный эксперимент.*

O. L. Morhaliuk, M. Yu. Titov, A. V. Loyan. Solenoid valve design optimisation

The paper represents the results of the solenoid valve optimization as well as steps, taken to complete the task, which are described below. The magnetic system of the solenoid valve was calculated by means of electromagnetic field simulation software – ANSYS Maxwell. An optimal element size of the finite element grid, which ensures the necessary accuracy and a satisfactory calculation time was selected.

To confirm the correctness of the finite element model, an experiment with a real solenoid valve was performed, in which the magnetic attraction force of the armature to the stator was determined. Obtained experimental data were compared with the data calculated on the finite element model. The maximum difference between these data is 10%, which is permissible in this case due to different types of errors. In this way the validity of the computational model of the solenoid valve is proved.

By performing calculations, each time changing value of separate geometrical parameter, the influence of each individual parameter on the duration of the valve opening time is determined. Identified significant and weakly significant parameters. As weakly significant parameters were chosen such, that change of 10% leads to a change in valve opening time less than 7%. These parameters were neglected for further calculations. Respectively, as significant parameters were chosen such, that change in 10% leads to a change in valve opening time more than 7%. Significant parameters was used to carry out a factor experiment according to the orthogonal central compositional plan of the second order, with the help of which obtained a polynomial of the second degree, which describes the dependence of the valve opening time on the value of each of the chosen geometric parameters.

By determining the optimum of the obtained polynomial, the values of the geometric parameters, which ensure the minimum value of the valve opening time, are determined. As a result, the valve opening time reduced by twenty percent. In addition, the possibility of reducing the weight of the valve by reducing the wall thickness of the elements of the structure is considered.

Key words: *solenoid valve, optimization, factorial experiment.*

References

1. Titov M. Yu. Raschet e'lektromagnitnogo klapana sredstvami chislennogo modelirovaniya [Tekst] / M.Yu.Titov, A.V.Loyan, E.I.Ishhenko// Aviacionno-kosmicheskaya texnika i texnologiya.– 2017.– № 7 (142).– S.90 – 95.

2. Morgalyuk O. L. Raschet magnitnoj sistemy e'lektromagnitnogo klapana [Tekst] / O. L. Morgalyuk, M. Yu. Titov, A. V. Loyan // Intehrovani kompiuterni tekhnolohii v mashynobuduvanni IKTM2017: materialy Vseukr.nauk.-tekhn. konf., Kharkiv, 31 zhovt.– 3 lystop.2017 r.– Kh., 2017.– S.230.

3.Novik F.S.Optimizaciyaprocessov tekhnologii metallov metodami planirovaniya eksperimentov [Tekst] / F. S. Novik, YA. B. Arsov.– M.: Sofiya: Tekhnika, 1980.– 304 s.

4. ANSYS Maxwell V16 Training Manual - Lecture 3: Static Magnetic Solvers. Available at: http://ansoft-maxwell.narod.ru /en/Maxwell_ v16_L03_ Static_Magnetic_Solvers.pdf (accessed 01.06.2017).

УДК 629.76

Абдуллаев П.Ш. д-р техн. наук, проф., зав. каф. «ЛА и АД», Национальная Академия Авиации, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: a_parviz@mail.ru

Самедов А.С. д-р техн. наук, проф., профессор каф. «ЛА и АД», проректор НАА по учебной работе, Баку, Бина 25-й км, Азербайджан, e-mail: ad.samedov@gmail.com

К ВОПРОСУ ПРОФИЛИРОВАНИЯ РЕАКТИВНОГО СОПЛА ЖРД

На основе результатов проведенных исследований определено характер распределения термогазодинамических параметров по длине камеры ракетного двигателя. Показано, что распределение скорости газового потока по оси сопла может быть представлено в виде асимметричного сигмоида. Предлагается метод профилирования сопла на основе распределения скорости газового потока по оси камеры двигателя. Уравнения газовой динамики решаются совместно с новым уравнением распределения скорости по оси сопла и с применением метода характеристик, что определил разработку двухсхемной методики профилирования.

Ключевые слова: *жидкостный ракетный двигатель, оптимальное сопло, сверхзвуковой поток, идеальный газ, асимметричный сигмоид, функция Прандтля-Майера, метод характеристик, относительная ошибка.*

Введение

Как известно одним из основных направлений развития ракетно-космической техники является создание высокоэффективных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), что подразумевает такой степени расширения сопла ($\overline{F}$), при которой достигается наиболее выгодное сочетание удельного импульса ($I_{уд}$) и веса конструкции. Величина $I_{уд}$ в значительной мере зависит от потерь в сопле, которые связаны ее геометрией и значением степени расширения сопел. Следует отметить, что степень расширения определяется как геометрией контура сопла, так и соотношением давлений на входе и на выходе (соответственно соотношением скоростей).

Таким образом, одним из основных направлений исследований является поиск оптимального контура сопла ЖРД, который обеспечивает минимальные потери и высокие энергетические характеристики.

Цель статьи. С учетом вышеизложенного, целью статьи является создание методологии по формированию оптимальной геометрии контура сопла на основе анализа результатов теоретических и экспериментальных исследований ракетных двигателей (РД).

1. Некоторые моменты теоретических основ моделирования течений газа в соплах

Как известно**,** построение контура сопел ЖРД проводится с помощью решения системы уравнений газовой динамики – уравнение импульса (уравнение Эйлера), энергии и неразрывности. Такая система для стационарного безвихревого осесимметричного (двумерного) течения невязкого и нетеплопроводного газа, при отсутствии необратимых процессов, постоянном значении показателя изоэнтропы γ, записывается в следующем виде [1, 2]:

$$(u^2-a^2)\frac{\partial u}{\partial x}+uv\left(\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{\partial v}{\partial x}\right)+ +(v^2-a^2)\frac{\partial v}{\partial y}=a^2\frac{v}{y}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial y}-\frac{\partial v}{\partial x}=0, \quad (2)$$

где u, v – проекции скорости потока w на оси координат x, y; ось x направлена вдоль оси сопла, ось y – перпендикулярно ей, a – скорость звука. Следует отметить что, для профилирования дозвуковой части сопла широкое распространение получили эмпирические или специальные соотношения [1]. Построение теоретического профиля сверхзвуковой части сопла производится с помощью решения дифференциальных уравнений (1)-(2) методом характеристик [1-5]. Наряду с этим, разработаны и внедрены в практику другие методы построения оптимальных сопел реактивных двигателей [1, 6, 7]. Однако, как видно, вопросы профилирования дозвуковой и сверхзвуковой частей сопла обычно рассматриваются отдельно, что является одним из основных недостатков современных методов проектирования ЖРД. Рассмотрение сопла в виде соединения двух раздельных частей создает определенные трудности при проектировании камеры ЖРД, что обуславливает применение некоторого дру-

© Абдулаев П. Ш., Самедов А. С., 2018

гого подхода, который излагается в следующей части статьи.

2. Постановка и решение задачи в первом приближении

Анализ результатов исследований показывает, что построение контура сопла при различных постановках не подразумевает никакого предварительного распределения изоэнтропического расширения γ, число Маха M и других параметров по длине сопла. Возникает вопрос – возможно ли задаваться предварительно известным **распределением определенного параметра газового потока по длине сопла** (или на оси сопла) в первом приближении в целях эффективного решения как прямой так и обратной задачи? Такая возможность позволила бы более рационально использовать вычислительные ресурсы в целях построения оптимального или экстремального сопла ЖРД. Для ответа на этот вопрос был проведен анализ теоретических, расчетных и экспериментальных исследований по проектированию сопла РД [8-14]. Анализ результатов указанных исследований показывают, что в среднем распределение термогазодинамических параметров (p, T, w и т.п.) по длине камеры ракетного двигателя (камера сгорания, дозвуковая и сверхзвуковая часть сопла) носит определенный закономерный характер. Это обстоятельство объясняется основными принципами организации рабочего процесса в сопле. Предварительный анализ указанных исследований показывает на приблизительное асимметричное сигмоидальное распределение скорости газового потока по длине камеры (по оси сопла) ЖРД. Такое распределение скорости (конец камеры сгорания, дозвуковая и сверхзвуковая часть сопла) может быть описано нижеследующими функциями:

$$y(x) = \frac{1+\alpha+bx}{1+\alpha e^{-kx}}, \qquad (3)$$

или

$$y(x) = d + \frac{a-d}{(1+(x/c)^m)^n}, \qquad (4)$$

$$w(x) = w_e - \frac{w_e - w_0}{1+(x/c)^m},$$

или

$$w(\bar{x}) = w_e - \frac{w_e - w_0}{1+(\bar{x}/c)^m}, \qquad (5)$$

где α, a, d, c, k, m, n – некоторые искомые коэффициенты, которые могут быть заданы на основе численных расчетов или экспериментальных данных, x – координата рассматриваемой точки на оси сопла, w_0, w_e - скорости газа на входе и на выходе сопла. Выбор скорости w_0 определяет форму поверхности перехода через скорость звука, которая может быть плоская или криволинейная. Следует отметить, что попытка описания распределения скорости по сигмоиду было рассмотрено еще в работах [15,16]. Как видно, формулы (3) и (4) для скорости газа могут быть представлены также для относительных координат длины $\bar{x} = x/L$ (здесь L – длина сопла или камеры двигателя). Таким образом, построение контура сопла ЖРД проводится на основе распределения скорости $w(x)$ по оси сопла, начиная с критического сечения (или с выходного сечения сопла) для каждого значения x или $\bar{x}$.

Исследования показывают, что координата критического (или минимального) сечения x_{min} по оси сопла может быть принят как параметр c для вышеуказанных формул. В этом случае степень m будет характеризовать степень гладкости внутреннего контура сопла (или степень несогласованности дозвуковой и сверхзвуковой частей). Значение этого параметра непосредственно определяет качество (или степень) предварительного ускорения газа (в области начального расширения около критического сечения). В то время, чем больше m тем интенсивнее происходит расширение газа в зоне предварительного расширения (рис. 1).

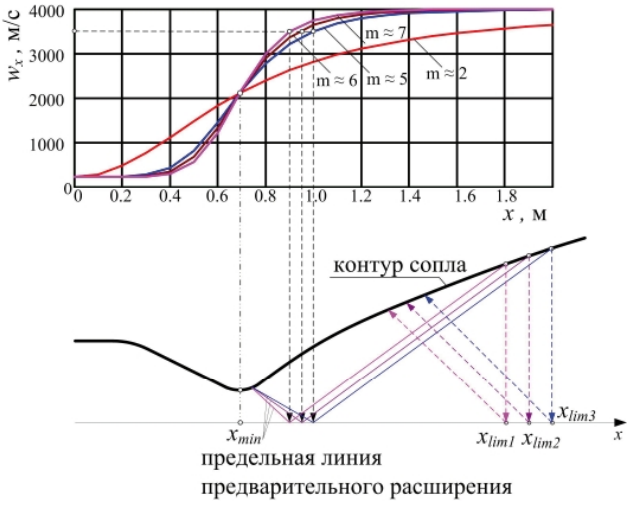


Рис. 1. Влияние параметра m на геометрию сопла

Анализ результатов проведенных исследований показывает, что для построения оптимальных контуров сопел ЖРД наиболее подходящим предварительным распределением скорости по оси является (5). С учетом сказанного, выражение (5) окончательно может быть представлено в виде

$$w(x) = w_e - \frac{w_e - w_0}{\left(1 + \left(\frac{x}{x_{min}}\right)^m\right)^n}$$

или

$$w(x) = w_e - \frac{w_e - w_0}{1 + \left(\frac{x}{x_{min}}\right)^m}$$

Таким образом, система (1)-(2) может быть дополнена еще одним уравнением:

$$\frac{du}{dx} = \frac{u_e - u_0}{\left(1 + \left(\frac{x}{x_{min}}\right)^m\right)^2} \cdot \left(\frac{x}{x_{min}}\right)^m \cdot \frac{m}{x}$$

Как видно, предварительное оптимальное расширение газа около критического сечения позволяет корректно формировать наименьшую длину сопла.Следовательно, возникает необходимость решения (1) - (2) в новой постановке. Данная задача может быть решена с применением метода характеристик. С учетом вышеизложенного рассмотрим двухсхемную методику определения основных параметров плоского сверхзвукового потока и геометрии сопла.

Первая схема (С1). Как уже было отмечено, для расчета геометрических параметров расширяющейся части сопла применяют метод характеристик (рис. 2). Для сверхзвукового, невращающегося плоского (двухмерного, 2D) идеального газа применение метода характеристик начинается на звуковой линии и задается следующими уравнениями [2 - 5]:

1) линия первого семейства C^+

$$d(\nu - \theta) = 0\,, \quad dy/dx = tg(\theta + \mu) \qquad (6)$$

2) линия второго семейства C^-

$$d(\nu + \theta) = 0\,, \quad dy/dx = tg(\theta - \mu) \qquad (7)$$

где ν – значение функции течения Прандтля-Майера, полученное по заданному числу Маха в рассматриваемой точке, θ – угол наклона скорости w относительно оси сопла, μ – угол между вектором скорости $\vec{w}$ и касательной к линии характеристики в рассматриваемой точке. В реальных условиях характеристики являются кривыми. Сетка, образованная характеристическими кривыми C^+ и C^- будет точна, когда они очень близки (рис. 2).

В уравнениях (6) и (7) функция Прандтля-Майера для рассматриваемых точек будет определяться по формуле

$$\nu = \nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \arctan\left(\sqrt{(M^2-1)\frac{\gamma-1}{\gamma+1}}\right) - \arctan\left(\sqrt{(M^2-1)}\right) \qquad (8)$$

где γ – степень изоэнтропического расширения, M – число Маха течения газового потока в рассматриваемой точке сопла [2-5].

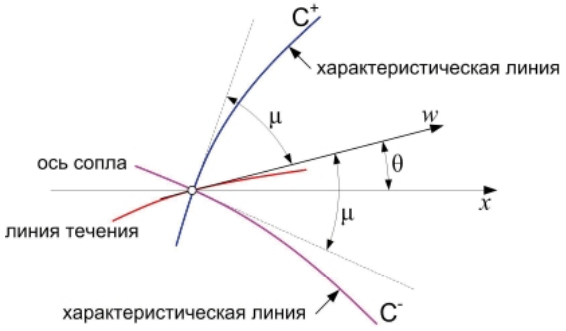


Рис. 2. Геометрическое представление метода характеристик

Таким образом, на линии первого семейства C^+ (**точки 1 и 3**)

$$\theta_1 - \nu(M_1) = \theta_3 - \nu(M_3) \qquad (9)$$

на линии второго семейства C^- (точки А и 3)

$$\theta_3 + \nu(M_3) = \theta_A + \nu(M_A) \qquad (10)$$

Тогда для **узла 3** с координатой x_3 можно написать (рис.3)

$$\theta_3 = \frac{1}{2}(C^- + C^+) \quad , \quad \nu(M_3) = \frac{1}{2}(C^- - C^+) \qquad (11)$$

Вторая схема (С2). Анализ проведенных исследований показывает, что в качестве исходной линии также может быть принята ось сопла с учетом приведенного уравнения (5). В таком случае применение метода характеристик ведется на основе данных, полученных из термодинамического расчета ЖРД с применением формулы (5). При этом, метод характеристик по **схеме С2** применяется параллельно расчетной **схеме С1**.

Таким образом, на линии первого семейства C^+ (**точки 0 и 2**)

$$\theta_0 - \nu(M_0) = \theta_2 - \nu(M_2) \qquad (12)$$

на линии второго семейства C^- (**точки 6 и 2**)

$$\theta_6 + \nu(M_6) = \theta_2 + \nu(M_2) \qquad (13)$$

где для точки **0** на оси сопла верны

$$M_0 = w_0 / a_{x.0}, \quad w_{x.0} = w_0 \cos(\theta_0),$$

$$w_{x.0} = w_e - \frac{w_e - w_0}{1 + (x_0 / c)^m}.$$

Тогда для **узла 2** с координатой x_2 можно написать (рис. 3).

$$\theta_2 = \frac{1}{2}(C^- + C^+), \quad \nu(M_2) = \frac{1}{2}(C^- - C^+) \qquad (14)$$

Следует отметить, в зависимости от постановки задачи в качестве начальной можно принять скорость газа в критическом сечении (пересечение звуковой поверхности с осью сопла) сопла w_{min}. **Схема расчета С2** выполняется как по направлению x, так и по направлению y (ось x является исходной линией). Определение координат любой рассматриваемой точки приведено в работах [2-4]. Числа Маха $M(x)$ или $M(\overline{x})$ в рассматриваемых первоначальных **точках 0, 6, 9** и т.п. известны из термодинамического расчета ЖРД (рис. 3).

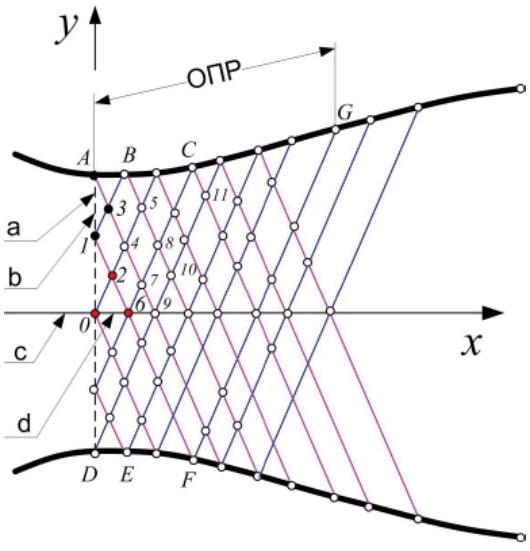


Рис. 3. Комплексная схема применения метода характеристик С1 и С2 (контур сопла показан условно):
ОПР – область предварительного расширения (условно), a – поверхность перехода (от дозвуковой к сверхзвуковой), b – первая расчетная схема С1, c – ось сопла, d – вторая расчетная схема С1

Двухсхемная методика (С1+С2) определения основных параметров плоского сверхзвукового потока и геометрии сопла может быть выполнена при неизвестной или известной первоначальной длине сопла L. Во втором случае первоначальная длина сопла после каждого полного цикла выполнения расчета уточняется. Расчет повторяется для нового значения L_i. Соответственно, в начале каждого цикла расчета будет изменяться форма распределения $w(x)$ по оси сопла. Следовательно, для каждого нового цикла расчета i распределение значений параметров $[M(x)]_i$ и $[a(x)]_i$ будет обновляться для заданного конкретного соотношения площадей выхода и критического сечения сопла $(\overline{F} = F_e / F_{min})_i = \text{const}$ и степени расширения по давлению $\varepsilon_i = \text{const}$. Таким образом, выполняется уточнение оптимальной длины сопла L_{opt} и оптимальной формы кривой контура сопла - $(NC)_{opt}$. В другом случае расчет выполняется с условием

$$[\varepsilon = \varepsilon_{opt}, \quad L_{opt} = \text{const},$$

$$(F_e / F_{min} = \text{var}) \rightarrow (F_e / F_{min})_{opt}] \Rightarrow (NC)_{opt}$$

Расчет заканчивается при выполнении условия

$$F((NC)_{opt}) = \min_L \max_I \Phi(I, L),$$

$$\lim\left[(NC)_{opt} - (NC)_{C1+C2}\right] \rightarrow \omega$$

где L – длина сверхзвуковой части сопла, NC – геометрия сопла, I – удельный импульс двигателя, ω – требуемое значение погрешности.

Заключение

Таким образом, предложена двухсхемная методика определения оптимального контура сопла с использованием результатов термодинамического расчета значений параметров плоского сверхзвукового потока, который обтекает внутренний криволинейный профиль сопла ЖРД. Методика базируется на эмпирические формулы, которые получены на основе численных исследований. Предложенная методика позволяет проводить комбинированные термогазодинамические и геометрические расчеты сопла, с требуемой погрешностью оптимального контура.

Литература

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П., Худяков В.А., Костин В.Н. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. [Текст] / В.Е.Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин А.П., В.А. Худяков, В.Н. Костин; Под ред. В.П. Глушко. - Т.1-10.-М.: АН СССР ВИНИТИ, 1976 г.

2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. [Text]: учебное пособие/ В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин.- М.: Машиностроение, 1969.- 464 с.

3. Anderson Jr.J. Fundamentals of Aerodynamics. [Text] / Jr.J. Anderson.-New York.: McGraw-Hill Book Company, 1988

4. Anderson Jr.J. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. [Text] / Jr.J. Anderson.-New York.: McGraw-Hill Book Company, 1982

5. Shapiro A.H. The Dynamics and Thermodynamics of compressible fluid flow. Vol.I [Text] / A.H. Shapiro.- New York.: Ronald Press Company, 1953.- pp.462-528.

6. Rao G.V.R. Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust. [Text] / G.V.R. Rao. // ARC Semi Annual Meeting: Proceedings of the Meeting, June 10- 13, 1957. - Marquadt Aircraft Co, San Fransisco, CA, 1957

7. Rao G.V.R. Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust. [Text] / G.V.R. Rao.//Jet Propulsion.-1958.- Vol.28.- No.6.

8. Гудерлей К.Г., Армитейдж Д.В. Общий метод построения оптимальных ракетных сопел. [Текст]/ К.Г. Гудерлей // В кн. Теория оптимальных аэродинамических форм.-Москва.: Мир, 1969.- С. 172-194.

9. Гудерлей К.Г., Хантш Е.. Наилучшие формы сверхзвуковых осесимметричных реактивных сопел. [Текст] / К.Г. Гудерлей, Е. Хантш.// Сб. Механика.-1956.- № 4(38).- С. 53-69.

10. Стернин Л.Е. К расчёту осесимметричного реактивного сопла наименьшего веса. [Текст]/ Л.Е. Стернин // Изв. АН СССР, ОТН, Мех. и машиностроение.-1959.- № 1.-С. 41-45.

11. Шмыглевский Ю.Д. Некоторые вариационные задачи газовой динамики осесимметричных сверхзвуковых течений. [Текст] / Ю.Д. Шмыглевский // Прикл. матем. и механ. -1957. -Т. 21.- Вып. 2. - С. 195-206.

12. Стернин Л.Е. О применимости некоторых упрощающих допущений при профилировании оптимальных ракетных сопел. [Текст] / Л.Е. Стернин // Изв. РАН. МЖГ. -1999. - №2. - С. 170-174

13. Стернин Л.Е. Основы газовой динамики [Text]: учебное пособие/ Л.Е. Стернин.- М.: Изд-во МАИ, 1995. - 332 с.

14. Стернин Л.Е. Исследование тяговых характеристик реактивных сопел, профилированных разными методами. [Текст] / Л.Е. Стернин // Изв. РАН. МЖГ.- 2000. - №1. - С. 152-162.

15. Warren Jr. Walter R. An Analytical and Experimental Study of Compressible Free Jets. [Text]/ Jr.W.R. Warren// Univ. Microfilms, Inc. -1957. - Publ. No.: 23,885

16. James M.E. Velocity profiles and eddy viscosity distributions downstream of a Mach 2.22 nozzle exhausting to quiescent air. [Text] / M.E. James// NASA, Langley Research Center.-1966.- NASA TN 33-3601.

Поступила в редакцию 12.05.2018

П.Ш. Абдуллаєв, А.С.Самедов. До питання профілізації реактивного сопла ЖРД

На основі результатів проведених досліджень визначено характер розподілу термогазодінамічних параметрів по довжині камери ракетного двигуна. Показано, що розподіл скорості газового потоку по осі сопла може бути представлено у вигляді асиметричного сигмоїда. Пропонується метод профілювання сопла на основі розподілу швидкості газового потоку по осі камери двигуна. Рівняння газової динаміки вирішуються спільно з новим рівнянням розподілу швидкості по осі сопла і з застосуванням методу характеристик,що визначив розробку двохсхемної методики профілювання.

Ключові слова: *рідинний ракетний двигун, оптимальне сопло, надзвуковий потік, ідеальний газ, асиметричний сигмоїд, функція Прандтля-Майєра, метод характеристик, відносна помилка.*

P.Sh. Abdullayev, A.S. Samedov. To the question of profiling of the LPRE nozzle

As is known, the profiling of subsonic and supersonic parts of a liquid-propellant rocket engine (LPRE) nozzle is usually considered separately, which is one of the main drawbacks of modern design methods. Considering the nozzle in the form of joining two separate parts creates certain difficulties in the design of the liquid rocket engine chamber, which causes the necessity of a application of some other approach.

In addition, the geometry of the nozzle contour for various settings doesn't imply any preliminary distribution of the isentropic expansion degree, Mach number and other parameters along the nozzle axis.

A preliminary analysis of existing researches shows to an approximate asymmetric sigmoidal velocity distribution of the gas flow along the axis of the LPRE chamber (along the nozzle axis). This means that in the initial design a velocity distribution (the end of the combustion chamber, the subsonic and supersonic part of the nozzle) can be described as a sigmoid function.

Consequently, it becomes necessary to solve the nozzle gas dynamics equation in a new formulation. Taking into account the foregoing,we consider a dual scheme technique for determining the main parameters of 2D supersonic flow and the geometry of the LPRE nozzle.

According to the first scheme for a supersonic and non-rotating 2D ideal gas flow, the application of the method of characteristics begins on the sonic line.

An analysis of the studies shows that the nozzle axis can also be taken as the source line, taking into account the velocity distribution along the axis. In this case, the application of the method of characteristics is based on the data obtained from the thermodynamic calculation of the LPRE with using the new formula obtained. The method of characteristics in the C2 calculation scheme is applied parallel to the C1 design scheme. The dual scheme technique (C1 + C2) for determining the basic parameters of a planar supersonic flow and nozzle geometry can be performed with an unknown or known initial nozzle length.

Thus, we proposed a dual scheme method for determining the optimal contour of the nozzle using the results of the thermodynamic calculation of the values of the parameters of a planar supersonic flow, which is covered by the internal curvilinear profile of the LPRE nozzle. The method is based on empirical formulas, which are obtained on the basis of numerical studies. The proposed technique allows performing combined thermodynamic, gas dynamic and geometric calculations of the nozzle, with the required error of the optimal contour.

Keywords: *liquid rocket engine, optimal nozzle, supersonic flow, ideal gas, asymmetric sigmoid, Prandtl-Mayer function, method of characteristics, relative error.*

References

1. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Hudjakov V.A., Kostin V.N. Termodinamicheskie i teplofizicheskie svojstva produktov sgoranija [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products]. Editor V.P. Glushko. Academy of Sciences of USSR, Moscow, VINITI Publ., 1971-1980, v.1-10, (In Russian).

2. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teorija raketnyh dvigatelej: uchebnoe posobie [Theory of rocket engines: education textbook]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969. 464 p, (In Russian).

3. Anderson Jr.J. Fundamentals of Aerodynamics. New York, McGraw-Hill Book Company Publ., 1988.

4. Anderson Jr.J. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. New York, McGraw-Hill Book Company Publ., 1982.

5. Shapiro A.H. The Dynamics and Thermodynamics of compressible fluid flow. New York, Ronald Press Company Publ., 1953, vol. I, pp. 462-528.

6. Rao G.V.R. Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust. Proceedings of the ARC Semi Annual Meeting, June 10- 13, 1957, San Fransisco, CA, USA, Marquadt Aircraft Co Publ., 1957.

7. Rao G.V.R. Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust. Jet Propulsion, 1958, vol.28, no.6, pp. 377-382.

8. Guderlej K.G., Armitejdzh D.V. Obshhij metod postroenija optimal'nyh raketnyh sopel. V knige «Teorija optimal'nyh ajerodinamicheskih form» [The general method for designing a optimal rocket nozzles. In the book "Theory of optimal aerodynamic forms"]. Moscow, Mir, 1969, p.172-194, (In Russian).

9. Guderlej K.G., Hantsh E.. Nailuchshie formy sverhzvukovyh osesimmetrichnyh reaktivnyh sopel [The best forms of supersonic axisymmetric jet nozzles]. Collection "Mechanics, Moscow, 1956, №4(38), p. 53-69, (In Russian).

10. Sternin L.E. K raschjotu osesimmetrichnogo reaktivnogo sopla naimen'shego vesa [To calculate of the axisymmetric jet nozzle with smallest weight]. Proceedings of the Academy of Sciences of USSR, DTS, Mechanics and mashinery, 1959, №1, p. 41-45, (In Russian).

11. Shmyglevskij Ju.D. Nekotorye variacionnye zadachi gazovoj dinamiki osesimmetrichnyh sverhzvukovyh techenij [Some variational problems of gas dynamics of axisymmetric supersonic flows]. Applied mathematics and mechanics, 1957, v. 21, issue. 2, p. 195-206, (In Russian).

12. Sternin L.E. O primenimosti nekotoryh uproshhajushhih dopushhenij pri profilirovanii optimal'nyh raketnyh sopel [On the applicability of some simplifying assumptions in the profiling of optimal rocket nozzles]. Proceedings of the Academy of Sciences of Russia. Fluid and gas mechanics, 1999, №2, p. 170-174, (In Russian).

13. Sternin L.E. Osnovy gazovoj dinamiki: uchebnoe posobie [Fundamentals of gas dynamics: education textbook]. Moscow, MAI Publ., 1995. 332 p, (In Russian).

14. Sternin L.E. Issledovanie tjagovyh harakteristik reaktivnyh sopel, profilirovannyh raznymi metodami [Study of thrust characteristics of jet nozzles profiled by different methods]. Proceedings of the Academy of Sciences of Russia. Fluid and gas mechanics, 2000, №1, p. 152-162.

15. Warren, W.R. An Analytical and Experimental Study of Compressible Free Jets. Publ. No. 23, 885, University Microfilms, USA, 1957.

16. James M.E. Velocity profiles and eddy viscosity distributions downstream of a Mach 2.22 nozzle exhausting to quiescent air. NASA Technical Note D-3601, Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1966.

УДК 621.822.1:621.454.2

Бадун О. П. аспирант ГП КБ «Южное», инженер-конструктор I кат. отдела турбонасосных агрегатов ГП КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: olehbadun@gmail.com.

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОДШИПНИКОВ СКОЛЬЖЕНИЯ В КАЧЕСТВЕ ОПОР РОТОРОВ ТНА ЖРД

Рассмотрены основные достоинства и недостатки подшипников качения и скольжения. Проанализированы проблемы, которые могут возникнуть при применении подшипников скольжения в качестве опор роторов турбонасосных агрегатов (ТНА) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). Выделена особенность работы подшипника скольжения в агрегатах ЖРД, заключающаяся в необходимости работы на маловязких жидкостях, что существенно ухудшает его основные характеристики, такие как несущая способность, демпфирование и упругость, показатели надежности и экономичности. Дана оценка целесообразности использования подшипников качения и скольжения в агрегатах ЖРД.

Ключевые слова: *ЖРД, ТНА, насос, подшипник качения, подшипник скольжения, смазка маловязкими жидкостями, ресурс.*

Введение

В литературе в последнее время появляется много материалов и диссертаций [1,2,3,4] об эффективности и целесообразности отказа от подшипников качения и переходе на подшипники скольжения в авиационных двигателях, судовых и наземных газотурбинных установок (ГТУ) или же использование обоих вариантов опор путем их совмещения [5, 6].

Подшипники скольжения преподносят как панацею для решения проблем ресурса и надежности всех быстроходных роторных агрегатов.

Патентная база пополняется многообразием вариантов конструктивного исполнения, принципов работы и предложениями новых материалов трущихся пар опор скольжения.

Проанализировав эти данные можно сделать выводы, что проектирование любой машины с быстроходным ротором будет неотъемлемо связано с использованием подшипника скольжения.

Но, насколько верно их можно интерпретировать на агрегаты систем питания ЖРД?

Целью данной статьи является рассмотрение достоинств и недостатков подшипников качения и скольжения, а также возможных проблем при использовании последних в качестве опор роторов ТНА ЖРД.

1. Постановка задачи

Главной задачей при проектировании любой машины является улучшение ее характеристик в сравнении с существующими аналогами. Справедливо это и для ТНА ЖРД. Производительность любого турбоагрегата, при прочих равных условиях, пропорциональна частоте вращения его ротора [7]. Одним из основных путей повышения выходных параметров турбомашины, снижения массы и габаритов является увеличение частоты вращения ротора (рис. 1).

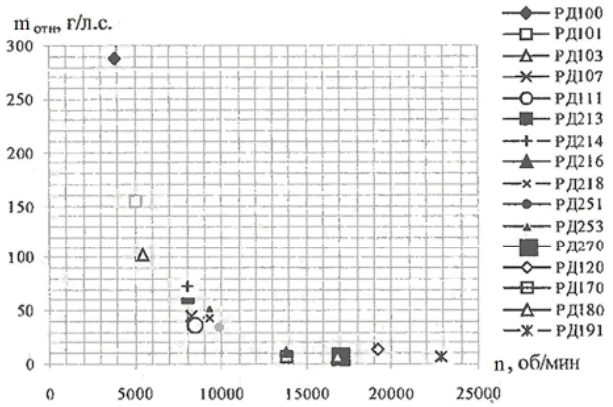


Рис. 1. Зависимость относительной массы ТНА от числа оборотов ротора [8]

Однако, высокие обороты ротора значительно увеличивают нагрузки на опоры и уменьшают их ресурс, который определяется не только необходимой прочностью и долговечностью конструкции, но и динамическими характеристиками. С возрастанием частоты вращения ротора его динамику необходимо рассматривать в системе «ротор-подшипник-корпус» из-за роста влияния составляющих, которыми в тихоходных роторах можно пренебречь, к примеру, упругость опор. Подробнее этот вопрос рассмотрен в работе [9].

Для решения описанной дилеммы, как уже было сказано другими авторами, предлагается использовать подшипники скольжения. В качестве подтверждения правильности выбранного направления в литературе приводится информация, посвященная результатам опытно-промышленных работ по доводке роторных подшипников судовых ГТУ путем замены подшипника качения на подшипник скольжения.

© Бадун О.П., 2018

На первый взгляд условия работы агрегатов системы питания ЖРД, авиационных двигателей и ГТУ, схожи. Их объединяют высокие уровни оборотов роторов, термических и силовых нагрузок. Но есть одно обстоятельство, которое существенно ухудшает условия работы подшипника в составе ТНА ЖРД, это смазка и охлаждение компонентом ракетного топлива, перекачиваемого насосом.

Для подтверждения определяющего влияния смазки на ресурс подшипника можно сказать следующее. При близких уровнях нагрузок и величин скоростного параметра (d·n), характеризующего быстроходность опоры, ресурс агрегатов систем питания ЖРД как минимум в 4000 раз ниже, чем ресурс авиационных двигателей. К примеру, ресурс авиационного двигателя Д20-П, разработанного еще в 1960 г, при параметре $d{\cdot}n$ $1{,}27{\cdot}10^6$ мм(об/мин) имеет гарантийный межремонтный ресурс 3000 ч [10, 11, 12, 13]. В современных авиационных двигателях этот параметр достигает 10 000 ч.

Учитывая тот факт, что наиболее уязвимым местом роторной машины являются подшипники, по статистике больше всего отказов связано с их выходом из строя. К примеру, для газотурбинных установок компрессорных станций отказы по причине дефекта подшипника составляют до 80% [14].

Разницу в ресурсе двигателя можно интерпретировать и на ресурс опор ротора.

Рассмотрим проблемы, которые могут возникнуть в процессе проектирования и отработки ТНА ЖРД на подшипниках скольжения.

2. Работа подшипников скольжения в условиях ТНА ЖРД

В агрегатах систем питания авиационных двигателей, судовых и наземных ГТУ для работы подшипников скольжения используется маслостанция. Для привода маслостанции мощность отбирается с вала основной машины или же используется отдельный источник мощности. Рабочее тело маслостанции подбирается под индивидуальные особенности ее работы. Как правило, это специальные марки масел, обладающие хорошими смазывающими качествами, высокой вязкостью и плотностью с относительной их стабильностью при повышении температуры, и высокой теплоемкостью. Применение такой схемы решает множество проблем. Маслостанция может включаться раньше основного агрегата, что обеспечивает центрирование ротора и его бесконтактную работу на переходных режимах. Высокая вязкость и хорошие смазывающие качества масла позволяют обеспечить нормальную работу опоры, при относительно низких расходах компонента. Величина вязкости также влияет на толщину несущего слоя в подшипнике скольжения, за счет которого обеспечиваются такие свойства опоры как демпфирование и упругость.

Показатели демпфирования и упругости играют ключевую роль при проектировании опор гибкого ротора. В момент преодоления ротором критических частот, в случае применения жестких опор, колебания ротора совпадают с частотой колебаний подшипников, что может привести к их разрушению. Поэтому, во многих публикациях авторы, основываясь на экспериментальных данных динамического состояния ротора в момент перехода через собственные критические частоты, утверждают, что работа гибкого вала на подшипниках качения практически невозможна из-за повышенного износа и разрушения.

Из публикаций и патентов КБХА, касающихся двигателя РД 0120, водородный насос ТНА работает на подшипниках качения между второй и третьей критической частотой [15, 16, 17]. В двигателе применена конструкция, в которой подшипник установлен в корпус через упругодемпферное кольцо, благодаря которому опора приобретает необходимые показатели упругости и демпфирования.

Конструкция упругодемпферных опор представлена на рисунке 2.

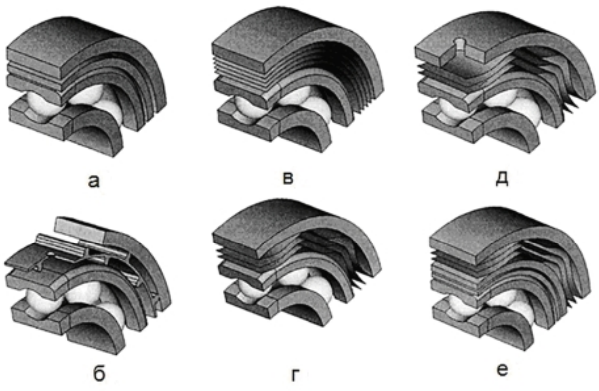


Рис. 2. Конструктивные схемы демпферов
а - гидродинамический; б - дроссельный; в - с пакетом гладких лент; г - с пакетом гофрированных лент; д - дроссельный с пакетом гофрированных лент; е - гидродинамический с пакетом гофрированных лент

Подробная информация по их расчету и проектированию представлена в работе [18].

Относительно большая толщина несущего слоя позволяет снизить требования к степени чистоты рабочего тела, что благоприятно влияет на ресурс. Дело в том, что маловязкие жидкости, такие как вода, в отличии от масла, практически не образуют на поверхностях граничные пленки между поверхностями трения, из-за чего мелкие абразивные частицы могут су-

щественно увеличить износ подшипника. Применение сетчатых фильтров, которые зачастую применяют в ракетостроении, с относительно мелкой ячейкой, повлечет за собой увеличение гидросопротивления входных магистралей. При фильтрации кислот может возникнуть проблема засорения ячейки солями, а при фильтрации керосинов – парафинами.

Применение схемы с использованием маслостанции для работы подшипников скольжения в ТНА ЖРД значительно увеличит вес всей энергоустановки и в разы увеличит требования к уплотнительной технике. Поэтому этот путь в данной статье не рассматривается.

Подшипники должны работать на жидкостях, перекачиваемых насосами.

Компоненты топлив в ракетных двигателях имеют относительно низкую вязкость. Например, динамическая вязкость керосина в 47 раз меньше, чем вязкость турбинного масла ТП-30 при температуре 40 °С. Если рассматривать криогенные компоненты, такие как кислород, метан и водород, то разница будет в 350 и 720, 5400 раз, соответственно [19].

Главный параметр, который определяет все остальные характеристики подшипника скольжения, это его несущая способность. При проектировании машины ее задают, предварительно выполнив расчет нагрузок на опоры. Формула определения несущей способности слоя жидкости в подшипнике скольжения следующая:

$$P = \frac{\mu\omega}{\psi^2} ld\varphi_r , \qquad (1)$$

где μ – динамическая вязкость, Па·с;

ω – угловая скорость вращения, рад/с;

ψ – относительный диаметральный зазор в подшипнике, $\psi = \Delta/d$;

Δ – диаметральный зазор, м;

d и l – диаметр и длина цапфы, м;

φ_r – коэффициент напряженности.

Коэффициент напряженности является безразмерной функцией положения цапфы в подшипнике и границ зоны несущего слоя смазки, зависящей также от отношения l/d.

С другой стороны, несущую способность также можно выразить через давление в кольцевой щели подшипника скольжения:

$$P = pld , \qquad (2)$$

где p – давление в кольцевой щели, Па/м^2.

Из формул видно, что несущая способность слоя жидкости линейно зависит от вязкости и давления рабочей жидкости.

Следовательно, низкую вязкость рабочего тела при тех же геометрических параметрах подшипника можно компенсировать давлением. В случае применения метана, как рабочего тела, необходимое давление в кольцевой щели может быть выше давления нагнетаемого насосом. Решить проблему можно увеличением длины цапфы подшипника, но это ухудшит не только массовые характеристики агрегата, но и динамические характеристики ротора за счет увеличения расстояния между опорами.

Толщина несущего слоя в подшипниках скольжения, на маловязких жидкостях, на порядок ниже в сравнении с маслом.

Из общего машиностроения известно, что при использовании воды в качестве рабочего тела, вязкость которой близка к некоторым применяемым ракетным топливам, толщина несущего слоя, в зависимости от нагрузки на опору, находится в пределах 7…12 микрон, что в ряде случаев меньше суммарной шероховатости поверхностей и непараллельности поверхностей трения. В результате в трущейся паре подшипника скольжения возникает контакт и режим полужидкостного трения, который существенно увеличивает износ поверхностей подшипника, уменьшая его ресурс.

Коэффициент трения в подшипниках скольжения при самых благоприятных условиях может быть близким к коэффициенту трения качению $f_{тр}$= 0,001. К примеру, на режиме жидкостного трения при трении фторопластовых деталей, разделенных масляной пленкой, коэффициент трения составляет около $f_{тр}$= 0,0012.

На режиме полужидкостного трения между стальными деталями, коэффициент трения будет лежать в диапазоне 0,08…0,2.

С возрастанием коэффициента трения повышается температура трущейся пары. Для обеспечения температурного режима подшипника необходимо увеличивать расход через него, следовательно, и зазор в подшипнике. В свою очередь радиальный зазор между валом и втулкой подшипника,. закладываемый при проектировании опоры, зависит от толщины несущего слоя, который на маловязких жидкостях имеет малую величину.

Частично решить эту проблему удается с помощью применения относительно мягких материалов трущейся пары, обладающих высокой прирабатываемостью поверхностей. Недостатком этого способа является малый ресурс работы такой опоры из-за быстрого износа трущихся поверхностей и больших коэффициентов трения в начальный момент работы опоры.

Повышение температуры в подшипнике скольжения, а также возможное касание в трущейся паре при работе подшипника и гарантированное на переходных режимах, в некоторых случаях может привести к аварии всего турбоагрегата. В первую очередь это касается агрегатов, перекачивающих жидкий кислород, так как он имеет достаточно низ-

кую величину температуры воспламенения. В данных агрегатах из-за этой проблемы по возможности применяют только бесконтактные уплотнительные элементы. О риске возгорания при трении в среде жидкого кислорода подробнее уже описывалось в статье автора [20]. При применении подшипников скольжения в кислородных насосах требуется учитывать это обстоятельство.

3. Материалы трущейся пары

Все известные материалы для подшипников скольжения условно можно разделить на три класса: древесные, резиновые и твердые материалы. Первые два типа применяются до скоростей скольжения ≈ 10 м/с. Превышение этого предела приводит к возрастанию температуры в трущейся паре и повышенному износу опоры, из-за чего подробнее эти два класса в данной статье не рассматриваются.

Твердые материалы применяют при скоростях свыше 50 м/с. Однако, они имеют другой недостаток – даже небольшие абразивные частички в несущем слое подшипника скольжения могут привести к резкому увеличению износа поверхностей подшипника.

Среди твердых материалов выделяют материалы на основе графита, керамики и металлы.

Графитовые и керамические пары имеют малые коэффициенты трения и большую износоустойчивость, но обладают низкой температуропроводностью и высокой хрупкостью, что увеличивает температуру в несущем слое жидкости и практически сводит на нет возможность их применения в агрегатах, имеющих переходные режимы, сопровождающиеся ударными нагрузками, к которым и относятся агрегаты питания ЖРД.

Очевидно, что наиболее подходящими материалами для подшипников скольжения ТНА ЖРД являются металлы. Среди материалов, которые применяют в общем машиностроении при смазке водой, чаще всего можно встретить бронзовые сплавы и баббиты. Главное их преимущество – способность к притираемости и сравнительно малый коэффициент трения.Но они сравнительно быстро изнашиваются из-за относительно малой твердости и высокой изнашиваемости при попадании абразивных частиц. При малых значениях толщины несущего слоя, даже незначительный износ поверхностей трения ухудшает динамику ротора из-за появления эксцентриситета.

При работе в среде жидкого кислорода определяющее значение будет иметь жаропрочность и теплопроводность материала. В основном это медные сплавы с добавлением никеля.

Для повышения ресурса используют специальные марки сталей с повышенной твердостью и малой шероховатостью поверхности.

Из анализа применяемых материалов, видно, что требования к материалам могут быть противоречивы: например высокая износостойкость или прирабатываемость. Это значит, что практически невозможно найти материал для подшипника скольжения, пригодный для всех случаев. Поэтому, при проектировании насоса на подшипниках скольжения необходимо для конкретных условий и особенностей его работы подбирать соответствующую пару трения. Учитывая обстоятельство, что сведений о работе подшипников скольжения в условиях ТНА ЖРД в открытых источниках практически нет, их отработка потребует проведения глубокого экспериментального исследования для подтверждения работоспособности выбранных материалов.

4. Энергетические параметры

Рассмотрим изменение энергетических параметров турбомашины с увеличением частоты вращения ротора, так как одно из главных преимуществ подшипника скольжения – отсутствие ограничений по ее величине.

Известно, что КПД лопаточных насосов зависит от значения коэффициента быстроходности n_s, определяемого как:

$$n_s = 193.3\frac{\omega\sqrt{Q}}{H^{3/4}}, \qquad (3)$$

где Q – расход, кг/с;
H – напор насоса, Дж/кг.

На рисунках 3, 4 представлены экспериментальные зависимости КПД насоса от коэффициента быстроходности n_s для насосов окислителя и горючего, соответственно[21].

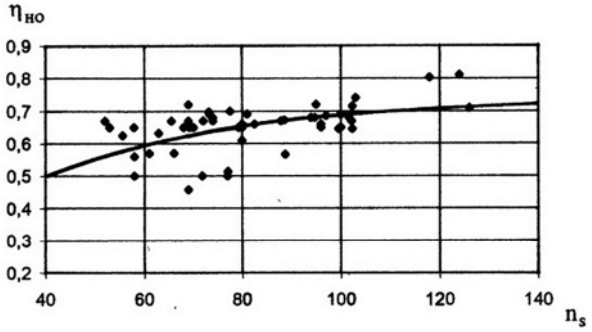


Рис. 3. Зависимость КПД насосов окислителя на расчетном режиме от n_s

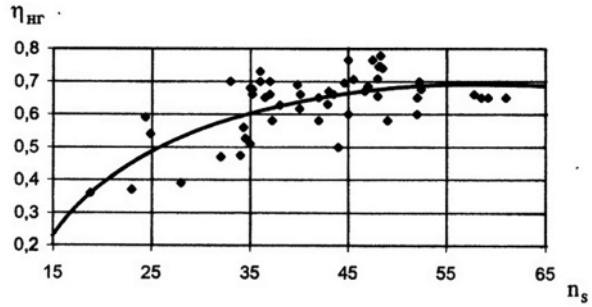


Рис. 4. Зависимость КПД насосов горючего на расчетном режиме от n_s

Повышение КПД с ростом числа оборотов объясняется уменьшением диаметра колеса на выходе:

$$D_2 = \frac{2U_2}{\omega}, \qquad (4)$$

где U_2 – окружная скорость колеса на диаметре D_2.

Изменение формы колеса центробежного насоса в зависимости от n_s представлено на рисунке 5 [22].

С уменьшением диаметра колеса на выходе снижается напор, который теряется в уплотнениях по буртам центробежного колеса. Снижается величина профильных потерь при обтекании лопатки за счет уменьшения ее длины.



Рис. 5. Изменение формы колеса в зависимости от n_s

Есть и отрицательная составляющая в уменьшении диаметра выхода из колеса. При уменьшении диаметра D_2 увеличивается относительный диметр входа:

$$\overline{D_1} = \frac{D_1}{D_2}, \qquad (5)$$

где D_1 –диаметр входной кромки лопатки колеса.

Увеличение относительного диаметра входа приводит к падению гидравлического КПД насоса.Это связано с возрастанием вихреобразования в проточном канале центробежного колеса.

На рисунке 6 представлена зависимость гидравлического КПД от относительного диаметра $\overline{D_1}$.

Частота вращения ротора влияет и на КПД турбины.Повышение частоты приводит к снижению степени парциальности для двигателей малых тяг и, как следствие, повышению КПД. Также с увеличением частоты уменьшается величина концевых потерь за счет увеличения высоты лопатки.

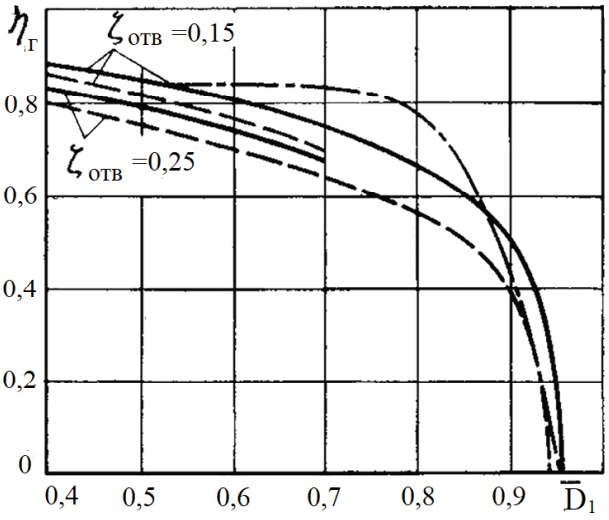


Рис. 6. Зависимость гидравлического КПД от относительного диаметра $\overline{D_1}$

Следовательно, выбор частоты вращения ротора требует всестороннего анализа, в состав которого будут входить (если не учитывать кавитацию, в случае применения бустерных насосов) напор и КПД насоса, КПД турбины, масса агрегата и его габариты.

Из данных статьи [23] в ТНА ЖРД достигнут уровень долговечности подшипников качения около одного часа при скоростном параметре $3{,}1\ldots3{,}6\cdot10^{-6}$ мм·(об/мин). Учитывая этот факт и размышления относительно выбора оборотов ротора, проблема высокой частоты вращения в подшипниках качения актуальна лишь при проектировании насосов перекачивающих жидкости относительно малой плотности, такие как водород и метан.

Относительно влияния типа самой опоры (подшипника качения или подшипника скольжения) на КПД, можно сказать следующее. Давление в кольцевой щели определяет расход рабочего тела:

$$Q = f_{щ}\mu_{щ}\sqrt{\frac{2}{\rho}\Delta p}, \qquad (6)$$

где $f_{щ}$ – площадь кольцевой щели, м^2;
$\mu_{щ}$ – коэффициент расхода,
ρ – плотность, кг/м^3.

Как уже было приведено в р.2 данной статьи, необходимое давление в щели, при работе на маловязких жидкостях может быть равным давлению, нагнетаемому насосом.

Необходимый расход через подшипники качения для агрегатов питания ЖРД определяет только обеспечение приемлемого температур-

ного режима подшипника, так как расход для его смазки значительно меньше:

$$Q = \frac{N}{\Delta t C p}, \qquad (7)$$

где N – мощность подшипника, Вт;

Δt – температурный прирост в подшипнике, К,

Ср – теплоемкость компонента, Дж/кгК.

Поэтому расход через подшипники скольжения в зависимости от типа подшипника (гидростатический или гидродинамический) и нагрузок на опору будет существенно выше, чем у подшипников качения.

Еще одним важным отрицательным фактором является то, что подшипники скольжения не обеспечивают фиксацию вала в осевом направлении. Для решения этой проблемы в конструкцию ротора вводится еще как минимум один подшипник, устанавливаемый в торце вала или на специальной пяте, если суммарная осевая нагрузка на роторе не изменяет своего направления, или два в противном случае. Все это значительно увеличивает расход рабочего тела, что снижает объемный КПД насоса.

Другим способом фиксации вала является использование конических подшипников скольжения, основными достоинствами которых относят одновременное восприятие радиальных и осевых нагрузок. Но в такой конструкции снижается технологичность за счет изготовления конических поверхностей, увеличиваются размеры подшипника в радиальном направлении и самое главное, в таком подшипнике существует возможность заклинивания, так называемое «залипание» [24].

5. Ресурс подшипников скольжения

Последним фактором, который требует анализа, является ресурс подшипников скольжения. В общем случае известно, что ресурс работы подшипников скольжения в сравнении с подшипниками качения выше. Однако, это утверждение справедливо при бесконтактной работе в трущейся паре подшипника на режиме жидкостного трения. В условиях опоры ТНА ЖРД, как было рассмотрено выше, будет иметь место полужидкостное трение. Следовательно, ресурс работы подшипника скольжения заметно снизится.

Рассмотрим, какой ресурс необходим для опор роторов ТНА ЖРД. В первом разделе статьи уже приводились цифры в разнице между ресурсом работы авиационного двигателя и ЖРД. Другими словами, будет ли целесообразно идти на снижение КПД насоса за счет возрастания объёмных утечек и механических потерь на трение, применив подшипник скольжения, для получения высокого показателя ресурса.

Требуемый ресурс, если рассматривать агрегаты питания ЖРД многоразового использования, необходимо разделить на два типа по свойствам перекачиваемой рабочей среды, а именно, по их воздействию на материальную часть насоса. Это агрегаты, перекачивающие высокоагрессивные жидкости и нейтральные.

В первом случае обязательным условием после выполнения полетной программы и возвращения является специальная очистка и разборка агрегата. При повторной сборке в агрегате, как правило, заменяют все резинотехнические изделия и подшипники. Поэтому ресурс работы подшипника в таких агрегатах регламентируется только временем работы двигателя и заложенным гарантийным запасом.

Замена подшипников в этом случае больше объясняется не их большим износом, а засорением полостей подшипника солями (для кислот) и химической реакцией с сепаратором подшипника.

Агрегаты, перекачивающие нейтральные жидкости после их возвращения могут быть повторно использованы и без переборки. Для подтверждения их работоспособности возможно проведение контрольно-технологических испытаний. В этом случае потребный ресурс подшипника будет уже регламентироваться ресурсом всей энергоустановки. Из информации, которую можно найти для многоразовых ступеней ракет, как правило, закладывают трехкратный ресурс. После чего она подлежит разборке и дефектации для определения ее пригодности к повторному использованию. Ограничение по ресурсу в этом случае связано с относительно высоким уровнем ударных и динамических нагрузок, которые испытывает материальная часть ракеты при выполнении полетного задания и возвращения.

На сегодняшний день многоразовое использование больше актуально для двигателей первой ступени ракеты. В перспективе рассматривается возможность возвращения и второй ступени. Время работы современных двигателей первой ступени, в основном, не превышает 300 с. К примеру, время работы двигателя РД170 в полете 135 с. При отработке, на одном двигателе было проведено 18 полноресурсных испытаний с общей наработкой 2520 с [25]. На одном двигателе SSME проведено 11 полноресурсных испытаний с общей наработкой 3600 с [26].

По двигателям второй ступени при работе в полете в 500 с подтвержденный ресурс двигателя РД-8 составляет 4400 с, двигателя РД0120 – 4072 с [27].

Следовательно, требуемый ресурс двигателей многоразового использования первой и второй ступени РН, может быть обеспечен при использовании подшипников качения в составе ТНА.

6. Обсуждение результатов

Рассмотрев достоинства и недостатки подшипников качения и скольжения, можно сделать вывод, что в подавляющем большинстве случаев затраты, связанные с отработкой ТНА, а также снижение энергетических показателей турбомашины, связанных с использованием подшипниками скольжения, не оправданы.

Однако утверждать, что применение подшипников скольжения для опор ротора ТНА не целесообразно, тоже не верно.

Все зависит от параметров и условий работы, предъявляемых к вновь разрабатываемому ТНА. В пользу выбора подшипников скольжения в качестве опор ротора, могут быть следующие аргументы:

1. Проектирование роторной машины со скоростным параметром опоры $d \cdot n \geq 2{,}5 \ldots 3 \cdot 10^6$. Такие требования характерны для ТНА, перекачивающих жидкости с относительно низкой плотностью – метан и водород.

2. Предъявление особых требований к ресурсу агрегата. К примеру, в середине 80-х годов в НПО Энергомаш разрабатывался ТНА с рабочим ресурсом 3 ч и запасом по ресурсу 6 ч [28].

3. Когда тип перекачиваемой жидкости насосом не пригоден для смазки и охлаждения подшипника качения. В основном, это касается проектирования и разработки электроракетных двигателей, рабочим телом которых могут выступать жидкие металлы, такие как жидкий калий, натрий.

Выводы

Применение подшипников скольжения в качестве опор ротора ТНА требует глубокого теоретического и экспериментального исследования, обусловленного свойствами рабочей жидкости и большим количеством возможных конструктивных исполнений подшипника.

Целесообразность применения подшипников скольжения в ТНА требует всестороннего анализа энергетических и габаритно-массовых характеристик.

Достигнутый уровень ресурса опор ротора ТНА на подшипниках качения вполне обеспечивает требования к двигателям многократного использования.

Литература

1. Поляков Р. Н. Повышение динамических качеств и ресурса опорных узлов роторов совмещением подшипников качения и скольжения [Текст]: дис. канд. техн. наук: 01.02.06: защищена 26.05.05 / Поляков Роман Николаевич. – О., 2005. – 159 с.

2. Новиков Е. А. Метод расчета и разработка упорных гидростатических подшипников, смазываемых маловязкими жидкостями [Текст]: дис. канд. техн. наук: 05.02.02: защищена 27.05.03 / Новиков Евгений Александрович. – К., 2003. – 148 с.

3. Стручков А. А. Повышение несущей способности, ресурса и динамических характеристик упорных узлов роторов за счет совмещения подшипников качения и скольжения [Текст]: дис. канд. техн. наук: 01.02.06: защищена 13.12.06 / Стручков Александр Александрович. – О., 2006. – 163 с.

4. Понькин В. Н. Проблемы обеспечения эффективности и надежности триботехнических систем роторов авиационных двигателей и их решение [Текст]: дис. канд. техн. наук : 05.07.05 : защищена 17.02.10 / Понькин Владимин Николаевич. – К., 2009. – 156 с.

5. Комбинированные опоры авиационных двигателей [Текст] / Л. В. Горюнов, В. М. Демидович, А. П. Клюшкин и др. // Изв. высш. учеб. заведений. Авиационная техника. – 1980. – №1. – С. 96-98.

6. Понькин В. П. Совмещенные опоры быстроходных турбомашин, принципы конструирования и экспериментальное исследование [Текст] / В. П. Понькин, Л. В. Горюнов, В. В. Такмовцев. – Казань, П305. – 2003. – С. 62.

7. Боровский Б. И. Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов [Текст] / Б. И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1989. – 177 с.

8. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции Энергомаш [Текст] / В. К. Чванов, А. М. Кашкаров, Е. Н. Ромасенко и др. // Юб. сборник Труды НПО Энергомаш. – 2004. – С.81-100.

9. Бадун О. П. Специальные испытания шарикоподшипников [Текст] / О. П. Бадун, Я. Н. Иванов // Вісник двигунобудування. – 2017. –№2. – С.66-73.

10. Свободная энциклопедия «Википедия» [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Д-20#. – 25.05.2018 г.

11. Официальный сайт АО «Авиадвигатель» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.avid.ru/about/history/turbine_engines/d-20p – 25.05.2018 г.

12. Авиационная энциклопедия «Уголок неба» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.airwar.ru/enc/engines/d-20p.html – 25.05.2018 г.

13. Интернет-музей российской авиации «Авиару.рф» [Электронный ресурс]. Режим доступа : http://авиару.рф/aviamuseum/dvigateli-i-vooruzhenie /aviamotorostroenie/aviamotory-sssr/turboreaktivnye/ turboreaktivnyj-aviatsionnyj-dvigatel-d-30/ – 25.05.2018 г.

14. Соколова А. Г. Вибромониторинг машинного оборудования и раннее обнаружение эксплуатационных повреждений [Текст] / А. Г. Соколова, Ф. Я. Балицкий // Вестник научно-технического развития. – 2008. – №7 (11). – С. 45-50.

15. Дмитренко А. И. Развитие конструкции турбонасосных агрегатов ЖРД, разработанных КБХА [Текст] / А. И. Дмитренко // НТ сборник КБ химавтоматики ИПФ «Воронеж». – 2001. – 676 с.

16. Пат. 2099569 Российская Федерация, МПК F02K9/48 Кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель [Текст] / Рачук В. С., Дмитренво А.И., Першин В. К., Зайцев Н. А.; заявитель и патентообладатель Конструкторское бюро химавтоматики. – №96100165/06; заявл. 03.01.1996; опубл. 20.12.1997.

17. Пат. 2099606 Российская Федерация, МПК F04D 29/04, F16C 27/04. Упругодемпферная опора [Текст] / Дмитренко А. И. ; заявитель и патентообладатель Конструкторское бюро химавтоматики. – №95118358/06; заявл. 25.10.1995; опубл. 20.12.1997.

18. Барманов И. С Разработка обобщенной методики расчета и проектирования упругодемпферных опор роторов двигателей летательных аппаратов и энергоустановок. [Текст] : дис. канд. техн. наук : 05.07.05: защищена 23.12.11 / Барманов Ильдар Сергеевич. – С. 2011. – 174 с.

19. Интернет-блог «Беседы о ракетных двигателях» [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://rocketengines.ru/reference-materials/physical-features.html – 25.05.2018 г.

20. Бадун О. П. Особенности использования плавающих колец в кислородных насосах [Текст] / О. П. Бадун, С. А. Дешевых, Я. Н. Иванов // Вісник двигунобудування. – 2016. – №2. – С. 115-121.

21. Беляев Е. Н. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Е. Н. Беляев, В. К. Чванов, В. В. Черваков. – М.: Изд-во МАИ. – 1999. – 228 с.

22. Овсянников Б. В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Б. В. Овсянников, Б. И. Боровский. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.

23. Дмитренко А. И. Развитие конструкции турбонасосных агрегатов для водородных ЖРД безгенераторной схемы, разработанных в КБХА. [Текст] / А. И. Дмитренко, А. В. Иванов, В. С. Рачук // Вестник Самарского государственного университета. – 2010. – №4. – С. 38-48.

24. Корнеев А. Ю. Конические подшипники жидкостного трения : методология расчета и динамический анализ [Текст] : дис. д-р. техн. наук : 05.02.02 / Корнеев Андрей Юрьевич.– О., 2016.– 378 с.

25. Шустов И. Г. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. Иллюстрированный справочник. Сер.: Отечественная и ракетно-космическая техника [Текст] / И.Г.Шустов.– М.: АКС-Конверсалт, 2000.– 434 с.

26. Сайт журнала «Двигатель» Геннадий Самарин, Сравнительный анализ методов отработки отечественных и американских ЖРД [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://engine. aviaport.ru/issues/17/page38.html – 25.05.2018 г.

27. Электронный журнал Liquid Propellant Rocket Engines [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.lpre.de/kbkha/RD-0120/index.htm – 25.05.2018 г.

28. Использование гидростатических подшипников в турбонасосных агрегатах [Текст] / Е.Н.Ромасенко, А.С.Сидоренко, Л.А.Толстиков и др.// Конверсия в Машиностроении.– 2004. – №2

Поступила в редакцию 01.08.2018

О.П. Бадун. Проблеми використання підшипників ковзання в якості опор роторів ТНА РРД

Розглянуті основні переваги і недоліки підшипників кочення та ковзання. Проаналізовано проблеми, що можуть виникнути при використанні підшипників ковзання в якості опор роторів турбонасосних агрегатів (ТНА) рідинних ракетних двигунів (РРД). Виділено особливість роботи підшипника ковзання в агрегатах РРД, що полягає в необхідності роботи на малов'язких рідинах, які суттєво погіршують його основні характеристики, такі як несуча здатність, демпфірування та пружність, показники надійності та економічності. Наведено оцінку щодо доцільності використання підшипників кочення та ковзання в агрегатах РРД.

Ключові слова: *РРД, ТНА, насос, підшипник кочення, підшипник ковзання, змащення маловя'зкими рідинами, ресурс.*

O.P. Badun. The problems of using sliding bearings as TPU rotor supports of LRE

The materials, concerning the recommendations on designing modern high-speed rotary machines, were analyzed. As a result of the analysis, it was revealed, that in most materials it is proposed to use sliding bearings as rotor supports, to solve resource and reliability problems, instead of rolling bearings. The problem is raised about the evaluation of the advisability of using sliding bearings in the turbopump units (TPU) of liquid rocket engines (LRE). To solve this problem, the advantages and disadvantages of rolling and sliding bearings were analyzed, as well as possible difficulties in the use sliding bearings as a support for rotors in the TPU of LRE. Such aspects as the supports operating conditions in the TPU of LRE, the materials of friction pairs, the influence of supports on the energy parameters of the aggregate in whole. According to the analysis results, the feature of the sliding bearing in the LRE units is highlighted, which is concluded to be in the need for its operation in low-viscosity liquids.

It is noted, that with a decrease in the viscosity of the sliding bearing operational fluid, its main characteristics, such as load-bearing capacity, damping and elasticity, significantly deteriorate. The last two factors are especially important for the operation of flexible shafts. The reliability and efficiency of the support also decreases with a decrease in viscosity. It is shown, that one of the main advantages of a sliding bearing that there are no restrictions to the rotor speed limit, does not always have an advantage, when choosing the type of support (rolling or sliding) for LRE units.

The requirements on the resource of modern multiple-use rocket engines and the available results on existing specimens are considered. It is emphasized, that the reached level of the service life of the TPU rotor supports on rolling bearings completely fulfills these requirements. It has been established, that the use of sliding bearings, as supports of TPU rotor, requires a deep theoretical and experimental research, conditioned by the properties of the working fluid and a large number of possible versions of the bearing design, and the reasonability of using sliding bearings in TPU requires a comprehensive analysis of the energy and mass-dimensional characteristics.

Key words: *LRE, TPU, pump, rolling bearing, sliding bearing, operation in low-viscosity liquids, resource.*

References

1. Poljakov R. N. Povyshenie dinamicheskih kachestv i resursa opornyh uzlov rotorov sovmeshheniem podshipnikov kachenija i skol'zhenija [Increasing of dynamic qualities and service life of rotor support assemblies by combination of rolling and sliding bearings. Diss. cand. tech. sci]. Orel, 2005. 159 p.

2. Novikov E. A. Metod rascheta i razrabotka upornyh gidrostaticheskih podshipnikov, smazyvaemyh malovjazkimi zhidkostjami [Method of calculation and development of thrust hydrostatic bearings, lubricated with low-viscosity liquids. Diss. cand. tech. sci]. Kazan`, 2003. 148 p.

3. Struchkov A. A. Povyshenie nesushhej sposobnosti, resursa i dinamicheskih harakteristik upornyh uzlov rotorov za schet sovmeshhenija pod-shipnikov kachenija i skol'zhenija [Increasing of bearing capacity, resource and dynamic characteristics of the rotor stop assemblies by combining the rolling and sliding bearings. Diss. cand. tech. sci]. Orel, 2006. 163 p.

4. Pon'kin V. N. Problemy obespechenija jeffektivnosti i nadezhnosti tribotehnicheskih sistem rotorov aviacionnyh dvigatelej i ih reshenie [Problems of efficiency maintenance and reliability of tribotechnical systems of aircraft engines and their solution. Diss. cand. tech. sci]. Kazan`, 2009. 156 p.

5. Gorjunov L. V., Demidovich V. M., Kljushkin A. P., Jakimov, N. A. Kombinirovannye opory aviacionnyh dvigatelej [Aircraft engines combined support]. Voronezh, Izv. vyssh. ucheb. zavedenij. Aviacionnaja tehnika Publ., 1980, no. 1, pp. 96-98.

6. Pon'kin V. P., Gorjunov L. V., Takmovcev V. V. Sovmeshhennye opory bystrohodnyh turbomashin, principy konstruirovanija i jeksperimental'noe issledovanie [Combined supports of high-speed turbomachines, designing principles and experimental research]. Kazan', Kazan' gos. tehn. un-ta publ, P305, 2003, pp. 62.

7. Borovskij B. I. Jenergeticheskie parametry i harakteristiki vysokooborotnyh lopastnyh nasosov [Energy parameters and characteristics of high-speed vane pumps]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 177 p.

8. Chvanov V. K., Kashkarov A. M., Romasenko E. N., Tolstikov, L. A. Turbonasosnye agregaty ZhRD konstrukcii Jenergomash [Energomash LRE TPUs]. Moscow, Jub. sbornik Trudy NPO Jenergomash Publ., 2004, pp. 81-100.

9. Badun O. P., Ivanov Ja.N. Special'nye ispytanija sharikopodshipnikov [Ball bearings special

tests]. Zaporozh`e, Visnik dvigunobuduvannja Publ., 2017, no. 2, pp. 66-73.

10. Svobodnaja jenciklopedija «Vikipedija» [Free encyclopedia «Wikipedia»]. Available at : https://ru.wikipedia.org/wiki/Д-20#. (accessed 25.05.2018) .11. Oficial'nyj sajt AO «Aviadvigatel'» [Official site JSC «Aviadvigatel»]. Available at : http://www.avid.ru /about/history/turbine_engines/d-20p (accessed 25.05.2018).

12. Aviacionnaja jenciklopedija «Ugolok neba» [Aviation encyclopedia «Ugolok neba»]. Available at : http:// www.airwar.ru/ enc/engines/d-20p.html (accessed 25.05.2018).

13. Internet-muzej rossijskoj aviacii «Aviaru.rf» [Internet-museum of Russian aviation «Aviaru.rf»]. Available at : http://авиару.рф/ aviamuseum/ dvigateli-i-vooruzhenie / aviamotorostroenie/ aviamotory - sssr/ turboreaktivnye/ turboreaktivnyj-aviatsionnyj- dvigatel-d-30/ (accessed 25.05.2018).

14. Sokolova A. G., Balickij F.Ja. Vibromonitoring mashinnogo oborudovanija i rannee obnaruzhenie jekspluatacionnyh povrezhdenij [Machinery vibration monitoring and early detection of operational damage]. Moscow, Vestnik nauchno-tehnicheskogo razvitija, 2008, no. 7 (11), pp. 45-50.

15. Dmitrenko A. I. Razvitie konstrukcii turbonasosnyh agregatov ZhRD, razrabotannyh KBHA [TPUs design progress of LRE, developed by CADB]. Voronezh, NT sbornik KB himavtomatiki IPF «Voronezh» Publ, 2001. 676 p.

16. Rachuk V. S., Dmitrenvo A. I., Pershin V. K., Zajcev N. A. Kislorodno-vodorodnyj zhidkostnyj raketnyj dvigatel' [Oxygen-hydrogen liquid rocket engine] Patent RF, №96100165/06, 1997

17. Dmitrenko A. I. Uprugodempfernaja opora [Elastic damper support]. Patent RF, №95118358/06, 1997.

18. Barmanov I. S Razrabotka obobshhennoj metodiki rascheta i proektirovanija uprugodempfernyh opor rotorov dvigatelej letatel'nyh appa-ratov i jenergoustanovok. [Development of a generalized methodology for the calculation and design of elastic damper rotor support for aircraft engines and power plants. Diss. cand. tech. sci]. Samara, 2011. 174 p.

19. Internet-blog «Besedy o raketnyh dvigateljah» [Internet-blog «Besedy o raketnyh dvigateljah»]. Available at : https://rocketengines.ru/reference-materials/physical-features.html (accessed 25.05.2018).

20. Badun O.P., Deshevyh S.A., Ivanov Ja.N. Osobennosti ispol'zovanija plavajushhih kolec v kislorodnyh nasosah [Special aspects of the use of floating rings in oxygen pumps]. Zaporozh`e, Visnik dvigunobuduvannja Publ., 2016, no. 2, pp. 115-121.

21. Beljaev E.N., Chvanov V.K., Chervakov V.V. Matematicheskoe modelirovanie rabochego processa zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Mathematical modeling of the working process of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ, 1999. 228 p.

22. Ovsjannikov B. V., Borovskij B. I. Teorija i raschet agregatov pitanija zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Power units theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 376 p.

23. Dmitrenko A.I., Ivanov A.V., Rachuk V.S. Razvitie konstrukcii turbonasosnyh agregatov dlja vodorodnyh ZhRD bezgeneratornoj shemy, razrabotannyh v KBHA. [TPUs design progress of open-cycled hydrogen LREs, developed by CADB]. Samara, Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo universiteta Publ., 2010, no. 4, pp. 38-48.

24. Korneev A. J. Konicheskie podshipniki zhidkostnogo trenija: metodologija rascheta i dinamicheskij analiz [Tapered bearings of liquid friction: calculation methodologies and dynamic analysis. Diss. dr. tech. sci]. Orel, 2016. 378 p.

25. Shustov I. G. Dvigateli 1944-2000: aviacionnye, raketnye, morskie, promyshlennye. Illjustrirovannyj spravochnik. Serija: Otechestvennaja i raketno-kosmicheskaja tehnika. [Aircraft, rocket, sea, industrial engines 1944-2000. Illustrated handbook. Series: Native and space-rocket technology]. Moscow, AKS-Konversalt Publ., 2000. 434 p.

26. Sajt zhurnala «Dvigatel'» Gennadij Samarin, Sravnitel'nyj analiz metodov otrabotki otechestvennyh i amerikanskih ZhRD ["Engine" magazine site, comparative analysis of native and American LRE's refining methods]. Available at : http://engine.aviaport.ru /issues/17/page38.html (accessed 25.05.2018).

27. Jelektronnyj zhurnal Liquid Propel-lant Rocket Engines [Online magazine "Liquid Propellant Rocket Engines"]. Available at : http://www. lpre.de/kbkha/RD-0120/index.htm (accessed 25.05.2018).

28. Romasenko E.N., Sidorenko A.S., Tolstikov L.A., Junovidov S. A. Ispol'zovanie gidrostaticheskih podshipnikov v turbona-sosnyh agregatah [Hydrostatic bearings application in turbopump units]. Moscow, Konversija v Mashinostroenii, 2004, no. 2.

УДК 539.3:629.7

Зайцев Б. Ф. доктор технических 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, +38057-3494743;

Асаенок А. В. кандидат технических наук, научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков, Украина, e-mail: shulzh@ipmach.kharkov.ua, +38-057-3494755;

Протасова Т. В. кандидат технических наук, старший научный сотрудник отдела вибрационных и термопрочностных исследований, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков, Украина, e-mail: tatyprotasova@gmail.com, +38-057-3494755;

Клименко Д. В. кандидат технических наук, начальник отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: KlymenkoDV@kbu.net, +38-0562-38-47-74;

Акимов Д. В. начальник сектора отдела нагрузок и прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: AkimovDV@kbu.net, +38-0562-38-47-74;

Сиренко В. Н. заместитель главного конструктора по системному проектированию ракет и ракетных комплексов - начальник расчетно-теоретического комплекса по проектированию и расчетам в части баллистики, аэродинамики, тепломассообмена, прочности, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», г. Днепр, Украина, e-mail: sirenko@gmail.com

ДИНАМИЧЕСКОЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ КОМПОЗИТНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ПРИ ОТДЕЛЕНИИ ОТ РАКЕТЫ

Построена расчетная модель определения НДС обтекателя составной конструкции с металлическими и композитными элементами при наборе скорости под действием импульсной нагрузки от пиротехнической системы отделения. Использованы МКЭ в трехмерной постановке для среды с криволинейной анизотропией и безусловно устойчивые конечно-разностные схемы решения начальной задачи. Численно рассмотрено влияние на НДС обтекателя аэродинамического сопротивления, учета анизотропии свойств стеклопластиковой обечайки и дана оценка прочности металлических и композитных элементов.

Ключевые слова: *обтекатель, ракета, композит, отделение, криволинейная анизотропия, импульсное нагружение, динамическая прочность.*

Введение

При отделении обтекателей выдвигается ряд требований, обусловленных необходимостью безопасного увода обтекателя или его компонентов с траектории движения ракеты. Их выполнение обусловлено реализацией кинематики отделяемых элементов с учетом аэродинамического воздействия, а также обеспечения цельности конструкций при отделении, определяемой выполнением условий прочности.

Применяемая система отделения для рассматриваемого в работе обтекателя относится к классу пиромеханических систем. Ее функционирование предполагает наращивание дополнительной по отношению к ракете скорости обтекателя за счет импульса от срабатывания пиротехнической системы отделения, конструктивно связанной с обтекателем [1]. При ускорении обтекателя развиваются значительные динамические нагрузки, вызывающие нестационарные колебания и динамические напряжения, оценка которых необходима при проектировании.

Как правило, в конструкциях обтекателей, помимо композитных тонкостенных элементов, представлены и другие элементы в виде подкреплений или соединений. В связи с этим при расчетном проектировании целесообразно применение общих, трехмерных моделей, построенных на моделях среды с криволинейной анизотропией.

В расчетах прочности обтекателей в основном применяются модели квазистатического состояния без учета динамики процессов отделения [2, 3]. Исследованию динамических процессов деформирования при отделении

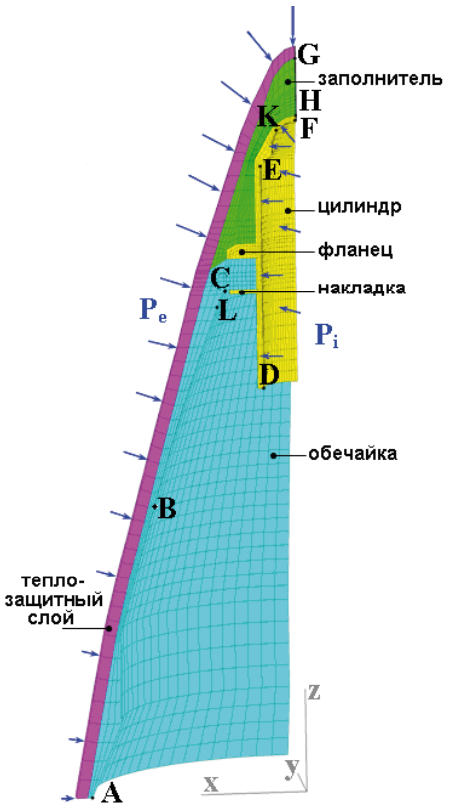
©Зайцев Б.Ф., Асаенок А.В., Протасова Т.В., Клименко Д.В., Акимов Д.В., Сиренко В.Н., 2018

посвящены работы [1, 4, 5] для обтекателей, а в сходных задачах для адаптеров космических аппаратов и ракет-носителей – [6, 7].

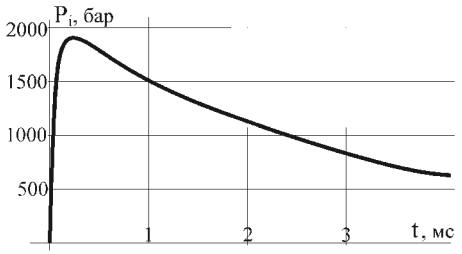
Расчетная модель и особенности методики расчета

Обтекатель с элементами пиротехнической системы отделения представляет собой составную конструкцию, расчетная схема которой показана на рис. 1. В конструкции представлены металлические элементы – цилиндр, фланец и накладка, относящиеся к пиротехнической системе отделения. Элемент в виде накладки явно в исходной конструкции не представлен, а введен для связи стеклопластиковой обечайки с цилиндром взамен болтового соединения. Заполнитель, выполненный из материала ДСВ-2, не являясь силовым элементом, частично воспринимает действующую нагрузку, выполняя функцию поддерживающего основания. Теплозащитный слой не является несущим элементом и представлен в модели практически только массовыми характеристиками (поверхностная плотность 7,3 кг/м^2).

Конструкция обтекателя близка к осесимметричной, если не учитывать наличие сопла, влияние которого имеет местный характер. В связи с этим, в модели представлена четвертая часть и введены условия симметрии по перемещениям.



а



б

Рис. 1. Расчетная модель (а) и закон изменения давления P_i (б)

Нагружение на обтекатель состоит из внутреннего P_i и наружного P_e давлений, вызванных в первом случае газами при сгорании пороховой навески, а во втором – аэродинамическим сопротивлением при движении. Давления известны и задаются таблично. График изменения давления P_i в зависимости от времени приведен на рис. 1, б. Одной из особенностей задачи является свободное движение конструкции обтекателя под действием высокого внутреннего давления до достижения скорости, необходимой для срабатывания пиротехнической системы отделения обтекателя. Таким образом, в модели конструкции обтекателя отсутствуют осевые закрепления. На схеме показано расположение контрольных точек в цилиндре и обечайке, для которых приводятся результаты расчетов.

Методика расчета динамического НДС и движения обтекателя базируется на применении МКЭ в трехмерной постановке, где используется объемный полилинейный конечный элемент с топологически регулярной системой дискретизации. При моделировании материала конструктивных элементов допускается непрерывная неоднородность или кусочная однородность и наличие криволинейной анизотропии, что позволяет рассчитывать составные и композитные конструкции.

Применение процедуры МКЭ, основанной на использовании кинетостатического вариационного принципа Лагранжа – Даламбера, приводит к математической модели, представленной системой обыкновенных дифференциальных уравнений [8]:

$$[M]\ddot{u} + [D]\dot{u} + [K]u = F, \qquad (1)$$

где u – вектор перемещения узлов конечно-элементной сетки; F – вектор заданной нагрузки (P_i и P_e), изменяющейся во времени; $[M]$, $[D]$, $[K]$ – соответственно матрицы масс, демпфирования и жесткости.

Отметим, что в динамических задачах с импульсным воздействием, где исследуется процесс на относительно коротком промежутке времени влияние демпфирования незначитель-

но. Кроме этого, показатели демпфирования, как правило, неизвестны или определяются с небольшой точностью. Потому влияние демпфирования не учитывается ([D]=0).

Уравнение (1) отражают движение точек тела при его перемещении как твердого тела, а также при взаимных смещениях, то есть колебаниях, сопровождающихся деформациями. Вектор перемещений u, и, соответственно, сами уравнения относятся, обычно, к декартовой системе координат, которая является единой для всех конечных элементов, то есть глобальной системой координат. Особенностью данной задачи является наличие в конструкции обтекателя анизотропных элементов, которые удобно моделировать в системе локальных координат x', y', z', в соответствии с главными осями анизотропии (рис. 2). При этом направление осей от элемента к элементу меняется. То есть, имеет место случай криволинейной анизотропии, который вносит сложности при определении и использовании матрицы жесткости. Необходимо вычислять матрицу жесткости в удобной локальной системе координат, но пользоваться ею в уравнениях общего вида (1), записанных в глобальной декартовой системе координат.

В локальной системе координат x', y', z' по определению может быть записано соотношение:

$$[K']u' = F', \qquad (2)$$

где [K'] – матрица жесткости; u' – вектор узловых перемещений; F' – вектор узловых сил в локальных координатах.

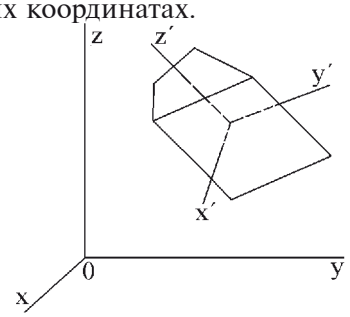


Рис. 2. Конструктивный элемент в локальной системе координат, связанной с главными осями анизотропии

Узловые перемещения и силы в локальной и глобальной системах координат связаны соотношением:

$$u' = [T]u, \quad F' = [T]F, \qquad (3)$$

где [T] – матрица преобразования векторов из глобальной в локальную систему координат (матрица косинусов).

Внесем преобразования (3) в соотношение (2) и получим:

$$[K'][T]u = [T]F, \qquad (4)$$

а далее слева соотношение (4) умножим на матрицу $[T]^{-1}$, обратную к [T], что приводит к следующему:

$$[T]^{-1}[K'][T]u = [T]^{-1}[T]F. \qquad (5)$$

Учитывая, что $[T]^{-1}[T] = I$, где I – единичная матрица, а матрица перехода [T] является ортогональной и соответственно $[T]^{-1} = [T]^T$, получим в окончательном виде:

$$[T]^T[K'][T]u = F. \qquad (6)$$

Соотношение (6) является зависимостью между векторами узловых перемещений и сил в глобальной системе координат, а матричное выражение в левой части составляет матрицу жесткости в глобальной системе координат:

$$[K] = [T]^T[K'][T]. \qquad (7)$$

Соотношение (7) позволяет использовать матрицы жесткости, полученные в локальных осях, которые относятся к главным осям анизотропии, для формирования основной системы уравнений (1).

Решение матричного уравнения (1) осуществляется по неявным конечно-разностными схемам Ньюмарка и Вильсона [8], которые являются безусловно устойчивыми второго порядка точности. Согласно этим схемам ускорение на шаге по времени Δt является линейной функцией, а уравнения (1) в схеме Ньюмарка записываются для момента времени $t+\Delta t$, а в схеме Вильсона – для момента времени $t+\theta\,\Delta t$ (θ =1,4). При этом нет ограничений на выбор шага Δt, который определяется в основном требованием точности и эффективности вычислений.

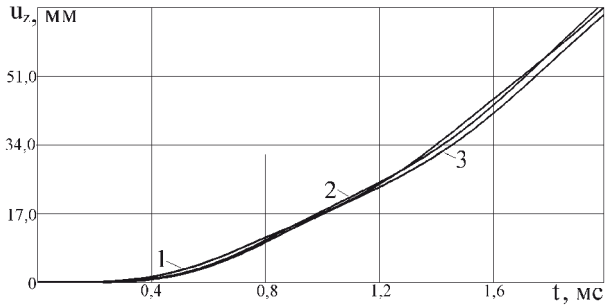
В задачах оценки перегрузок при импульсных нагружениях, где за критериальные параметры принимают ускорения, или при соударениях конструкций, где важно более точное определение скоростей, употребление схемы -метода Вильсона предпочтительнее.

Результаты расчетных исследований

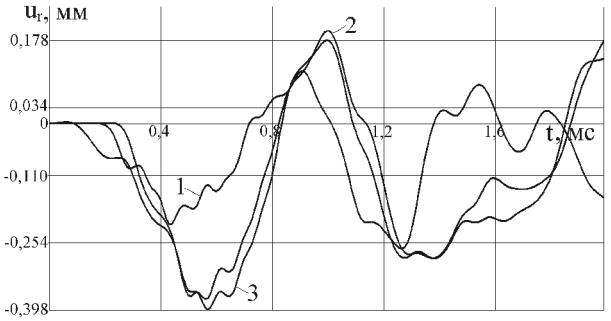
Расчетные исследования проводились для основного варианта с анизотропными характеристиками материала обечайки (стеклопластик) с учетом и без учета действия внешнего аэродинамического давления, а также, для сравнения, для варианта обечайки из изотропного материала с осредненными характеристиками. Характеристики для анизотропного материала, соответствующие механическим свойствам стеклопластика обечайки (по основе и утку), были приняты следующие: E_t=18,3 ГПа; $E_\theta = E_n$=16,0 ГПа; ν_t = 0,15; $\nu_\theta = \nu_n$=0,1; $G_{t\theta}=G_{\theta n}=G_{tn}$=1,83 ГПа. За осредненные характеристики приняты величины: $E_t=E_\theta=E_n$=18,3 ГПа; $\nu_t = \nu_\theta = \nu_n$=0,3, где индексы t, θ, n относятся соответственно

к меридиональному, окружному, нормальному направлениях в обечайке. Результаты расчетных исследований представляются в контрольных точках, расположение которых в обечайке и цилиндре показано на рис. 1, а.

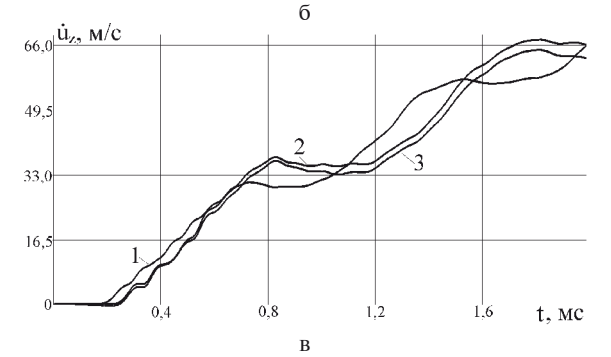
Кинематические величины – осевые и радиальные перемещения, осевые скорости в точке А на краю обечайки приведены на рис. 3, где обозначено: 1 – изотропная обечайка; 2 – анизотропная обечайка без учета P_e; 3 – анизотропная обечайка с учетом P_e.



а



б

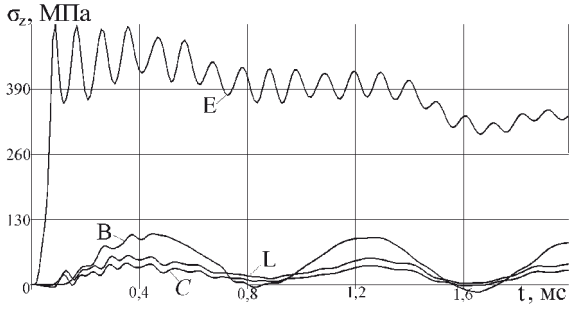


в

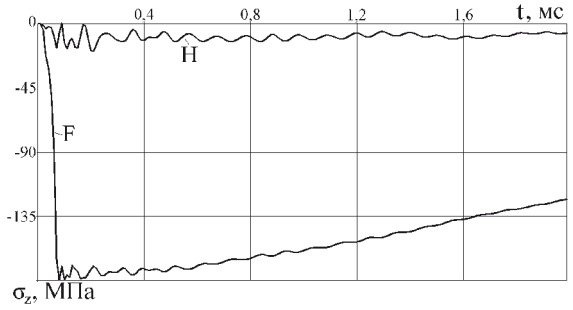
Рис. 3. Кинематические параметры в точке А обечайки:
а – осевое перемещение;
б – радиальное перемещение; в – осевая скорость

Закон изменения осевого перемещения (близкий к параболическому) и осевой скорости (близкий к линейному) отражает комбинацию движений, вызванных действием импульса давления P_i. Суммарное движение складывается из поступательного перемещения всей конструкции как твердого тела под действием силы, которая во времени после достижения максимального значения плавно уменьшается (абсолютное движение), и колебательных процессов, связанных с деформированием (относительное движение), где проявляется динамический эффект.Наблюдается запаздывание реакции НДС в точке А на краю обечайки на действие импульсной нагрузки P_i, что связано с волновым характером распространения возмущения.

Данные расчета напряжений для обтекателя с упругими характеристиками анизотропного материала представлены на рис. 4–6, где приведены результаты для стального цилиндра и стеклопластиковой обечайки. Расчетные данные осевого напряжения в точках F, H цилиндра (рис. 4, б) соответствуют с достаточной точностью граничным значениям давления P_i, что является критерием достижения необходимой точности решения всей задачи. Значения напряжений в стальном цилиндре (точки E, F, K) весьма умеренные и далеки от предельных значений ($\sigma_т$=1300 МПа, $\sigma_в$=1600 МПа).



а



б

Рис. 4. Осевые напряжения в контрольных точках

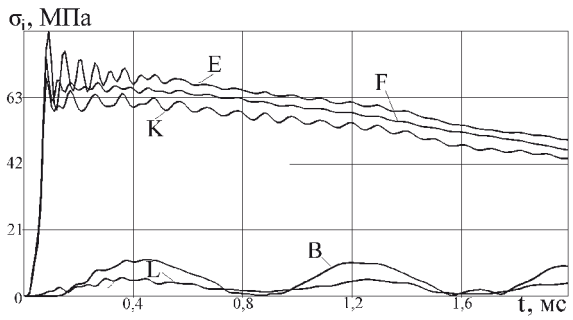


Рис. 5. Интенсивность напряжений в контрольных точках

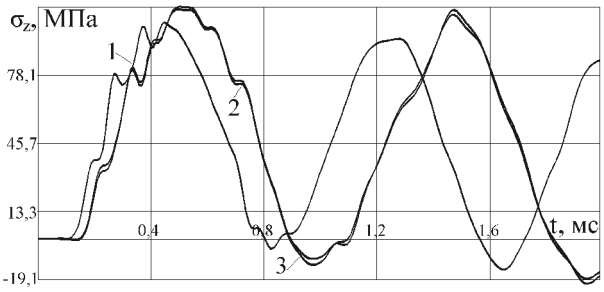


Рис. 6. Осевые напряжения в точке В(обечайка)

Сравнение расчетных данных для разных вариантов показывает, что учет внешнего аэродинамического сопротивления незначительно отражается на значениях определяемых кинематических и силовых характеристик. Анизотропия свойств в большей степени отражается на радиальных перемещениях и напряжениях в обечайке. Величина максимальных напряжений растяжения в стеклопластиковой обечайке (около 110 МПа) значительно меньше разрушающих напряжений (480 и 220 МПа соответственно по основе и утку), а максимальные значения касательных напряжений (скалывания, межслойного сдвига) τ_{tn}=4,5 МПа, что также не превышает предел прочности на скалывание (13 МПа).

Заключение

Разработанное методико-программное обеспечение, основанное на трехмерном конечно-элементном моделировании динамики конструкций с криволинейной анизотропией свойств, применено для построения расчетной модели композитного обтекателя, свободного от закреплений. В модели отражены основные металлические и композитные элементы составной конструкции обтекателя.

Результаты расчетных исследований динамического НДС отражают комбинирование движения обтекателя как твердого тела и колебаний, связанных с деформированием. Влияние аэродинамического сопротивления незначительное, а учет анизотропии свойств в большей степени отражается на НДС стеклопластиковой обечайки. Для исследованной конструкции обтекателя интенсивность напряжений для металлических элементов, растягивающие напряжения и напряжения скалывания для стеклопластиковой обечайки значительно ниже предельных.

Литература

1. Шульженко Н.Г. Динамика элементов системы отделения обтекателя ракеты [Текст] / Н.Г. Шульженко, Б.Ф. Зайцев, А.В. Асаенок, Т.В. Протасова, Д.В. Клименко, И.Ф. Ларионов, Д.В. Акимов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017 – 9/144. – С.5-13.

2. Моссаковский В.И. Прочность ракетных конструкций [Текст]: учеб. пособие / В.И. Моссаковский, А.Г. Макаренков, П.И. Никитин, Ю.И. Саввин; под ред. В.И. Моссаковского. – М.: Высш. школа, 1990. – 359 с.

3. Колесников К.С. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет [Текст]: учеб. пособие / К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 376 с.

4. Конюхов А.С. Определение жесткостных и инерционно-массовых характеристик ортотропной гладкооболочечной модели биконической секции створки головного обтекателя [Текст] / А.С. Конюхов // Вісник НТУУ «КПІ». Серія машинобудування. – 2014. – №2 (71). – С. 39–46.

5. Цибенко А.С. Розробка адекватної математичної моделі дослідження динаміки стулок головного обтічника ракети-носія у процесі польоту і відділення [Текст] / А.С. Цибенко, Н.Г. Крищук, А.С. Конюхов, В.П. Коваль, А.В. Аксьоненко, А.В. Трубін // Наукові вісті НТУУ «КПІ». – 2006. – №6. – С .139–148.

6. Шульженко Н.Г. Динамическое контактное взаимодействие адаптеров космической конструкции при разделении [Текст] / Н.Г. Шульженко, Б.Ф. Зайцев, А.В. Асаенок, Д.В. Клименко, Т.Я. Батутина, Б.В. Бурчаков // Космічна наука і технологія. – 2016. – Т. 22, №2. – С. 12-21.

7. Шульженко М.Г. Оцінка динамічної реакції вузлів системи розділення космічного апарата та носія при імпульсних навантаженнях [Текст] / М.Г. Шульженко, Б.П. Зайцев, П.П. Гонтаровський, Т.В. Протасова, Т.Я. Батутіна, І.В. Шеремет // Космічна наука і технологія, 2015. – Т. 21, № 1. – С. 15–19.

8. Бате К. Численные методы анализа и метод конечных элементов [Текст] / К. Бате, Е. Вильсон. – М.: Стройиздат, 1982. – 448 с.

Поступила в редакцию 01.08.2018

Б.П. Зайцев, О.В. Асайонок, Т.В. Протасова, Д.В. Клименко, Д.В. Акімов, В.Н. Сіренко. Динамічний напружено-деформований стан композитного обтічника при відділенні від ракети

Побудовано розрахункову модель визначення НДС обтічника складеної конструкції з металевими й композитними елементами при наборі швидкості під дією імпульсного навантаження від піротехнічної системи відділення. Використано МСЕ в тривимірній постановці для середовища з криволінійною анізотропією та безумовно стійкі скінченно-різницеві схеми розв'язання початкової задачі. Чисельно розглянуто вплив на НДС обтічника аеродинамічного опору, врахування анізотропії властивостей склопластикової обичайки та дано оцінку міцності металевих й композитних елементів.

Ключові слова: *обтічник, ракета, композит, відділення, криволінійна анізотропія, імпульсне навантаження, динамічна міцність.*

B.F. Zajtsev, A.V. Asaenok, T.V. Protasova, D.V. Klimenko, D.V. Akimov, V. N. Sirenko. Dynamic stressed-deformed state of a composite dome when separating from a rocket

In this paper, we present a calculated model and the results of computational investigation of the dynamic stressed-deformed state and the motion of the assembled dome during acceleration.

A methodical-software based on three-dimensional finite element modeling of the dynamics of structures with curvilinear anisotropy of properties was developed. Unconditionally stable finite-difference schemes for solving the initial problem are used.

A computational model for determining the stressed-deformed state of the dome of a composite structure with a metal (cylinder, flange, lining) and composite (shell, filler, heat-insulating layer) elements is provided for acceleration under the action of an impulsive load from the pyrotechnic separation system.

The influence of aerodynamic resistance and taking into account the properties anisotropy of the fiberglass shell on the dome stressed-deformed state are considered numerically. The strength of metallic and composite elements is estimated. A problem specific is the absence of fixations, i.e. the dome moves freely along its axis (as a solid), while in it, due to impulse excitation, vibrations occur accompanied by deformation. The results of computational investigations reflect the combination of the motion of the dome as a solid and vibrations associated with deformation.

Calculation investigations were carried out for two shell variants: in one case, the shell was considered as a structural element of an isotropic material with averaged characteristics, and in the other case an anisotropic material with characteristics obtained on the basis of data for fiberglass. It is shown that taking into account the anisotropy of properties is more reflected in the stressed-deformed state of the fiberglass shell. The variants were considered separately with and without taking into account the effect of external aerodynamic pressure. It is shown that the effect of aerodynamic drag is insignificant. For the design of the dome, the stress intensity for metal elements, tensile stresses and shear stresses for a fiberglass shell are much lower than the limiting ones.

Key words: *dome, rocket, composite, separation, curvilinear anisotropy, impulse loading, dynamic strength.*

References

1. Shul'zhenko 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.

2. Mossakovskii V.I., Makarenkov A.G., Nikitin P.I. i dr. Prochnost' raketnykh konstruktsii: uchebnoe posobie pod red. Mossakovskogo V.I. [Strength of missile structures: a training manual] – Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1990. 359 p.

3. Kolesnikov K.S., Kokushkin V.V., Borzykh S.V., Pankova N.V. Raschet i proektirovanie sistem razdeleniya stupenei raket uchebnoe posobie [Calculation and design of systems for separation of stages of rockets] – Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2006. 376 p.

4. Konyukhov A.S. Opredelenie zhestkostnykh i inertsionno-massovykh kharakteristik ortotropnoi gladkoobolochechnoi modeli bikonicheskoi sektsii stvorki golovnogo obtekatelya [Determination of stiffness and inertial mass characteristics of an

orthotropic smooth-shell model of the biconic section of the head cowl wing]. Visnyk NTUU «KPI». Seriya mashynobuduvannya – Bulletin of the NTUU "KPI". Serya Machine-Building, 2014, no. 2 (71), pp. 39–46.

5. Tsybenko A.S. Kryshchuk N.H., Konyukhov A.S., Koval' V.P., Aks'onenko A.V., Trubin, A.V. Rozrobka adekvatnoyi matematychnoyi modeli doslidzhennya dynamiky stulok holovnoho obtichnyka rakety-nosiya u protsesi pol'otu i viddilennya [Development of adequate mathematical models to study the dynamics of the main wings fairing launch vehicle during flight and separation]. Naukovi visti NTUU «KPI» – Science news NTU "KPI", 2006, no. 6, pp. 139–148.

6. Shul'zhenko N.G., Zajcev B.F., Asaenok A.V., Klimenko D.V., Batutina T.Ja., Burchakov B.V. Dinamicheskoe kontaktnoe vzaimodejstvie adapterov kosmicheskoj konstrukcii pri razdelenii [Dynamic contact interaction of space structure adapters during separation]. Kosmichna nauka i tekhnolohiya – Space science and technology, 2016, vol. 22, no. 2, pp 12–21.

7. Shul'zhenko M.H., Zaytsev B.P., Hontarovs'kyy P.P., Protasova T.V., Batutina T.Ya., Sheremet, I.V. Otsinka dynamichnoyi reaktsiyi vuzliv systemy rozdilennya kosmichnoho aparata ta nosiya pry impul'snykh navantazhennyakh [Evaluation of dynamic response system units separating the spacecraft and the carrier with impulse loads]. Kosmichna nauka i tekhnolohiya – Space science and technology, 2015, vol. 21, no. 1, pp. 15–19.

8. Bate K. Vil'son, E. Chislennye metody analiza i metod konechnykh elementov [Numerical analysis methods and finite element method] – Moscow:

УДК 626.764.064

Михальчишин Р. В. ведущий инженер-конструктор отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: r.mykhal89@gmail.com;

Рожко В. И. инженер-конструктор 1 категории отдела разработки и экспериментальной отработки пневмогидравлических систем ракет-носителей ГП «КБ «Южное», Днепр, Украина, e-mail: info@yuzhnoye.com

ОСОБЕННОСТИ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КРИОГЕННЫХ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД-МЕТАН»

Несмотря на огромный объем информации по разработке жидкостных ракетных двигателей на компонентах топлива «кислород-метан», в настоящее время сведения по облику пневмогидравлических систем подачи топлива для этих двигателей практически отсутствуют. Выполнен анализ оптимальных параметров пневмогидравлической системы подачи, в том числе конструкции баков, системы наддува, а также захолаживания трактов питания двигателя. В статье представлено сравнительное исследование характеристик метана, керосина и водорода в паре с кислородом. Показаны особенности каждого из этих компонентов.

Ключевые слова: *метан, керосин, кислород, пневмогидравлическая система, компоненты топлива, энергетические характеристики, бак.*

Введение

В настоящее время одним из перспективных направлений в ракетно-космической технике является использование в качестве горючего (в паре с кислородом) сжиженного природного газа (СПГ), который содержит от 88 до 99% метана CH_4. СПГ представляет собой своего рода компромисс между керосином и водородом.

Цель работы заключается в анализе влияния применения метана на характеристики пневмогидравлической системы подачи (ПГСП), определение облика системы и основных ее параметров.

1. Анализ опубликованных материалов

Из опубликованных материалов [1-3] известны следующие преимущества применения метана:

– повышение удельного импульса тяги на ~ 8% при умеренно напряженных параметрах (P_k=16…19 МПа) по сравнению с кислородно-керосиновыми жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) с высоконапряженными параметрами (P_k до 26 МПа);

– простота производства и низкая стоимость метана (в 3 раза дешевле по сравнению с керосином);

– экологическая чистота (токсичность продуктов сгорания на 14,5% ниже);

– по сравнению с керосином охлаждающая способность метана в 2,5 раза выше;

– повышение надежности ЖРД за счет применения восстановительного газогенератора;

– возможность применения управляющих блоков жидкостной реактивной системы на газообразных компонентах;

– газификация и полное удаление остатков топлива в баках и магистралях после приземления ступени или слива топлива;

– снижение требований к жаростойкости конструкционных материалов ЖРД (температура газов перед турбиной до 600 К) и др.

К основным недостаткам метана обычно относят его низкую плотность (на 46% ниже, чем у керосина). В ходе исследований принят комплекс мероприятий, направленных на преодоление этого отрицательного эффекта.

2. Постановка задачи

Несмотря на огромный объем информации по разработке двигателей на этих компонентах, в настоящее время сведения по облику ПГСП ракет-носителей практически отсутствуют.

Для сравнения принята первая ступень разработки КБ «Южное» на компонентах «кислород-керосин», проведен анализ изменения параметров ПГСП и ступени в целом при использовании метана вместо керосина.

3. Изложение основного материала

В табл. 1 представлено сравнение основных характеристик метана, керосина и водорода как горючего для ЖРД. С учетом таких параметров, как плотность жидкости и удельная теплота сгорания, было получено, что, для того чтобы иметь на борту 100 МДж энергии потребуется водородный бак на 14 л или метановый всего лишь на 4 л, керосиновый – на 2,7 л. Но с точки зрения унификации криогенность метана скорее его преимущество, чем недостаток, поскольку все равно нужна инфраструктура для жидкого кислорода, который кипит при более низких температурах, чем метан. Тем более, что для

© Михальчишин Р.В., Рожко В.И., 2018

водорода нужны температуры вчетверо ниже, чем для кислорода (по абсолютной шкале).

Для 100 МДж энергии при сгорании водорода понадобится 6,6 кг (5,8 л) кислорода. При сжигании метана – 7,25 кг (6,35 л). Соответственно объем баков у ракеты на метане-кислороде получается вдвое меньше, чем на водороде-кислороде при равной энергоемкости. При равном импульсе разница будет несколько меньше, но все равно в пользу метана, если не учитывать усложнение конструкции баков, потребное для водорода [4].

Из изложенного следует, что первая ступень на компонентах «кислород-водород» с требуемыми параметрами будет существенно больше двух других рассматриваемых вариантов. Габариты этой ступени превышают допустимые значения для железнодорожной транспортировки, что в свою очередь, влечет за собой эксплуатационные ограничения и сложности при транспортировке. Варианты с метаном и керосином требуют более подробного анализа для определения наиболее оптимальной пары компонентов топлива.

Таблица 1. Основные характеристики горючих для ЖРД

Параметр, размерность	Керосин, $CH_{1.952}$	Водород, H_2	Метан, CH_4
Температура кипения, К	450-547	23	112
Температура замерзания, К	224	14	91
Плотность при 15 °С, кг/м^3	809	0,09	0,72
Плотность жидкости, кг/м^3	–	70	422,5
Критическая температура, К	662	33	190
Критическое давление, Па	2 171 848	13 170 00	4 599 200
Удельная теплоемкость, Дж/(кгК)	2 093	14 300	3 480
Эксплуатационные свойства	Длительного хранения	Криогенный	Криогенный
Молекулярная масса, г/моль	172	2	16
Удельная теплота сгорания, МДж/кг	55	120	43
Соотношение компонентов	2,8	6	3,5

Для сравнения за основу принята топливная система первой ступени, одной из разработок КБ «Южное», подтвердившая свою работоспособность многократными успешными пусками. При этом объем бака окислителя соответствует прототипу, а расход – близкий по значению.

Исходя из плотности и оптимального соотношения компонентов топлива увеличение объема бака горючего составит 37%. При этом сухая масса бака увеличится на 18%.Но близкие температурные режимы компонентов топлива позволяют использовать промежуточное днище и тем самым сэкономить почти 1400 кг на массе верхнего днища бака горючего и стенках межбакового отсека.

Использование метана в качестве горючего позволяет снизить массу бака на ~ 11% благодаря конструкции топливного отсека с промежуточным днищем.

Учитывая, что метан – криогенная жидкость, то для исключения гейзерного эффекта необходимо перед запуском предусмотреть захолаживание тракта двигателя, например, используя систему «газ-лифт».

На рис. 1 показано перераспределение массовых характеристик топливных систем РН по сравнению с эталонной конструкцией.

С целью обеспечения требуемой температуры жидкого метана в трактах двигателя предусматривается система захолаживания методом циркуляции (рис. 2). Система представляет собой трубопровод, соединяющий занасосную полость двигателя с баком и через который осуществляется сброс перегретого метана в бак. Такая система эффективно применяется для поддержания температуры жидкого кислорода в тракте двигателя и для охлаждения камеры сгорания, поэтому для оценки ее работоспособности на метане был проведен расчет.

В табл. 2 приведено сравнение физико-химических свойств жидкого метана и жидкого кислорода.

Таблица 2. Физико-химические свойства жидкого метана и жидкого кислорода

Свойство	Жидкий кислород	Жидкий метан
Температура кипения при атмосферном давлении, °С	-183	-162
Температура плавления, °С	-219	-184
Плотность при атмосферном давлении и температуре кипения, кг/м^3	1140	420
Теплоемкость, Дж/(кгград)	1709,8	3399

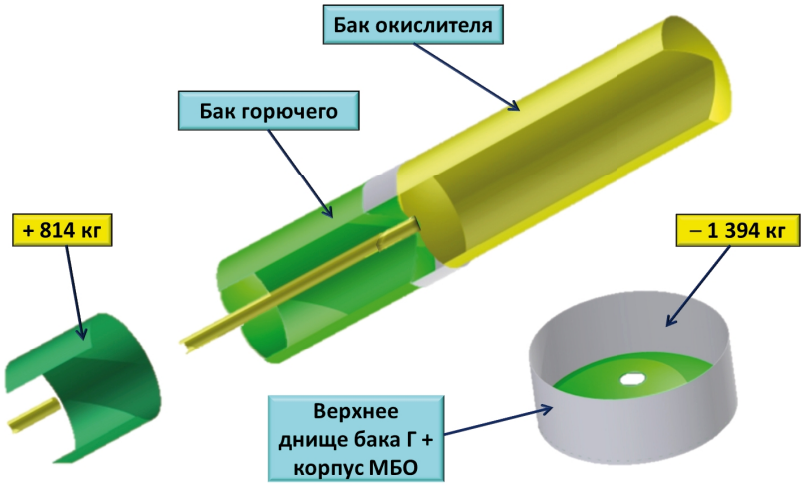


Рис. 1. Изменение конструкции топливной системы

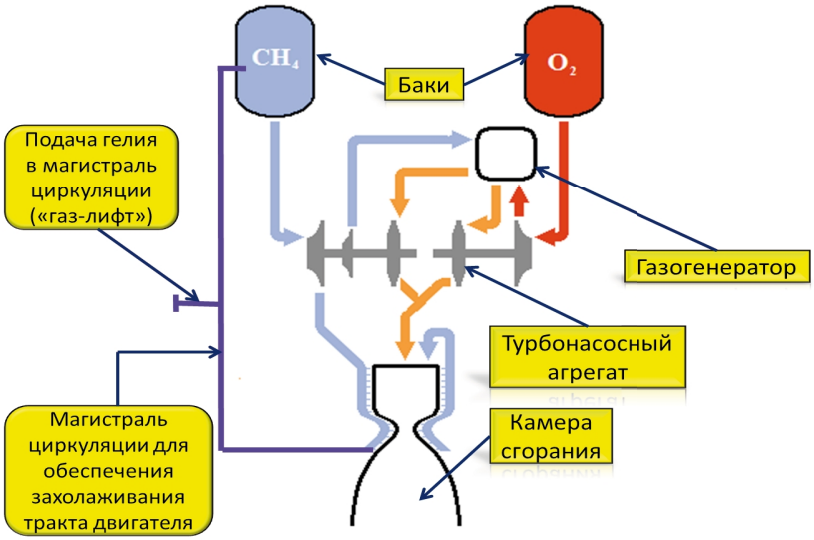


Рис. 2. Принципиальная схема системы захолаживания тракта маршевого двигателя горючего

Принята методика для оценки расхода компонента в контуре циркуляции [5]:

$$\dot{G} = \frac{\rho_{т.ц} F_{т.ц}}{\sqrt{\xi + 1}} \sqrt{2gh \frac{\rho_{р.м} - \rho_{т.ц}}{\rho_{т.ц}}}, \qquad (1)$$

где ξ – суммарный коэффициент гидравлических потерь в контуре циркуляции;

g – ускорение свободного падения;

h – высота трубопровода циркуляции;

$F_{т.ц}$ – площадь поперечного сечения трубопровода циркуляции;

$\rho_{т.ц}$ – осредненное по высоте значение плотности компонента в трубопроводе циркуляции;

$\rho_{р.м}$ – осредненное по высоте значение плотности компонента в расходной магистрали и баке (ниже точки ввода трубопровода циркуляции в бак).

Чтобы понять, как соотносятся расходы циркуляции жидкого метана и жидкого кислорода для одного и того же контура циркуляции в одинаковых условиях окружающей среды, было выведено соотношение (в индексах жк – жидкий кислород, жм – жидкий метан):

$$\frac{\dot{G}_{жк_т.ц}}{\dot{G}_{жм_т.ц}} = \sqrt{\frac{\rho_{жк_т.ц} \cdot (\rho_{жк_р.м} - \rho_{жк_т.ц})}{\rho_{жм_т.ц} \cdot (\rho_{жм_р.м} - \rho_{жк_т.ц})}}. \qquad (2)$$

Из данного соотношения было получено, что при одинаковых условиях в одном и том же контуре циркуляции расход жидкого метана будет примерно в 3 раза меньше чем расход жидкого кислорода. С учетом данной особенности была спроектирована оптимальная система захолаживания для метанового тракта двигателя, основные характеристики которой приведены в табл. 3.

Таблица 3. Основные характеристики системы захолаживания метанового тракта двигателя

Параметр	Значение
Масса конструкции системы захолаживания, кг	22
Расход гелия на «газ-лифт», г/с	1
Обеспечиваемая температура на входе в двигатель, К	111,5

При минимальной массе конструкции представленная система захолаживания является достаточно надежной и обеспечивает необходимые тепловые режимы горючего и конструкции двигателя.

Важным аспектом при проектировании ракет-носителей является выбор оптимальных систем наддува баков. Одним из основных критериев в этом направлении является минимальная масса системы.

Для выбора оптимального варианта систем наддува проведен анализ трех их типов: холодной и горячей газобаллонных, а также наддув баков парами компонентов топлива. Расчет основных характеристик проводился в соответствии с апробированной методикой [6].

Таблица 4. Основные характеристики систем наддува баков для рассматриваемой РН

Бак	Тип системы наддува	Газ наддува	Газовая постоянная, Дж/(кгК)	Масса газа наддува, кг	Масса конструкции СН, кг	Масса СН, кг
Окислителя	Газобаллонная, холодный наддув	Гелий	212	143	13 баллонов – всего 603	746
	Газобаллонная, горячий наддув			86	8 баллонов – всего 392	478
	Наддув бака кислородом	Кислород	26,5	686	34	720
Горючего	Газобаллонная, холодный наддув	Гелий	212	104	9 баллонов – всего 423	527
	Газобаллонная, горячий наддув		212	68	6 баллонов – всего 302	370
	Наддув бака метаном	Метан	52	277	32	309

Как видно из табл. 4, для бака окислителя оптимальной является гелиевая горячая газобаллонная система, а для бака горючего – наддув парами метана, так как газовая постоянная метана – 52 Дж/(кг°С) (по сути, она отражает энергетическую эффективность газа как рабочего тела наддува). Для бака окислителя наддув кислородом не эффективен, поскольку необходимый запас кислорода превышает массу баллонов горячей системы наддува, при этом горячая система наддува в целом легче холодной на ~ 268 кг.

На рис. 3 представлена принципиальная схема рациональной системы наддува бака горючего. Отбор метана проводится за насосом двигателя, далее он газифицируется на камере двигателя, затем подается в свободный газовый объем бака.

В итоге по апробированной методике [7] проведена оценка влияния вышеприведенных изменений в конструкции ПГСП на энергомассовые характеристики РН (табл. 5).

Таблица 5. Анализ влияния представленных изменений на массу полезной нагрузки

№	Особенность	Изменение массы ступени, кг	Изменение массы ПГ, кг
1.	Система захолаживания тракта горючего	+ 32	– 2
2.	Увеличение объема бака горючего	+ 814	– 50
3.	Совмещение нижнего днища бака окислителя и нижнего днища бака горючего	– 1 394	+ 88
4.	Уменьшение суммарной массы КТ	– 19 802	– 396
5.	Наддув бака горючего газифицированным метаном	– 218	+ 14
6.	Повышение удельного импульса	+ 23	+ 920
Суммарное изменение массы		**– 20 500**	**+ 574**

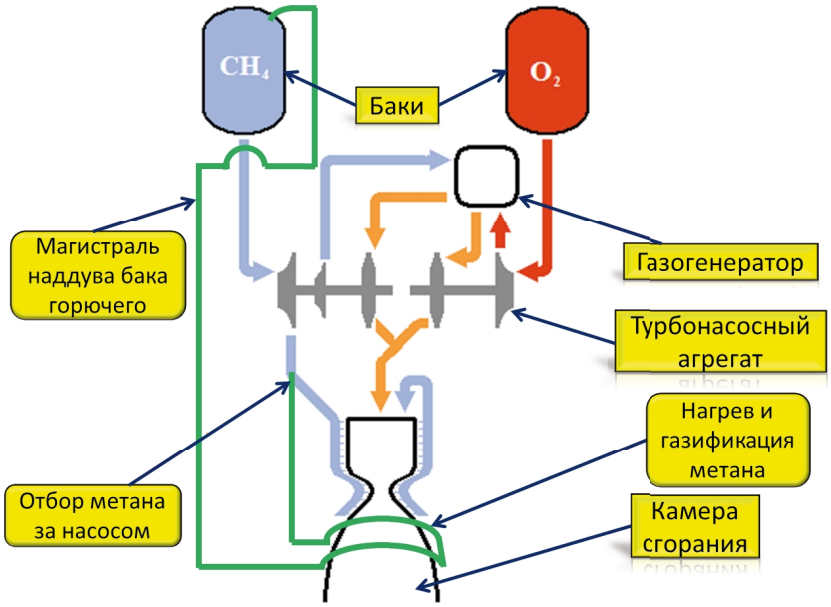


Рис. 3. Принципиальная схема системы наддува бака горючего

Выводы

Анализ влияния изменений конструкции ПГСП на энергомассовые характеристики ступени и РН в целом показал, что для рассматриваемого варианта стартовая масса первой ступени уменьшится на 14%, при этом РН сможет вывести полезный груз приблизительно на полтонны больше.

Таким образом, в ходе комплексных исследований:

- предложена эффективная система захолаживания тракта горючего с применением функции «газ-лифт»;
- увеличен объем бака горючего при уменьшении сухой массы конструкции за счет применения промежуточного днища оптимальной конструкции;
- проанализированы и выбраны наиболее рациональные варианты систем наддува баков окислителя и горючего;
- выполнен анализ влияния применения метана на характеристики ПГСП, определен облик системы и основных ее параметров.

В целом модификация ПГСП под интеграцию двигателей на компонентах метан-кислород при снижении массы ступени на 8% и увеличении ее высоты на 11% приведет к повышению массы полезного груза на ~ 10%.

Выбор наиболее оптимальной пары компонентов топлива для ступени ракеты-носителя является сложной комплексной задачей требующей учета многих факторов, представленные результаты актуальны только для рассматриваемой ступени. Каждое изделие ракетной техники является по своему уникальным и требует индивидуального подхода для выбора компонентов топлива, учитывая назначение, условия эксплуатации, класс РН, параметры траектории и др.

Литература

1. Burkhardt H. Comparative Study of Kerose-neand Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages [Text] / H. Burkhardt, M. Sippel, A. Herbertz, J. Klevanski // 4th International Conference on Launcher Technology «Space Launcher Liquid Propulsion», Liuge, 3-6 Dec. 2002 – p. 4-12.

2. Pempie P. LOX/CH4 expander upper stage engine [Text] / P. Pempie, L. Boccaletto // 55th International Astronautical Congress, Vancouver 24-29 Oct. 2004 – p. 5-9.

3. Kyoung-Ho, K. Development of “Chase-10” liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane) / K. Kyoung-Ho, J. Dae-Sung // ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, 9-12 July, 2016 – p. 3-6.

4. Salvatore V. Recent Progress On The Development Of A Lox/Lch4 Rocket Engine Demonstrator In The Framework Of The Italian Hyprob Program [Text] / V. Salvatore, F. Battista, P. de Matteis, M. Rudnykh, L. Arione, F. Ceccarelli // 64th International Astronautical Congress, Beijing, 28 Oct.-1 Nov., 2013 – p. 4-5.

5. Ринг Э. Двигательные установки ракет на жидком топливе [Текст] : пер. с англ. / Э. Ринг – М.: Мир, 1986. – 113 с.

6. Беляев Н. М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование [Текст]: учеб. пособие / Беляев Н.М., Уваров Е.И., Степанчук Е.М – М. : Высшая шк., 1988. – 104 с.

7. Павлюк Ю.С. Баллистическое проектирование ракет [Текст] : учеб. пособие для вузов / Ю.С. Павлюк – Ч.: ЧГТУ, 1996.– 64 с.

Поступила в редакцию 31.05.2018

Р. В. Михальчишин, В. І. Рожко. Особливості пневмогідравлічної системи подачі при використанні кріогенних компонентів палива «кисень-метан»

Незважаючи на величезний обсяг інформації по розробці рідинних ракетних двигунів на компонентах палива «кисень-метан», на сьогодення відомості щодо вигляду пневмогідравлічних систем подачі палива для цих двигунів практично відсутні. Виконано аналіз оптимальних параметрів пневмогідравлічної системи подачі, в тому числі конструкції баків, системи наддуву, а також захолоджування трактів живлення двигуна. У статті представлено порівняльне дослідження характеристик метану, гасу і водню в парі з киснем. Показано особливості кожного з цих компонентів.

Ключові слова: *метан, гас, кисень, пневмогідравлічна система, компоненти палива, енергетичні характеристики, бак.*

R. V. Mykhalchyshyn, V. I. Roshko. Features of supply pneumatic and hydraulic systems when «oxygen-methane» cryogenic propellant components are used

Currently, one of the perspective direction in rocket technology is the methane using as fuel (paired with oxygen). Methane is a kind of trade-off between kerosene and hydrogen.

The aim of the work is to analyze the effect of methane using on the characteristics of the pneumatic and hydraulic systems, the appearance definition of the system and its main parameters. Despite the huge amount of information on the development of liquid-fuel rocket engines with "oxygen-methane" propellant components, at present review information on the pneumatic and hydraulic systems for these engines is practically absent.

An analysis of influence of the structure changing caused methane using on the performance of the first stage and the launch vehicle as a whole has showed that for the considered variant launch mass of first stage decrease by 14%, while the LV be able to increase the payload by approximately half a ton more.

Thus, in the course of complex studies: an effective system for fuel path chilldown with using a "gas-lift" function was proposed; the volume of the fuel tank was increased with reducing of the dry weight of the structure due to the using of an intermediate bottom for optimal design; the most reasonable variant of the pressurization systems for the oxidizer and fuel tanks have been analyzed and selected; an effect of the methane using for LV pneumatic and hydraulic systems is analyzed, the system appearance and main parameters are determined.

In general, the modification of the pneumatic and hydraulic system for the integration of engines on methane-oxygen components with a reduction in the mass of the step by 8% and an increase in its height by 11% will lead to an increase in the payload mass by ~ 10%.

The choice of the most optimal pair of propellant components for the LV stage is a laborious complex task required consideration of many factors, the presented results are relevant only for the stage under consideration. Each product of LV technology is unique in its own way and requires an individual approach for selecting fuel components, taking into account the purpose, operating conditions, LV class, trajectory parameters, etc.

Key words: *methane,kerosene,oxygen,pneumatic and hydraulic system,propellant components, energy characteristics,tank.*

References

1. Burkhardt H., Sippel M. Herbertz A. Klevanski J. Comparative Study of Keroseneand Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages. 4th International Conference on Launcher Technology "Space Launcher Liquid Propulsion". Liиge, 2002, pp. 4-12.

2. Pempie P., Boccaletto L. LOX/CH4 expander upper stage engine. 55th International Astronautical Congress. Vancouver, 2004, pp. 5-9.

3. Kyoung-Ho K., Dae-Sung J. Development of "Chase-10" liquid rocket engine having 10tf thrust using LOX & LNG (Methane). ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, 2016, pp. 3-6.

4. Salvatore V., Battista F., de Matteis P., Rudnykh M., Arione L., Ceccarelli, F. Recent Progress On The Development Of A Lox/Lch4 Rocket Engine Demonstrator In The Framework Of The

Italian Hyprob Program. 64th International Astronautical Congress. Beijing, 2013, pp. 4-5.

5. Ring E. Rocket propellant and pressurization system. Englewood cliffs, Prentice hall, 1964. 86 p. (Russ. ed. : Ring, E. Dvigatel'nye ustanovki raket na zhidkom toplive. Moscow, Mir Publ., 1986. 113 p.).

6. Belayev N.M., Uvarov Ye.I., Stepanchuk Ye.M. Pnevmohidravlicheskie sistemy. Raschet I proyektirovanie [Pneumatic and hydraulic systems. Calculation and designing]. Moskow, "Vischaya shkola" Publ., 1988. 104 p.

7. Pavluk Yu. S. Ballisticheskoye proektirovaniye raket [Rocket ballistic designing]. Chelabinsk, ChGTU Publ.,1996. 64 p.

УДК 389.6:629.7.01

Назаренко Ю. А. инженер по стандартизации и качеству 2 категории государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko–progress.com;

Степаненко С. М. канд. техн. наук, доцент, начальник отдела стандартизации государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: 03531@ivchenko–progress.com;

Харченко В. Г. заместитель начальника конструкторского научно-исследовательского комплекса государственного предприятия «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» имени академика А.Г. Ивченко, Запорожье, Украина, e-mail: v.harchenko@ivchenko–progress.com

ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТИВНОСТИ ПРОЦЕССА ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассматривается роль оценки результативности процесса проектирования авиационных двигателей в общей системе менеджмента качества предприятия. Проанализирован общий подход к оценке и анализу результативности. Отмечается, что при анализе результативности должна определяться степень реализации запланированной деятельности, а также степень достижения запланированных результатов. При оценке результативности должна использоваться многоуровневая иерархическая система показателей, в которой оценка ведется по отдельным заданным показателям и критериям, которые потом интегрируются в общий показатель процесса. Особое внимание уделяется выбору показателей и критериев результативности для процесса проектирования авиационных двигателей.

Ключевые слова: *результативность процесса, проектирование, авиационный двигатель, многоуровневая система показателей, критерий, планирование, качество, ISO 9001:2015.*

1. Роль оценки результативности процессов в системе менеджмента качества предприятия

Внедрение в проектных организациях авиационного двигателестроения системы менеджмента качества (СМК), основанной на международных стандартах серии ISO 9000, приносит свои положительные результаты. С каждым годом все большее количество руководителей, включая и руководителей высшего звена, осознают, что четкая организация и подкрепление процессов проектирования необходимым документированным обеспечением дают существенный положительный эффект. Осознанное стремление улучшить СМК ведет к необходимости оценивать результативность осуществляемых процессов, анализировать результаты такой оценки и принимать меры по улучшению процессов в той части, где результативность выполнения работ требует совершенствования.

В рамках требований стандарта ISO 9001:2015 [1] представление деятельности любого предприятия как совокупности взаимосвязанных процессов призвано обеспечить результативное достижение поставленных перед ним целей. В соответствии с концепцией процессного подхода это касается, в первую очередь, достижения основных целей производственной деятельности, получения прибыли от реализации продукции, которая необходима для поддержания и дальнейшего развития предприятия. Реализуя процессный подход предприятие получает действенный механизм для результативного и эффективного функционирования в конкурентных условиях рынка. Подразумевается, что предприятие, применяющее стандарт ISO 9001:2015, обязано обеспечить результативное выполнение установленных в нем требований. После этого оно сможет продвигаться дальше к обеспечению эффективности, конкурентоспособности и успешности своей деятельности.

Для предприятия, главной задачей которого является разработка новых типов авиационных двигателей, основным процессом в общей системе всех осуществляемых действий является процесс проектирования. Оценка результативности этого процесс играет важнейшую роль при анализе результативности СМК, который проводится на предприятии в целом.

© Назаренко Ю.А., Степаненко С.М., Харченко В.Г., 2018

2. Общий подход к оценке и анализу результативности

В п. 3.7.11 стандарта ISO 9000:2015 [2] применительно к понятию результативности функционирования СМК дано следующее определение: результативность – это «степень реализации запланированной деятельности и достижения запланированных результатов». Такое определение содержит оценку результатов двух составляющих выполняемой деятельности: оценку степени реализации запланированной деятельности и оценку степени достижения запланированных результатов, т. е. соответствия полученных результатов запланированным значениям. Применение первой части определения результативности предполагает анализ и оценку выполнения исполнителем всех запланированных действий, а использование второй части – представление доказательств достижения запланированного результата. Как правило, использование первой части определения результативности полезно исполнителю процесса в диагностических целях и для отчетности о выполнении задания, а для потребителя результатов процесса существенна вторая часть определения результативности о степени достижения запланированного результата. В стандарте [2] не содержится комментариев о том, чьей оценке принадлежит приоритет. Однако в этом стандарте установлены основополагающие принципы СМК, первым из которых является «Ориентация на потребителя». Это означает, что приоритет должен отдаваться потребителю. Именно он в конечном счете оценивает качество произведенной продукции или услуги.

Таким образом, в определении результативности должны учитываться интересы двух сторон: исполнителя процесса и потребителя. С этих позиций необходимо выбирать параметры и критерии, по которым должна производиться оценка результативности процесса проетирования авиадвигателей.

Анализ результативности включает не только общую итоговую оценку процесса, но и оценки по отдельным показателям и категориям, а также может включать анализ значений некоторых промежуточных параметров. Таким образом, при возникновении ситуации, когда процесс оценивается как нерезультативный в целом, по оценкам отдельных показателей и категорий сразу виден промежуточный показатель, являющийся причиной нерезультативности всего процесса. Данный подход позволяет сконцентрировать усилия предприятия и его отдельных заинтересованных подразделений на более узком и углубленном анализе в конкретной предметной области.

Количественная оценка результативности является интегральным показателем для оценки СМК. В силу этого формирование такой оценки есть обязательной составляющей анализа, применяемого на предприятии к своей СМК.

В общем случае можно сформулировать такой подход к оценке результативности СМК:

– использование многоуровневой системы показателей;

– автоматизированная обработка информации;

– документирование обработанной информации и сохранение результатов для их анализа в динамике развития.

Сбор информации должен осуществляться целенаправленно в соответствии со сложившейся документированной процедурой. При этом источники информации должны быто строго определены.

В иерархической системе показателей результативности анализ осуществляется по уровням: показатели результативности по отдельным заданным показателям и критериям интегрируются в показатели процессов, а те, в свою очередь, в показатели системы в целом. Формирование иерархической системы показателей СМК, как правило, производится в следующем порядке.

1. Определяются категории показателей K_i для каждого аназизируемого процесса, которые группируются по уровням важности для назначения различных по их значимости весовых коэффициентов.

2. Выполняется назначение весов для выбранных категорий Wi с выполнением условия $\sum Wi = 1$.

3. Устанавливается расчетная формула для подсчета результативности по каждому показателю анализируемого процесса.

4. В качестве ограничивающих величин устанавливаются критерии приемлемой результативности по каждому показателю и для процесса в целом.

5. Для количественной оценки результативности нужно также установить поле допуска, определяющего приемлемость получаемого результата. Выходной результат или просто результат процесса – это то, что конкретно получается при каждом цикле выполнения этого процесса. Данные о результате процесса должны сопоставляться с установленной нормой, на основании чего делается заключение о его соответствии или несоответствии установленному требованию в зависимости от попадания или непопадания результата в заданное поле допуска.

6. Необходимо провести выбор показателей результативности процессов, которые вклю-

чают показатели по отдельным выполняемым функциям, реализуемым в рамках конкретных процессов.

7. Необходимо создать формулу для оценки интегрального показателя результативности СМК, как совокупности показателей результативности отдельных процессов.

Оценка результативности СМК в общем случае должна включать следующие этапы:

– определение ответственных за сбор, предоставление информации по выбранным показателям для оценки результативности, а также ответственных за обработку этой информации;

– измерение и оценку показателей частных критериев результативности процессов;

– подсчет результативности процессов СМК, обработку полученных данных и представление их в виде, удобном для анализа со стороны руководства;

– разработку корректирующих и предупреждающих действий по результатам проведенного анализа;

– контроль выполнения принятых мероприятий.

При этом, для анализа результативности процесса проектирования авиационных двигателей важное значение имеет выбор параметров и критериев, по которым будет осуществляться оценка результативности.

3 Выбор критериев для оценки результативности процесса проектирования авиадвигателей

Для проведения количественной оценки, наиболее рациональным будет выбор параметров из числа показателей деятельности, по которым на предприятии проводится постоянный мониторинг хода выполняемых работ. Такой подход не будет требовать дополнительной отчетности от руководителей и ведущих специалистов, организовывающих процесс проектирования.

В наиболее общем виде результативность можно определить, как отношение фактически достигнутого результата по выбранному параметру к нормативному целевому показателю, который был установлен для данного параметра на анализируемый период. Однако, в ряде случаев, при получении невысоких показателей результативности, такой упрощенный подход не даст основания для проведения постепенных улучшающих действий, обеспечивающих рост данного показателя. И с другой стороны, желание немедленно улучшить все показатели процесса может привести к необоснованно высоким затратам людских и материальных средств, распылению ресурсов на выполнение второстепенных работ, которые не влияют существенно на степень реализации запланированной деятельности и достижения запланированных результатов с точки зрения потребителя результатов процесса. Поэтому, оценку результативности всего процесса целесообразно определять по формуле:

$$R = \sum_{i=1}^{n} \Pi_i \cdot k_i , \qquad (1)$$

где R – результативность процесса;

Π_i – расчетное значение i-го показателя результативности, в процентах;

k_i – весовой коэффициент i-го показателя процесса.

Расчетное значение i-го показателя результативности Π_i определяется по формуле:

$$\Pi_i = (\Phi_i \cdot 100) / T_i , \qquad (2)$$

где Φ_i – фактически достигнутый результат по i-му оцениваемому показателю процесса, определяемый по соответствующей формуле, в процентах;

T_i – текущий целевой уровень показателя, устанавливаемый руководителем процесса.

Устанавливая такой целевой уровень можно ставить перед исполнителями реально досягаемые цели по конкретным показателям и, таким образом, мобилизовать их на постоянное постепенное улучшения результативности, без ненужных потребителю авралов и штурмовщины во имя показателя любой ценой.

Очевидно, что важным показателем результативности и эффективности ведения работ при проектировании авиационных двигателей является выполнение намеченных планов. Поэтому, в качестве одного из важнейших показателей может быть выбран показатель: «Выполнение пунктов тематических планов проектирования авиационных двигателей со сроком выполнения в отчетном месяце». Следует отметить, что часто, при планировании, сроки ряда промежуточных работ назначаются с опережением по фактически необходимому времени с целью мобилизовать исполнителей на более раннее выполнение работ. При этом, без ущерба для окончательного результата процесса, ряд работ могут оказаться невыполненными в силу перегруженности исполнителей. В этих случаях руководитель процесса может устанавливать текущий целевой уровень показателя меньшим ста процентов.

Если на предприятии ведется выборочный контроль выполнения пунктов планов, по которым сроки могут переноситься, еще одним параметром для оценки результативности может быть принято: «Выполнение стоящих на контроле пунктов тематических планов, сроки по

которым переносились два и более раз». В этом случае фактически достигнутый результат Φ_i по данному показателю может быть рассчитан по формуле:

$$\Phi_i = (1 - ЧНП / ОЧП), \quad (3)$$

где ЧНП – число невыполненных пунктов планов, стоящих на контроле, сроки по которым переносились два и более раз;

ОЧП – общее число пунктов планов, стоящих на контроле, сроки по которым переносились два и более раз.

Если на предприятии имеются отдельные планы, реализуемые в процессе проектирования, которым руководством уделяется особое внимание, контроль выполнения таких планов также может рассматриваться как независимый показатель при оценке результативности. Например, это может быть: «Процент выполнения планов экспериментально-доводочных работ в анализируемом периоде». Планы экспериментально-доводочных работ составляются, как правило, на несколько месяцев, а процент их выполнения контролируется помесячно. Поэтому, в данном случае подсчет фактически достигнутого результата Φ_i по данному показателю можно проводить по формуле:

$$\Phi_i = \sum_{j=1}^{n} ПВП_j / (100 \cdot n), \quad (4)$$

где $ПВП_j$ – процент выполнения плана экспериментально-доводочных работ по месяцам в анализируемом периоде планирования;

n – количество месяцев в анализируемом периоде планирования.

К показателям, влияющим на результативность и эффективность процесса проектирования, безусловно, нужно отнести качество выпускаемой конструкторской документации. Показателем качества выпускаемой конструкторской документации могут служить результаты её проверки при нормоконтроле. По правилам нормоконтроля документы предъявляются на нормоконтроль дважды – сначала оригинал, потом выполненный по этому оригиналу подлинник. Замечания, сделанные нормоконтролером по оригиналу конструкторского документа, должны быть полностью устранены исполнителем до изготовления подлинника. Однако, опыт показывает, что некоторые замечания по тем или иным причинам остаются неустранёнными и исполнителю приходится дорабатывать уже изготовленный подлинник. Показателем для оценки результативности в данном случае может стать «Коэффициент качества выпускаемой конструкторской документации», который определяется по формуле:

$$\Phi_i = (1 - \frac{КЗП}{КЗО}), \quad (5)$$

где КЗП – количество замечаний в подлинниках;

КЗО – количество замечаний в оригиналах.

Если на предприятии проводится мониторинг хода выполняемых работ в процессе проектирования по другим показателям, эти показатели также могут быть использованы для оценки результативности процесса в дополнение к вышеперечисленным или вместо каких-то показателей.

Не следует забывать, что рассматриваемые показатели результативности процесса и критерии по ним не в равной степени могут характеризовать процесс, поэтому их вклад в общую оценку должен быть отнормирован с помощью весовых коэффициентов для выбранных категорий Wi с выполнением условия $\sum Wi = 1$.

Полученный окончательный результат можно оценить, используя следующую оценочную шкалу:

$0 < R < 0,4$ – процесс нерезультативен. Цели и задачи не достигнуты, необходимо принятие срочных корректирующих действий для выявления и устранения причин несоответствий. Требуется полное переосмысление процесса;

$0,41 < R < 0,65$ – низкий уровень результативности процесса. Процесс, как и в предыдущем случае, требует глубокого анализа;

$0,66 < R < 0,75$ – средний уровень результативности процесса. Цели и задачи частично достигнуты. Необходимо разрабатывать корректирующие действия для выявления и устранения причин несоответствий;

$0,76 < R < 0,85$ – процесс результативен. Цели и задачи близки к достижению;

$0,86 < R < 1$ – высокий уровень результативности процесса. Поставленные цели и задачи практически достигнуты либо выполнены в полной мере.

Вывод

Для оценки результативности процесса проектирования авиационных двигателей должна использоваться многоуровневая иерархическая система показателей. Такая система позволяет оценить результативности по отдельным заданным показателям и критериям, а также определить интегрированный показатель процесса.

Литература

1. ДСТУ ISO 9001:2015. Системи управління якістю. Вимоги [Текст]. – На заміну ДСТУ ISO 9001:2015 (прийнятого методом підтвердження); чинний з 2016-07-01. – К. : ДП «УкрНДНЦ», 2016. – 22 с.

2. ДСТУ ISO 9000:2015. Системи управління якістю. Основні положення та словник термінів [Текст]. – На заміну ДСТУ ISO 9000:2015 (прийнятого методом підтвердження); чинний з 2016-07-01. – К.: ДП «УкрНДНЦ», 2016. – 45 с.

Поступила в редакцию 01.06.2018

Ю.О. Назаренко, С.М. Степаненко, В.Г. Харченко. Оцінка результативності процесу проектування авіаційних двигунів

Розглядається роль оцінки результативності процесу проектування авіаційних двигунів в загальній системі менеджменту якості підприємства. Проаналізовано загальний підхід до оцінки та аналізу результативності. Відзначається, що при аналізі результативності повинна визначатися ступінь реалізації запланованої діяльності, а також ступінь досягнення запланованих результатів. При оцінці результативності повинна використовуватися багаторівнева ієрархічна система показників, в якій оцінка ведеться за окремими заданими показниками та критеріями, які потім інтегруються у загальний показник процесу. Особлива увага приділяється вибору показників і критеріїв результативності для процесу проектування авіаційних двигунів.

Ключові слова: *результативність процесу, проектування, авіаційний двигун, багаторівнева система показників, критерій, планування, якість, ISO 9001: 2015.*

Yu. A. Nazarenko, S.M. Stepanenko, V.H. Kharchenko. The effectiveness assessment of the aircraft engine design process

The paper addresses a role that the assessment of the effectiveness of aircraft engine design process plays in the overall quality management system of an enterprise. A common approach to the effectiveness assessment and analysis has been examined. The paper states that the effectiveness analysis should determine the degree of implementation of the planned activity as well as achievement of planned results. A multi-level hierarchical system of indicators should be used in the effectiveness assessment, in which the assessment is carried out by individual preset indicators and criteria that afterwards become integrated into a general process indicator. Special attention is given to the selection of effectiveness indicators and criteria for the aircraft engine design process.

The concept of the quality management system effectiveness contains an assessment of the results of the two components of the performed activities. First, it is an assessment of the planned activities implementation degree. Secondly, it is an assessment of the degree of planned results achievement, that is, the correspondence of the achieved results to the planned values. The first assessment is useful to the executor of the process. The second assessment is significant for the consumer.

Quantitative assessment of the effectiveness is an integral indicator based on the assessment of the effectiveness of the process though individual indicators. For quantitative assessment, the most rational choice is to identify the parameters from the performance indicators for which the company continuously monitors the activity progress. To evaluate the effectiveness of aircraft engine design process, it is advisable to consider the following indicators. Execution of thematic plans items for the aircraft engine design with a deadline in the reporting month. Execution of items on the control of thematic plans, the terms for which were postponed. Percentage of plans for experimental and finishing works implementation in the analyzed period. The quality of the developed design documentation according to the results of its verification in the regulatory control. Other indicators.

Keywords: *the process effectiveness, design, an aircraft engine, the multi-level system of indicators, a criterion, planning, the quality, ISO 9001:2015.*

References

1. State Standard of Ukraine ISO 9001:2015. Quality management systems. Requirements. Kyiv: SE “UKRNDNC” Publ., 2016. 22 p. (in Ukrainian)

2. State Standard of Ukraine ISO 9000:2015. Quality management systems. Fundamentals and vocabulary. Kyiv: SE “UKRNDNC” Publ., 2016. 45 p. (in Ukrainian)

УДК 539.3:539.4

Покровский В. В. д-р техн. наук, профессор, ведущий научный сотр. отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: pokrovsky8@ipp.kiev.ua;

Сидяченко В. Г. канд. техн. наук, старш. научн. сотр., отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С.Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: Sydiachenko@ipp.kiev.ua, конт. тел. (066) 3014561;

Ежов В. Н. канд. техн. наук, старш. научн. сотр., отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С.Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: Yezhov@nas.gov.ua;

Петрик И. А. канд. техн. наук, главный сварщик, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;

Михайлютенко А.В. заместитель главного конструктора, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина , e-mail: ugk@motorsich.com;

Романенко Ю.Г. нач.бюро исследований и периодического контроля, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина , e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И КОНСТРУКЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА СКОРОСТЬ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ЖАРОПРОЧНОМ НИКЕЛЕВОМ СПЛАВЕ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД

Исследована скорость роста трещин усталости в зоне термического влияния,в сварном шве и в основном металле жаропрочного никелевого сплава корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя при эксплуатационных температурах 550, 600 °С. Эксперименты выполнялись на плоских образцах на растяжение толщиной 1,6 мм,что соответствует толщине корпуса камеры сгорания. Показано,что с учетом статистической обработки экспериментальных данных по кинетике роста трещин усталости зона термического влияния и основной металл отличаются незначительно, в то время как скорость роста трещин усталости в сварном шве увеличивается в два-три раза.

Ключевые слова: *скорость роста трещин усталости, ресурс, корпус камеры сгорания, авиационный газотурбинный двигатель.*

Введение

Для обоснования сроков и объемов проведения регламентных работ при эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) по техническому состоянию необходимо руководствоваться концепцией безопасного развития трещины в основных элементах двигателей, которая позволяет избежать снижения несущей способности, дисбаланса и других опасных последствий.

Опыт эксплуатации показывает, что даже при соблюдении всех нормативных требований при проектировании, изготовлении и эксплуатации в элементах конструкции наблюдаются разрушения и отказы, причем до 70% их носит усталостный характер. При этом стадия развития трещины от начального размера до критического может составлять до 30% общей долговечности.

Концепция безопасного развития трещины предусматривает предварительные стандартные испытания материалов, из которых изготовлены основные элементы двигателя, на скорость развития трещин усталости (СРТУ) с учетом комплекса эксплуатационных (температура, форма цикла нагружения, частота и т.д.) и конструкционных (концентраторы напряжений, сварные швы, толщина стенки и т.д.) факторов. Это позволяет получить коэффициенты уравнений, аппроксимирующих в двойных логарифмических координатах линейный участок (участок Париса) диаграммы СРТУ. После интегрирования зависимости СРТУ можно определить количество циклов развития трещины от начального ее размера до критического. Что с учетом соответствующих требований норм прочности авиационных газотурбинных двигателей и будет служить основой для обоснования назначения сроков проведения

© Покровский В.В., Сидяченко В.Г., Ежов В.Н., Петрик И.А., Михайлютенко А.В., Романенко Ю.Г. 2018

осмотров и регламентных работ.

Одним из основных элементов авиационных ГТД является корпус камеры сгорания (ККС).

Целью данной работы является исследование СРТУ в материале ККС авиационного ГТД с учетом эксплуатационных и конструкционных факторов.

Постановка задачи

ККС изготовлен из тонколистового хромоникелевого сплава толщиной 1,6 мм и состоит из обечайки и фланцев. Конструкция корпуса сварена и термообработана по специально разработанной технологии. Максимальное избыточное давление воздуха в полости ККС во всем диапазоне режимов эксплуатации 13 кг/см^2, максимальная температура эксплуатации 600 °С.

Исходя из условий эксплуатации, необходимо исследовать СРТУ в хромоникелевом сплаве ККС при температурах 550 °С, 600 °С в: зоне термического влияния (ЗТВ), т.е. на расстоянии 23 мм от границы сарного шва, основном металле (ОМ), сварном шве (СШ).

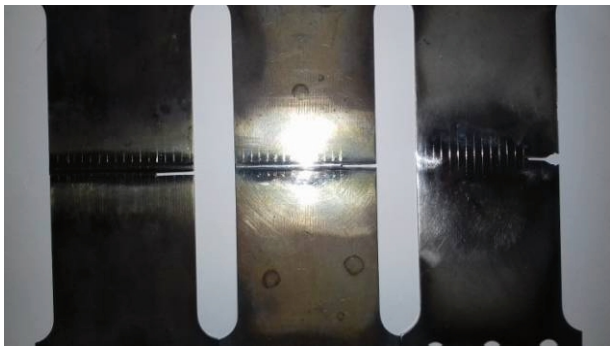
Толщина образцов должна соответствовать толщине изделия, т.е. 1,6 мм, а сварной шов изготовлен по технологии сварки корпуса ККС. Количество образцов должно быть достаточным для выполнения соответствующей статистической обработки результатов.

Методика экспериментальных исследований

Исследования проводились на сервогидравлической установке «Гидропульс 400кН» фирмы SHENCK (Германия) с классом точности 0.5%, которая предназначена для статических, повторно статических, циклических испытаний образцов различной геометрии при растяжении (сжатии) в широком диапазоне скоростей нагружения и деформаций при температурах испытаний -196 °С...+1000 °С.

Стандартный метод испытаний материалов на СРТУ, приведенный в [1] допускает использование образцов с известной К-тарировкой, т.е. зависимостью коэффициента интенсивности напряжений (КИН) от относительной длины трещины (l/W) [2] при выполнении условий упругого деформирования.

Для исследования использовали плоский прямоугольный образец на растяжение, длиной 220 мм и шириной рабой части (W) 70 мм. В образцах делались краевые надрезы (концентраторы) длиной 18 мм для инициации начальной трещины в нужном месте образца: в ОМ, в СШ и в ЗТВ (рис. 1). Выбор концентратора такого размера во многом определялся особенностью конструкции образца.



1 2 3

Рис. 1. Фото инициирующих надрезов на образцах: 1 – по зоне термического влияния (ЗТВ); 2 – по сварному шву (СШ); 3 – основной металл (ОМ)

Зарождение трещины фиксировалось визуально при помощи оптических микроскопов МБС-9 с использованием стробоскопического освещения на предварительно полированной поверхности образца.

Текущая длина трещины в ходе эксперимента измерялась визуально при помощи прямого метода, т.е. оптическим микроскопом с ценой деления 0,05 мм.

На полированной поверхности образца предварительно наносились риски с шагом 4,0 мм при помощи прибора ПМТ-3. Нанесенные риски служили базисом при измерении прироста трещины.

Эти результаты послужили основой для построения диаграмм СРТУ. КИН рассчитывали по формуле [1]:

$$K = \frac{P\sqrt{\lambda}}{t\sqrt{W}}Y, \qquad (1)$$

где, $Y(l/W)= 1,99-0,41\lambda+18,70\lambda^2-38,48\lambda^3+53,85\lambda^4$; $\lambda = l/W$;

l, W – длина трещины и ширина образца соответственно,

t – толщина образца (t = 1,6 мм для основного металла и зоны термического влияния;

t = 2,4 мм для сварного шва);

P – нагрузка на образец.

Границы применимости формул для относительной длины трещины $0<\lambda<0,6$.

Испытания на СРТУ после инициирования по [1] исходной усталостной трещины проводились при постоянной нагрузке и соответствующей температуре 550 °С и 600 °С. При этом соблюдали условие, в соответствии с которым напряжения в сечение нетто в процессе испытаний не должно превышать 0,8 от предела текучести, т.е.

$$\sigma_{нет} \le 0.8\sigma_{0,2}. \qquad (2)$$

Геометрические размеры образца для проведения экспериментальных исследований опре-

делялись измерениями исследуемого объекта, возможностями испытательного оборудования и требованиями нормативных документов. Это дало возможность на каждом образце получать 40-70 точек измерений.

Для косвенной оценки механических свойств ОМ, СШ, ЗТВ и наличия остаточных напряжений в результате технологической операции сварки было выполнено измерение твердости по методу Роквелла (HRC) на приборе твердомер электронный фирмы «ERNST», Швейцария .

Измерения твердости проводили на описанном ранее образце для исследования трещиностойкости на расстоянии ~ 15 мм от СШ и с шагом 0,5 мм по направлению к СШ. На рис. 2 представлена фотография исследуемой части поверхности образца с указанием направления движения от основного металла к зоне термического влияния сварного шва.

Следует отметить, что изменения твердости по HRC при переходе от ОМ к ЗТВ не наблюдается. Небольшие флуктуации не выходят за границы погрешности измерений. Это свидетельствует о незначительных отличиях механических свойств исследуемых зон.



Рис. 2. Зона измерения твердости от основного металла к сварному шву

Статистическая оценка полученных результатов и ее аналитическое описание

В работе [3] отмечено, что любое измеренное значение имеет ценность только в том случае, если для него указана погрешность. Как показывает опыт проведения исследований даже при тщательной отработке технологии изготовления образцов и методики испытаний наблюдается рассеивание полученных результатов, которое необходимо учитывать при оценке усталостных характеристик материалов.

Для оценки погрешности измерений и аппроксимации экспериментальных данных, а также для графического отображения зависимостей воспользовались стандартной программой OriginPro 8.1.

В программе по известным зависимостям оценивают значения коэффициента корреляции:

$$r = \frac{\sum^{n}(X_i - \overline{X})(Y_i - \overline{Y})}{\sqrt{\sum^{n}(X_i - \overline{X})^2 \cdot \sum^{n}(Y_i - \overline{Y})^2}}, \qquad (3)$$

где $X_i = \lg K_i$, $Y_i = \lg V_i$,

$\overline{X}$, $\overline{Y}$ – средние значения случайных величин X_i, Y_i.

Для описания линейного участка зависимости СРТУ от КИН используется зависимость Париса:

$$V = \frac{dl}{dN} = A\left(K_{max}\right)^b. \qquad (4)$$

Значения коэффициентов b и A определяются по известным формулам:

$$b = \frac{M\sum X_i Y_i - \sum X_i \sum Y_i}{M\sum (X_i)^2 - (\sum X_i)^2}, \qquad (5)$$

$$\lg A = \frac{\sum Y_i \sum (X_i)^2 - \sum X_i \; Y_i \sum X_i}{M\sum (X_i)^2 - (\sum X_i)^2}, \qquad (6)$$

где X_i, Y_i имеют те же обозначения, что и для формулы (3);

M – число наблюдений.

В работе [3] отмечено, что при достаточно больших выборках (M>30) закон распределения носит нормальный характер и согласно программе OriginPro 8.1 вероятность того, что 95% выборки попадает в заданный интервал определяется по формуле:

$$P\left(\overline{X} - 1.96\frac{S}{\sqrt{M}} < a < \overline{X} + 1.96\frac{S}{\sqrt{M}}\right) = 0.95, \qquad (7)$$

где a – истинное математическое ожидание случайных величин X_i,

M – объем выборки.

Результаты эксперимента и их анализ

На рис. 3, 4 представлены результаты по СРТУ в хромоникелевом сплаве КХС при температурах 550 °С и 600 °С соответственно, в разных зонах образца, которые обозначены на рис.1. На рис. 5, рис. 6 графическое представление интервалов попадания случайной величины X_i в толерантный интервал с 95%-ной вероятностью, где жирными линиями представлены средние значения СРТУ для СШ, ОМ и ЗТВ. Для точек, полученных на

ЗТВ и ОМ проводилась совместная статистическая обработка, т.к. из рис. 3, 4 следует, что разброс экспериментальных данных по СРТУ между ЗТВ и ОМ незначителен. В табл.1 представлены значения коэффициентов уравнение Париса для исследуемого сплава и его сварного шва при частоте f = 15 Гц и асимметрии цикла нагружения R = 0,1.

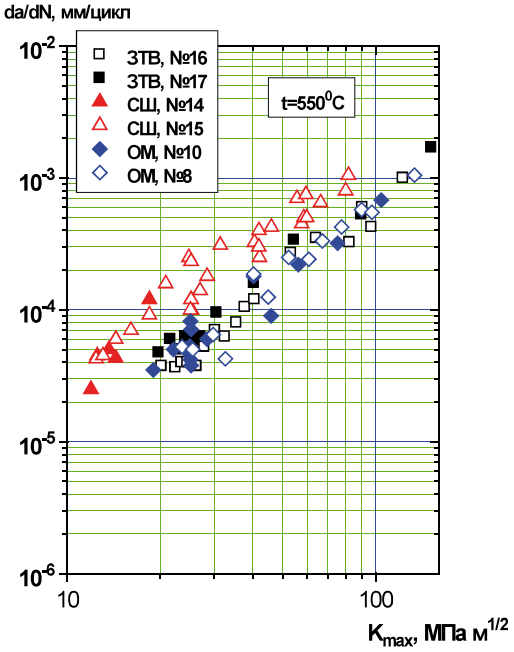


Рис.3. Результаты исследования скорости роста трещины сплава ККС при температуре 550 °С

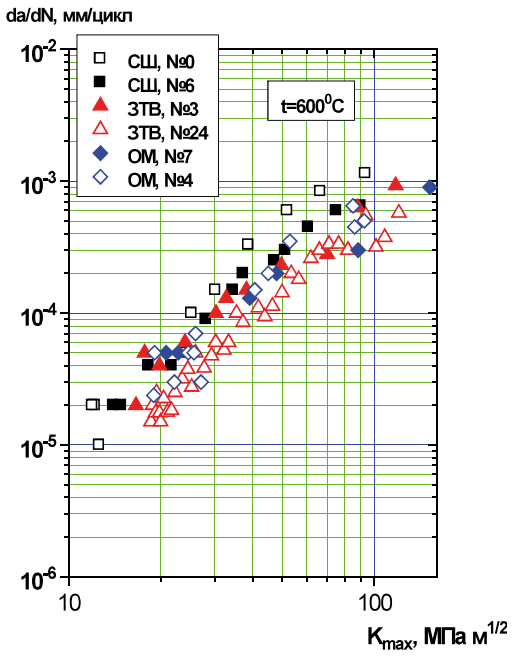


Рис. 4. Результаты исследования скорости роста трещины сплава ККС при температуре 600 °С

Значения b и A по формулам (5) и (6) определяли по 20-40 измерениям случайных величин V_i и K_i, что соответствовало рекомендациям [2]. Где отмечено, что в интервалах соответствующих 10-кратному изменению СРТУ должно быть определено не менее 15 значений, полученных не менее чем на двух образцах в диапазоне скоростей роста от 5.10^{-5} до 10^{-3} мм/цикл.

Из приведенных данных следует, что сопротивление развитию трещин усталости в металле СШ несколько ниже, чем в ОМ и ЗТВ, т.е. скорость роста трещины выше при температуре 550 °С примерно в три раза, а при температуре 600 °С – в два раза.

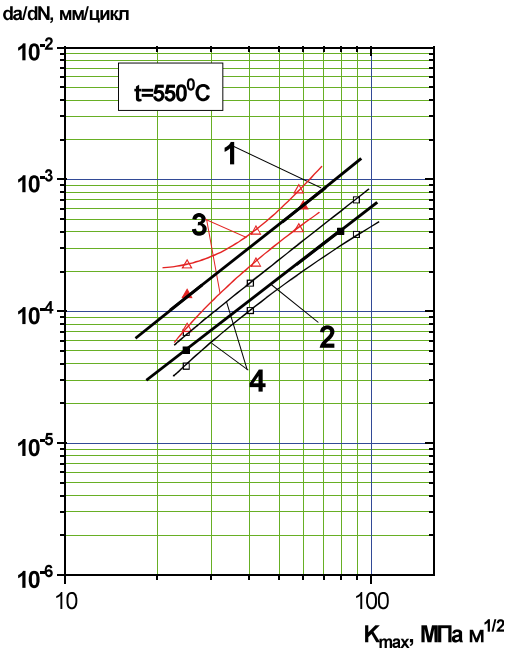


Рис. 5. Усредненные значения СРТУ диаграммы Париса: 1 – СШ, 2 – ЗТВи ОМ; 3 – доверительные интервалы для СШ, 4 - для ОМ и ЗТВ

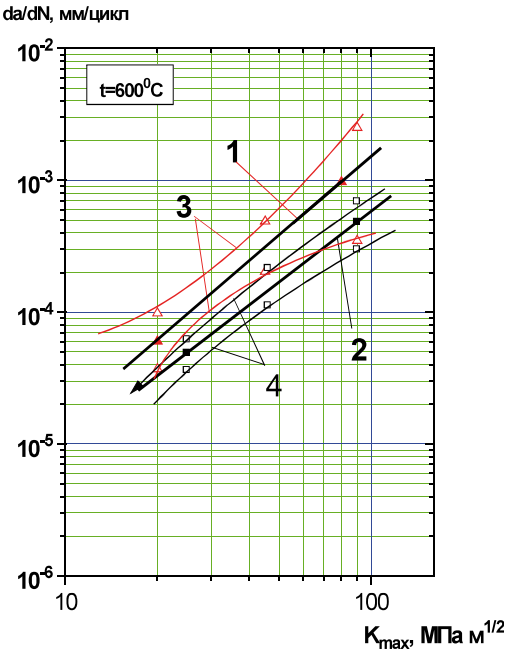


Рис. 6. Усредненные значения СРТУ диаграммы Париса: 1 – СШ, 2 – ЗТВи ОМ; 3 – доверительные интервалы для СШ, 4 - для ОМ и ЗТВ

Таблица 1. Значения коэффициентов уравнения Париса (4)

t, °C	Локализация роста трещины на образце	b	A
550	Основной металл и зона термического влияния	1.83	3.308E-7
	Сварной шов	1.762	4.61E-7
600	Основной металл и зона термического влияния	1.78	3.078E-7
	Сварной шов	2.09	1.043E-7

Дополнительно к исследованию циклической трещиностойкости были выполнены экспериментальные исследования усталостной прочности образцов со сварным швом из этого же сплава при максимальном напряжении в цикле равном 25 кг/мм^2, что приближенно соответствует значению окружных напряжений в стенке ККС и ассиметрии цикла нагружения равной 0,1. Показано, что разрушение (образование трещины длиной 23 мм) образцов в сварном шве начинается примерно при 300 тысячах циклов нагружения.

Заключение

Исследования на трещиностойкость жаропрочного хромоникелевого сплава корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя показали, что в рабочем для этого сплава диапазоне температур скорости роста усталостных трещин в зоне термического влияния и основном металле отличаются незначительно, а в сварном шве, с учетом статистической обработки результатов, скорость на участке Париса в два-три раза выше, чем в основном металле и зоне термического влияния.

Литература

1. ASTM E 647-00. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates // Annual Book of ASTM Standards, vol. 03.01: Metals – mechanical testing; elevated and low-temperature tests; metallography. West Conshohocken (PA): ASTM, 2002. – С.595 – 635.

2. РД 50-345-82 Методические указания. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при циклическом нагружении. – М: Изд-во стандартов, 1983. – 200 с.

3. Прошин В.И. Метрология, стандартизация и сертификация. Методы обработки результатов измерений: учеб. пособие / В.И. Прошин, В.Г.Сидоров. - СПб.: Политехн. Ун-т, 2007. - 139 с.

Поступила в редакцию 01.06.2018

В.В. Покровський, В.Г. Сидяченко, В.М. Єжов, І.А. Петрик, А.В. Міхайлютенко, Ю.Г. Романенко. Вплив експлуатаційних і конструкційних чинників на швидкість росту тріщин втоми в жароміцному нікелевому сплаві корпусу камеры згоряння авіаційного ГТД

Досліджено швидкість росту тріщин втоми в зоні термічного впливу, у зварному шві та в основному металі жароміцного нікелевого сплаву корпусу камери згоряння авіаційного газотурбінного двигуна при температурі експлуатації (550, 600 °С). Експерименти виконувались на плоских зразках при їх розтягуванні, товщина зразків 1,6 мм, що дорівнює товщині камери згоряння. Показано, що з урахуванням статистичної обробки експериментальних даних, за кінетикою росту тріщин втоми зона термічного впливу і основний метал мало відрізняються, а швидкість зросту тріщин втоми в зварному шві на ділянці Паріса в два-три рази збільшується.

Ключові слова: *швидкість росту тріщин втоми, ресурс, корпус камери згоряння, авіаційний газотурбінний двигун.*

V.V.Pokrovsky, V.G.Sydiachenko, V.N.Ezhov, I.A.Petrik, A.V.Mikhaylyutenko, Yu.G.Romanenko. Effect of operating and construction factors on the fatigue crack growth rate in the heat-resistant nickel alloy of aircraft gas turbine engine combustion chamber casing

For scientific justification of operation of aviation gas-turbine engines on technical condition it is necessary to have information on the fatigue crack growth rate in material of details of engines from the initial cracks sizes to critical. This information, according to normative documents, is used at purpose of terms and volumes of carrying out scheduled tasks at maintenance of engines. Work purpose: the research fatigue crack growth rate in a high-temperature ni-base alloy of a

combustion chamber casing of the aviation gas-turbine engine taking into account operational (temperatures) and constructional (a joint weld,product thickness) factors. Experimental procedure: the studies were performed on a flat specimens on tension (plate 1.6 mm thickness) with a local cut by a standard ASTM E647 technique at temperatures of tests +550°C and +600°C. Fatigue crack growth rate was investigated in the base metal,in a joint weld and in a zone of thermal influence apart 23 mm from a joint weld. For this,a fatigue crack was initiated from a mechanically incised notch that was located in a corresponding place with respect to the welded seam: over the base metal,welded seam,and the zone of thermal influence. A linear portion of the fatigue crack growth diagrams is constructed and the coefficients of the Paris equation are obtained. Confidence intervals are also given,which illustrate the region where the results of the experiment hit the target with a probability of 95%. Conclusion: it is shown that taking into account statistical data interpretation on fatigue crack growth rate of the zone of thermal influence and the main metal differ slightly while fatigue crack growth rate in a joint weld increases in twothree times. Assessment of mechanical characteristics of studied alloy was performed,upon transition from the base metal through a zone of thermal influence to a joint weld. For this purpose were used measurements of hardness by Rockwell's method. Results showed minor change of hardness that indirectly explains small difference (in borders of a statistical error) on the fatigue crack growth rate in the base metal and a zone of thermal influence.

Key words: *fatigue crack growth rate, combustion chamber, gas turbine engine.*

References

1. ASTM E647-00. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. Annual Book of ASTM Standards, Vol. 03.01: metals-mechanical testing; elevated and low-temperature tests; metallography. West Conshohocken (PA): ASTM; 2002. p. 595 – 635.

2. RD 50-345-82 Metodicheskie ukazanija. Raschety i ispytanija na prochnost'. Metody mehanicheskih ispytanij metallov. [RD 50-345-82 Methodical instructions. Calculations and strength tests. Methods of mechanical testing of metals. Determination of fracture toughness characteristics (fracture toughness) under cyclic loading]. Moscow, Publ. house of stand., 1983. 200 p.

3. Proshin V.I., Sidorov V.G. Metrologija, standartizacija i sertifikacija. Metody obrabotki rezul'tatov izmerenij: ucheb. Posobie [Metrology, standardization and certification. Methods of processing the results of measurements: Textbook. Allowance]. Peter the Great St.Petersburg Polytechnic University, 2007. 139 p.

УДК 629.7

Семенов К. И. канд. физ.-мат. наук, ст. научн. сотрудник Проблемной лаборатории физики аэродисперсных систем, Одесский национальный университет им. И.И. Мечникова, Одесса, Украина, e-mail: semenovki@onu.edu.ua;

Копейка А. К. канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры общей и химической физики, Одесский национальный университет им. И. И. Мечникова «Одесский национальный университет», Одесса, Украина, e-mail: kopiyka@onu.edu.ua

ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Предлагается новый гибридный (комбинированный) ракетный двигатель, на который получен патент Украины («Спосіб комбінування реактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів». 25.08.2015 №100987). Обсуждаются некоторые аспекты его конструкции и работы в сравнении с аналогами. Показано, что наилучшим, с точки зрения простоты реализации, способом достижения необходимой степени оптимальности является механическое отделение части реактивной струи реактивного двигателя от рабочего объёма прямоточно-реактивного двигателя, расположенного соосно с первым с возможностью регулировки воздуха и инжектирующей части струи реактивного двигателя путём введения в конструкцию гибридного двигателя заслонок.

Ключевые слова: *реактивный двигатель, прямоточный реактивный двигатель, гибридный реактивный двигатель, ракетный двигатель, гибридный ракетный двигатель.*

Введение

Одной из основных проблем двигателестроения на сегодняшний день является повышение технико-экономической эффективности ракетных двигателей.

Степень их совершенства, надежность и стоимость запуска предопределяет эффективность, в первую очередь – удельную стоимость выводимого в космос полезного груза, дальность полёта (для ракет ПВО в том числе). Исходя из проблем эксплуатации современных ракет, в основу формирования системы выведения можно положить, в частности, такой ряд требований [1]:

- снижение вредного интегрального воздействия системы выведения на окружающую среду (в том числе при подготовке окислителя);
- создание научно-технического и технологического задела по ключевым элементам системы выведения нового поколения;
- расширение функциональных возможностей и улучшение эксплуатационных характеристик двигателей;
- разработка конструкции ракетных двигателей, позволяющая реализовать менее энергозатратные схемы полёта ракет;
- снижение удельной стоимости выведения космических аппаратов.

Как показали работы разных авторов [2, 3], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на твёрдом горючем и жидком или газообразном окислителе.

Потребителями предлагаемого гибридного двигателя могут быть космические агентства и структуры, занимающиеся обеспечением противовоздушной обороны.

Целью данной работы является анализ работы и конструкции разработанного гибридного реактивного-прямоточного реактивного двигателя.

Постановка задачи

Поскольку полные технический и физико-математический анализ работы любого двигателя может занять множество томов, то в данной работе авторы поставили более скромные задачи:

- выявление одного из недостатков аналогов предлагаемого ГРД;
- качественный анализ предлагаемого технического решения.

1. Аналоги предлагаемого гибридного двигателя

Существует целый ряд аналогов предлагаемого ГРД. Например, в [4], (рис. 1), комбинированный ракетный двигатель содержит прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 и ракетный двигатель 2. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 состоит из входного устройства 3, камеры 4 дожигания и выходного устройства 5, расположенных друг за другом. Он содержит также ёмкость 6 с горючим и систему подачи горючего, например, состоящую из газогенератора 7, органов 8 управления, магистралей 9, осуществляющих подачу газа на наддув ёмкости 6 с горючим, в которой расположена разделительная (эластичная) мембрана 10, магистралей 11, сообщающих ёмкость 6 с горючим с форсуночными устрой-

© Семенов К.И., Копейка А.К. 2018

ствами 12. В магистралях 11 установлены запорные и регулирующие устройства 13, с помощью которых осуществляется изменение подачи горючего в камеру дожигания. Ракетный двигатель 2 содержит камеру 14 сгорания, в которой размещён заряд твёрдого топлива, например, обогащённый горючим. Выходное устройство ракетного двигателя 2 содержит, например, четыре газовода 15, выполненных в виде сопла Лаваля с неполным профилем расширяющейся части с одной стороны, т.е. сопла Лаваля с наклонным к продольной оси выходным сечением, точка пересечения, оси которого с минимальной образующей профиля раструба размещена в плоскости входа камеры 4. На входе газовода 15 расположено форсуночное устройство 12 в виде кольцевой щели. При этом каждый газовод 15 содержит узел 16 вращения, который обеспечивает вращение вокруг продольной оси, для чего на наружной поверхности расширяющейся части выполнено зубчатое колесо 17, передающее вращение газоходу 15 от автономного источника 18 вращения.

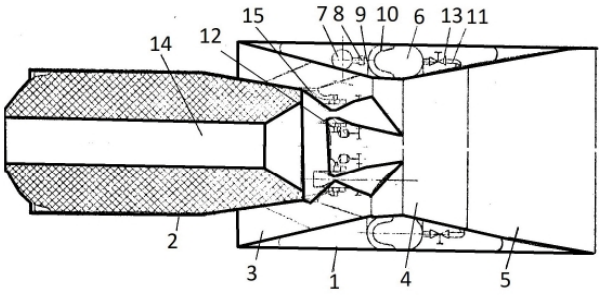


Рис. 1. Устройство ГРД по [4]

При запуске ракетного двигателя продукты неполного сгорания поступают по газоходам 15 в камеру 4 прямоточного воздушно-реактивного двигателя 1, где перемешиваются с поступающим через входное устройство 3 воздухом. Для смещения двух сверхзвуковых химически реагирующих потоков, организуют движение их путём пересечения линий тока. Высокоэнергетический высокотемпературный поток из четырех газоходов 15 разворачивается в сторону неполного профиля расширяющейся части сопла Лаваля, пересекая линии тока воздушного потока соосного каналу газохода 15. С увеличением скорости воздушного потока на входе в прямоточный воздушно-реактивный двигатель 1 и степени обогащённой горючим снижается, поэтому для повышения эффективности смешения осуществляют вращение турбулизатора вокруг своей продольной оси. Турбулизация усиливается не только за счёт пересечения линий тока высокотемпературного потока из камеры 14 сгорания с воздушным потоком, но и при периодическом (в зависимости от угла поворота газоходов 15) взаимодействии высокотемпературных потоков из камеры 14 сгорания между собой, находясь одновременно в воздушном потоке камеры 4 дожигания, что способствует увеличению эффективности смешения и уменьшению времени для завершения процесса полного сгорания в камере 4. С дальнейшим увеличением сверхзвуковой скорости набегающего воздушного потока время пребывания реагирующих компонентов потоков в камере 4 уменьшается. В этом случае создаётся неоднородность поля концентрации в поперечном сечении высокотемпературного потока при движении по газоходу 15 путём уменьшения продуктов неполного сгорания в ядре потока и увеличение их на периферии потока. Из ёмкости 6 с горючим по магистрали 11 подаётся жидкий компонент (горючее) в форсуночное устройство 12. При вращении газовода 15 жидкий компонент под действием центробежных сил прижимается к внутренней поверхности газовода, взаимодействуя с дозвуковым высокотемпературным потоком, испаряется, образуя тонкий газовый слой по периферии высокотемпературного потока в поперечном сечении, содержащий избыточность горючих компонентов. Длина дозвуковой части газовода 15 выбирается из условия завершения процесса испарения до минимального сечения газовода 15, а величина расхода жидкого компонента регулируется устройством 13 в зависимости от изменения величины и направления вектора скорости набегающего воздушного потока. Взаимодействие воздушного потока с высокотемпературным потоком, имеющим в поперечном сечении неоднородность поля концентраций компонентов горючего, способствует уменьшению времени, потребного для завершения цепного механизма химических превращений в камере 4 прямоточного воздушно-реактивного двигателя 1. Продукты полного сгорания из камеры 4 поступают в выходное устройство 5, где, расширяясь, преобразуют тепловую энергию потоков в кинетическую энергию струи комбинированного ракетного двигателя.

Другой вариант ГРД приведён в [5] и состоит из прямоточного воздушно-реактивного двигателя с камерой дожигания, ракетного двигателя твёрдого топлива, камера сгорания которого соединена с камерой дожигания газоводами, и устройства регулирования расхода продуктов сгорания.

Еще один аналог [6] содержит обечайку, внутри которой с кольцевым зазором, образующим воздухозаборник, установлен газогенератор с зарядом твёрдого топлива, на переднем днище которого размещён сопловый блок.

Указанные, и другие, ГРД не обеспечивают оптимальных энергетических характеристик из-за характерной конструкции ГРД. Неактивное смешение сверхзвуковой струи реактивного двигателя с инжектируемым [7] воздухом в диффузоре приводит к движению ядра сверхзвуковой струи без эффективной передачи кинетической энергии инжектируемому воздуху (при увеличении отношение осевой скорости к средней на входном сечении диффузора с 1 до 4,8 коэффициенту полезного действия диффузора снижается с 0,9 до 0,38 согласно [8]. При этом падает и тяга и коэффициент полезного действия [9], что является недостатком перечисленных конструкций ракетно-прямоточных двигателей. Другим недостатком является то, что смешивание реактивной струи с инжектируемым воздухом и парами топлива в камере сгорания приводит к относительному обеднению смеси окислителем, локальному нарушению стехиометрии, выносу ещё не сгоревшей смеси из зоны горения, а, следовательно, к нарушению горения, что проиллюстрировано на рис. 2. Все это приводит к снижению эффективности работы ГРД.

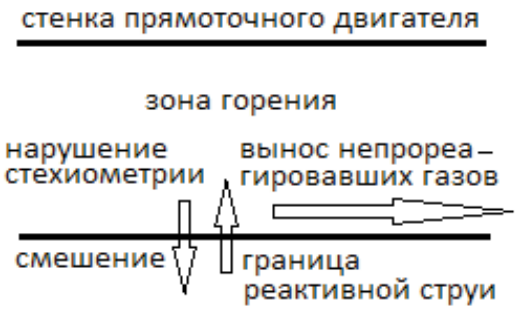


Рис. 2. Схематичное изображение паразитных процессов в ГРД

Таким образом, у всех перечисленных (и других) аналогов реактивная струя, проходя через объем прямоточного двигателя, нарушает его работу.

2. Гибридный двигатель с отделённой реактивной струёй

Схематическое изображение [10] устройства предлагаемого ГРД представлено на рис.3.

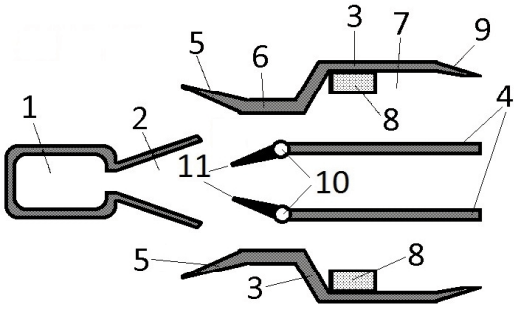


Рис. 3. Устройство ГРД с отделённой реактивной струёй

Двигатель состоит из камеры сгорания 1 и сопла Лаваля 2, к которым с помощью кронштейнов (на рисунке не показаны) крепится обечайка 3, внутри которой, и совместно с ней, с помощью радиальных перегородок (на рисунке не показаны) закреплена обечайка 4. Обечайка 3 имеет такую форму, что вблизи сопла 2 она имеет инжекционный конус 5, камеру смешения 6, камеру сгорания 7 топлива 8 (на рис.3 показано твёрдое топливо, но в камеру может через специальные форсунки подаваться топливо и в другом агрегатном состоянии) и сопло 9. Элементы 4, 6, 7, 8, 9 образуют прямоточный реактивный двигатель. На шарнирах 10 по периметру обечайки 4 прикреплены пластины 11, которые регулируют степень инжекции реактивной струи.

Реактивная струя после выхода из сопла 2 делится пластинами 11 на две части. Внутренняя часть реактивной струи проходит внутри обечайки 4, и создаёт основную тягу, а его внешняя часть попадает в промежуток между обечайками 3 и 4 и служит инжектируемой средой для воздуха, который подсасывается через инжекционный конус 5. По мере увеличения скорости ракеты степень инжекции реактивной струи пластинами 11 уменьшают, поскольку возрастает напор набегающего воздуха.

На рис. 4 схематично, по аналогии с рис. 2, показаны следствия введения разделительного цилиндра (обечайки).

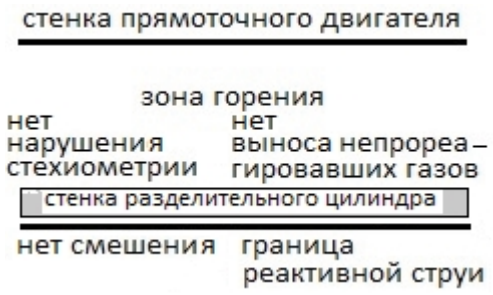


Рис. 4. Фрагмент выходного эффекта устройства быстрого поиска [3]

Заключение

Современный этап развития ракетных двигателей характерен как поиском путей удешевления стартов ракет, так и совершенствованием существующих.

Существует довольно широкий класс потребителей таких ГРД, от космических кораблей до ПЗРК военного назначения.

Показано, что наилучшим, с точки зрения простоты реализации, способом достижения оптимальной работы комбинированного прямоточного двигателя является отделение его рабочего объёма от реактивной струи и применение регулировки входного потока воздуха

и инжектирующей части струи реактивного двигателя.

Очевидно, предлагаемый ГРД требует дополнительных физико-математических расчетов, как рабочих режимов, так и конструктивных элементов, а также экспериментальных исследований.

Литература

1. Процессы в гибридных ракетных двигателях [Текст] / А. М. Губертов, В. В. Миронов, Р. Г Голлендер и др.; под ред. А. С. Коротеева. – М.: Наука, 2008. – 405 с.

2. Головков Л. Г. Гибридные ракетные двигатели [Текст] / Л. Г. Головков. – М. : Воениздат, 1976. – 168 с.

3. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects [Text] / N. A. Davydenko, R. G. Gollender, A. M. Gubertov et al. // Aerospace Science and Technology. – 2007. – Vol. 11. – P. 55–60.

4. Комбинированный ракетный двигатель [Текст]: пат. 1734442 Рос. Федерация : МПК7 F02K7/18 / Осипов Е. С., Демидов Г. В., Глєбов Г. А ; заявитель и патентообладатель Казанский государственный технический университет им. А.Н.Туполева. – №4781462/23; заявл. 15.01.1990; опубл. 27.01.1995. Бюл. №23 (II ч.). – 3 с.: ил.

5. Haehnel Thomas. Einrichtung zum Steuern der Strцmungsquerschnitte von Kandlen, insbesondere von Gasleitrohren eines Raketen-Staustrahltriebwerks [Text]. Patent DE №3005864, 1981.

6. Tanter Gerard Jean Le, Luscan Bernard Aphonse. Ensemble propulsif pour missile statoreacteur a propulseur d'acceleration integer [Text]. Patent FR №2549146, 1985.

7. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст] / Г. Н. Абрамович. - М. : «Наука», 1976. – 491 с.

8. Соколов Е. Я. Струйные аппараты [Текст] / Е. Я. Соколов, Н. М. Зінгер. - М. : Єнергоатомизда, 1989. – 71 с.

9. Стечкин Б. С. Избранные труды: Теория тепловых двигателей [Текст] / Б. С. Стечкин. - М.: Физматлит, 2001. – 99 с.

10. Спосіб комбінування реактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів [Текст] : пат. 100987 Украина : МПК7 F02K 7/18 / Семенов К. І.; заявитель и патентообладатель Одесский национальный университет имени И.И. Мечникова. – №u201413473; заявл. 15.12.2014; опубл. 25.08.2015. Бюл. №16. – 3 с.: ил.

Поступила в редакцию 20.06.2018

К.І. Семенов, О.К. Копейка. Гібрідний ракетний двигун

Пропонується новий гібридний (комбінований) ракетний двигун, на який отримано патент України («Спосіб комбінування реактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів». 25.08.2015 №100987). Обговорюються деякі аспекти його конструкції і роботи в порівнянні з іншими аналогами. Показано, що найкращим, з точки зору простоти реалізації, способом досягнення необхідного ступеня оптимальності є механічне відділення частини реактивного струменя реактивного двигуна від робочого об'єму прямоточно-реактивного двигуна, розташованого коаксіально з першим, з можливістю регулювання потоку повітря та частини струменю реактивного двигуна що інжектується, шляхом введення в конструкцію гібридного двигуна заслінок.

Ключові слова: *реактивний двигун, прямоточний реактивний двигун, гібридний реактивний двигун, ракетний двигун, гібридний ракетний двигун.*

K.I. Semenov, A.K. Kopiyka. Hybrid rocket engine

The new hybrid (combined) rocket engine on which it is taken out a patent Ukraine is offered ("A way of combination jet i uniflow it is air - jet engines". 25.08.2015 No. 100987). Some aspects of its design and work in comparison with analogs are discussed. Shortcomings of analogs which do not provide optimum power characteristics because of their reference design are noted. Inactive mixture of a supersonic backwash with the injected air in the diffuser leads to driving of a core of a supersonic stream without efficient transfer of a kinetic energy to the injected air. At the same time both the draft and an efficiency falls. Other shortcoming is that interfusing of a jet stream with the injected air and vapors of fuel in a combustor leads to local violation of stoichiometry,to carrying out of yet not burned down mix from the combhstion zone,and,therefore, to combustion violation that in total leads to decrease in overall performance of the engine. It is shown that the best,from the point of view of simplicity of realization,way of achievement of necessary degree of optimality of operation of the hybrid engine,is the mechanical separation of a part of a jet backwash from displacement volume of the uniflow jet located coaxially with the first with a possibility of adjustment of air and the injecting part of a backwash by introduction to a design of the hybrid engine of valves. Such division of the main volume of a jet stream of a uniflow jet,jet from displacement volume,promotes lack of carrying out of the unreacted gases

adjacent to a jet stream of a jet, from the combhstion zone of the uniflow engine (because of injection). Besides, the dividing wall promotes preservation of stoichiometry of mix fuel - oxidizer in the combhstion zone of displacement volume of a uniflow jet. The existing modern ceramic refractory materials (on the basis of carbides, nitrides, oxides of metals and nonmetals) already allow to enable technically the realization of the offered design of the hybrid engine. The offered engine promotes the solution of one of the main problems of engine-building today, namely a problem increase in technical and economic effectiveness of rocket engines.

Key words: *jet engine, direct-flow jet engine, hybrid jet engine, rocket engine, hybrid rocket engine.*

References

1. Processy v gybrydnyx raketnyx dvygatelyax [Processes in hybrid rocket engines] / A. M. Gubertov, V. V. Myronov, R. G Gollender y dr.; pod red. A. S. Koroteeva. – M.: Nauka, 2008. – 405 p.

2. Golovkov L. G. Gybrydnye raketnye dvygately [Hybrid rocket engines] / L. G. Golovkov. – M.: Voeny`zdat, 1976. – 168 p.

3. Hybrid rocket engines: The benefits and prospects / N.A. Davydenko, R.G. Gollender, A.M. Gubertov et al. // Aerospace Science and Technology. – 2007. – Vol. 11. – P. 55–60.

4. Kombynyrovannyj raketnyj dvygatel` [Combined rocket engine]: pat. 1734442 Ros. Federacyya: MPK7 F02K7/18 / Osypov E.S., Demydov G.V., Glyebov G.A.; zayavytel` y patentoobladatel` Kazanskyj gosudarstvennyj texnychesky`j unyversytet ym. A.N. Tupoleva. – # 4781462/23 ; zayavl. 15.01.1990; opubl. 27.01.1995, Byul. # 23 (II ch.). – 3 s.: yl.

5. Haehnel Thomas. Einrichtung zum Steuern der Strцmungsquerschnitte von Kanдlen, insbesondere von Gasleitrohren eines Raketen-Staustrahltriebwerks [Device for controlling the flow cross sections of channels, in particular gas guide tubes of a rocket ramjet]. Patent DE №. 3005864, 1981.

6. Tanter Gerard Jean Le, Luscan Bernard Aphonse. Ensemble propulsif pour missile statoreacteur a propulseur d'acceleration integer [Propulsion unit for statoreactor missile with integral acceleration thruster]. Patent FR №. 2549146, 1985.

7. Abramovy`ch G. N. Prykladnaya gazovaya dynamyka [Applied gas dynamics] / G. N. Abramovych. - M.: «Nauka», 1976. – 491 p.

8. Sokolov E. Ya. Strujnye apparaty [Inkjet devices] / E. Ya. Sokolov, N. M. Zinger. - M.: Yenergoatomyzda, 1989. – 71 p.

9. Stechkyn B. S. Yzbrannye trudy: Teoryya teplovyx dvygatelej [Selected Works: Theory of Heat Engines] / B. S. Stechkyn. - M.: Fyzmatlyt, 2001. - 99 p.

10. Sposib kombinuvannya reaktyvnogo i pryamotochnogo povitryano-reaktyvnogo dvyguniv [A method of combining reactive and direct-current air-jet engines]: pat. 100987 Ukrayna: MPK7 F02K 7/18 / Semenov K. I.; zayavytel` y patentoobladatel` Odesskyj nacyonalnyj unyversytet ymeny Y.Y. Mechnykova. – # u201413473; zayavl. 15.12.2014; opubl. 25.08.2015, Byul. # 16. – 3 s.: yl.

УДК 621.44.533.697

Шакало Р. Ю. инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: ShakaloRYu@zmdb.ua;

Якушев Ю. В. начальник отдела турбин ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: YakushevYuV@zmdb.ua;

Резник С. Б. начальник расчетно-экспериментальной бригады отдела турбин ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: ReznikSB@zmdb.ua;

Борис С. Б. инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: BorisSB@zmdb.ua;

Придорожный Р. П. канд. техн. наук, ведущий инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: PridorozhnyyRP@zmdb.ua

РАЗРАБОТКА ОХЛАЖДАЕМОЙ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ТВД С ВНУТРИСТЕНОЧНОЙ СИСТЕМОЙ ОХЛАЖДЕНИЯ

Охлаждаемые рабочие лопатки турбины являются одними из самых сложных и высоконагруженных деталей газотурбинного двигателя. Создание новых, перспективных двигателей во многом зависит от создания надежных, работоспособных рабочих лопаток турбины. В данной работе представлены результаты проектирования охлаждаемой рабочей лопатки ТВД с внутристеночной системой охлаждения. Изложены основные требования и методы их обеспечения при разработке данной лопатки. Приведены результаты теплового и прочностного расчета. Выполнен сравнительный анализ охлаждаемых рабочих лопаток ТВД с внутристеночной и петлевой (серийной) системами охлаждения.

Ключевые слова: *рабочая лопатка, система охлаждения, внутристеночное охлаждение.*

Введение

Одним из основных направлений повышения термического КПД газотурбинного двигателя является повышение температуры газа перед турбиной. Это позволяет существенно снизить удельный расход топлива, вес и размеры двигателя. Основным фактором, ограничивающим дальнейшее повышение температуры газа, является необходимость обеспечения работоспособности рабочих лопаток ТВД, а следовательно обеспечение допустимой температуры материала лопатки. Повышение работоспособности рабочих лопаток в условиях высоких температур и при высоких нагрузках обеспечивается применением новых жаростойких и жаропрочных материалов, новых теплозащитных (керамических) покрытий, а также созданием рабочих лопаток с высокоэффективными системами охлаждения [1].

Для современных высокотемпературных двигателей характерно использование рабочих лопаток с многоканальной петлевой конвективно-пленочной системой охлаждения с применением теплозащитных покрытий и большим количеством перфорационных отверстий. Однако, в публикациях все чаще появляется информация о создании передовыми зарубежными фирмами, такими как General Electric, Pratt&Whitney, RollsRoyce, ЦИАМ и другие, рабочих лопаток с внутристеночными (проникающими) системами охлаждения.

В связи с этим создание рабочих лопаток с внутристеночной системой охлаждения является одной из актуальных задач на сегодняшний день. В данной работе представлены результаты разработки и изготовления рабочей лопатки ТВД с внутристеночной системой охлаждения, разработанной на ГП «Ивченко-Прогресс».

1. Выбор схемы охлаждения разрабатываемой рабочей лопатки

В сравнении с серийной (базовой) рабочей лопаткой ТВД, разрабатываемая лопатка с внутристеночной системой охлаждения должна обеспечить возможность повышения температуры газа перед турбиной или, при тех же параметрах работы двигателя, повысить ресурс лопатки. В качестве объекта сравнения выбрана серийная рабочая лопатка с петлевой конвективно-пленочной системой охлаждения, внешний вид которой представлен на рис. 1.

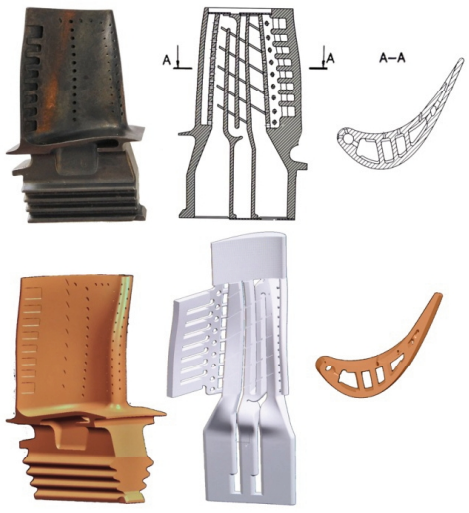


Рис. 1. Базовая рабочая лопатка

© Шакало Р.Ю., Якушев Ю.В., Резник С.Б., Борис С.Б., Придорожный Р.П., 2018

Основным отличием лопатки с внутристеночной системой охлаждения от лопаток с петлевой системой охлаждения является наличие в центральной части лопатки системы радиальных каналов, охлаждающий воздух в которых перемещается из канала в канал посредством отверстий для струйного натекания.

При проектировании системы охлаждения внутристеночной лопатки существовал ряд ограничений, которые необходимо было выдержать:

– система охлаждения спроектированной лопатки должна быть реализована без изменения наружной геометрии базовой рабочей лопатки;

– расход воздуха, идущего на охлаждения лопаток, не должен быть больше, чем в серийных лопатках;

– масса спроектированной лопатки не должна быть больше, чем базовой лопатки;

– спроектированная рабочая лопатка должна быть изготовлена на имеющемся оборудовании ГП «Ивченко-Прогресс».

Перед началом проектирования выполнен анализ существующих публикаций, который показывает, что наиболее распространенной среди рабочих лопаток с проникающим охлаждением, является схема с одним большим внутренним каналом, соединенным через отверстия струйного натекания с малыми каналами на корыте и спинке лопатки.

В работе [2] описана схема охлаждения лопатки с внутристеночным охлаждением, предложенная Дэйли. Сечение пера этой лопатки представлено на рис 2.



Рис. 2. Сечение рабочей лопатки, предложенной в работе Дэйли

В работе [3] описана схема охлаждения лопатки с проникающим охлаждением спроектированной в ЦИАМ. Сечение пера лопатки, разработанной в ЦИАМ, представлено на рис. 3.



Рис. 3. Сечение рабочей лопатки, разработанной в ЦИАМ

После анализа существующих публикаций и учитывая требования к разработке и производству, спроектирована рабочая лопатка с наиболее эффективной системой охлаждения, не имеющей аналогов. Схема спроектированной лопатки представлена на рис. 4.

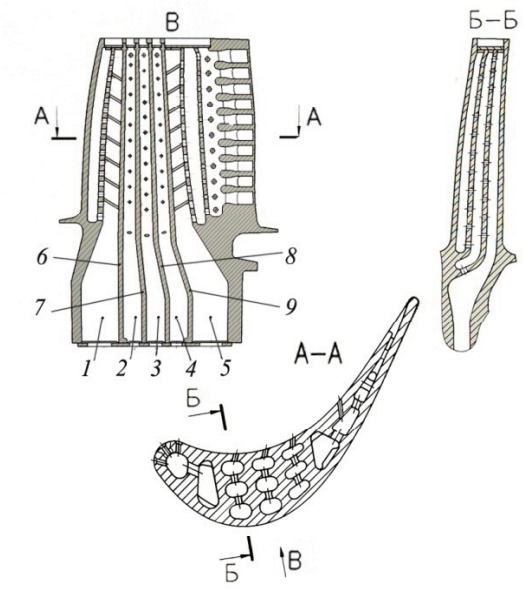


Рис. 4. Спроектированная рабочая лопатка

Система охлаждения рабочей лопатки (рис. 4) формируется пятью внутренними полостями 1, 2, 3, 4, 5, не имеющих между собой взаимного сообщения и разделёнными между собой поперечными рёбрами 6, 7, 8, 9. Каждая из внутренних полостей 1, 2, 3, 4, 5 состоит из каналов, соединённых между собой перемычками.

Повышенная интенсивность охлаждения обеспечивается за счет увеличенной площади внутренних каналов, участвующих в теплообмене.

Обеспечение оптимального охлаждения разных участков лопатки конвективным и заградительным охлаждением достигается тем, что все группы полостей не соединены ни между собой, ни с другими полостями лопатки и расход охладителя через каждую группу каналов может

регулироваться дросселем. Дроссель установлен на входе охладителя в каждую внутреннюю полость [4].

Также одной из задач при проектировании было сохранение напряжений от действия центробежных сил. Для обеспечения высокой точности расчетов массы, площади и других геометрических характеристик проектирование рабочей лопатки выполнялось с помощью системы трёхмерного моделирования Unigraphics. Твердотельная модель лопатки и стержня приведены на рис. 5.



Рис. 5. Твердотельная модель спроектированной лопатки и стержня

2. Тепловые и прочностные расчеты рабочей лопатки

Применение системы трёхмерного моделирования позволило оптимизировать геометрические размеры охлаждающих каналов с точки зрения массовых характеристик лопатки. Масса лопаток в расчетных сечениях приведена в таблице 1.

При проектировании, с целью более точного анализа изменения теплонапряженного состояния разрабатываемой рабочей лопатки с внутристеночным охлаждением, результаты тепловых и прочностных расчетов сравнивались с расчетами базовой лопатки.

Выполнены тепловые и прочностные расчеты разработанной рабочей лопатки. Сравнительные результаты расчетов спроектированной и базовой рабочих лопаток представлены в таблице 1.

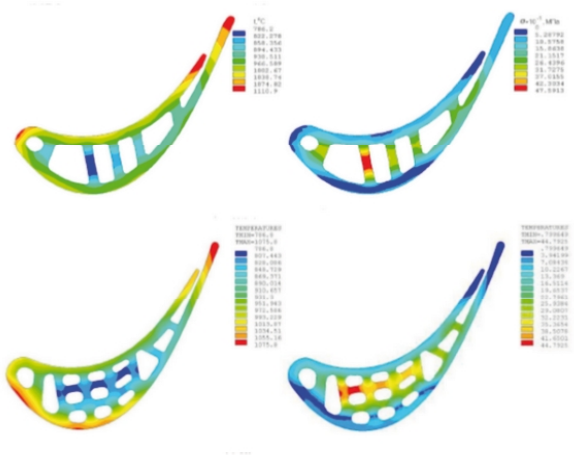
Таблица 1. Сравнительные результаты расчетов

Лопатка	Сечение	Масса, гр	Tср, °C
Серийная	среднее	10,73	953
	корневое	24,69	911
	Над 1 зубом	65,27	652
С проникающим охлаждением	среднее	11,73	924 (-29)
	корневое	26,35	831 (-80)
	Над 1 зубом	67,61	652 (0)

Как видно из результатов расчетов, за счет применения новой системы охлаждения, в среднем и корневом сечениях пера удалось снизить среднюю температуру на 29 °C и 80 °C соответственно. В результате снижения температуры запасы прочности в среднем и корневом сечениях повысились на 7% и 24% соответственно.

Температурное состояние над первым зубом замкового соединения не изменилось, но за счет увеличения площади сечения удалось повысить запас прочности на 5,8%.

Тепловое и напряженное состояние среднего сечения базовой и спроектированной лопаток приведены на рис.6.



а б

Рис. 6. Тепловое (а) и напряженное (б) состояние среднего сечения базовой и спроектированной лопаток

Применение модернизированной системы охлаждения позволит повысить ресурс рабочей лопатки с 6000 ч до 20000 ч.

3. Изготовление рабочих лопаток

Изготовление рабочих лопаток с подобными схемами охлаждения требует применения новых технологий и нового оборудования.

На рис.7 приведен стержень лопатки с внутристеночным охлаждением.

На рис. 8 приведена изготовленная рабочая лопатка с внутристеночным охлаждением.

После отработки технологии изготовления лопаток с внутристеночным охлаждением, на ГП «Ивченко-Прогресс» изготовлен комплект рабочих лопаток с внутристеночным охлаждением (рис. 9).



Рис. 7. Стержень рабочей лопатки с внутристеночным охлаждением



Рис. 8. Рабочая лопатка с внутристеночным охлаждением



Рис. 9. Колесо ТВД, укомплектованное рабочими лопатками с внутристеночным охлаждением

Заключение

В результате проведенной работы разработана конструкция рабочей лопатки ТВД с внутристеночной системой охлаждения и выпущена конструкторская документация для ее изготовления.

На разработанную рабочую лопатку ТВД получены следующие патенты:

– Украинский патент “Охолоджувана робоча лопатка турбіни” № UA 62233 U, 25.08.2011.

– Патент РФ на полезную модель № RU 117505 U1, 27.07.2012..

На данный момент ведутся работы по дальнейшему исследованию и модернизации лопаток с внутристеночным охлаждением.

Литература

1. Высокотемпературные газовые турбины [Текст] / Под ред. М.Я. Иванова. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – С. 304.

2. Дэйли Г.М. Аэротермические характеристики внутренних систем охлаждения в турбомашинах: вопросы проектирования и расчета [Текст]/ курс лекций /Г.М. Дэйли, – 28 марта 3, 2000 г.

3. Новиков А.С. Эффективное охлаждение лопаток высокотемпературных ТВД [Текст]/ А.С. Новиков, С.В.Харьковский, А.А. Мухин / Двигатель №1(109) 2017 С. 1-4.

4. Пат. 117505 Российская Федерация, Охлаждаемая рабочая лопатка турбины [Текст] / Якушев Ю.В., Резник С.Б., Меркулов В.М., Борис С.Б., Шакало Р.Ю.; заявитель и патентообладатель ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» опубл. 27.07.12, приоритет 02.10.10.

5. Пат. 62233 Украина, Охлаждаемая рабочая лопатка турбины [Текст] / Якушев Ю.В., Резник С.Б., Меркулов В.М., Борис С.Б., Шакало Р.Ю.; заявитель и патентообладатель ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» опубл. 25.08.11.

Поступила в редакцию 01.08.2018

Р.Ю. Шакало, Ю.В. Якушев, С.Б. Різник, С.Б.Борис, Р.П. Придорожний. Розробка охолоджувальної робочої лопатки ТВТ з проникаючою системою охолодження

Охолоджувані робочі лопатки турбіни є одними з найскладніших та найнавантаженіших деталей газотурбінного двигуна. Створення нових, перспективних двигунів багато в чому залежить від створення надійних, працездатних робочих лопаток турбіни. В даній роботі приведено результати проектування охолоджуваної робочої лопатки ТВТ з проникаючою системою охолодження. Викладені основні вимоги та методи їх вирішення при розробці даної лопатки. Наведено результати теплового розрахунку та розрахунку на міцність. Виконано порівняльний аналіз охолоджуваних лопаток ТВТ з проникаючою та петльовою (серійною) системами охолодження.

Ключові слова: *робоча лопатка, система охолодження, проникаюче охолодження.*

R.Yu. Shakal, Yu.V. Yakushev, S.B. Reznik, S.B. Boris, R.P. Pridorozhnyy. Development of cooled tube shoulder with inservice cooling system

Cooled turbine blades are one of the most complex and highly loaded parts of a gas turbine engine. The creation of new, perspective engines largely depends on the creation of reliable, efficient working blades of the turbine. In this paper, we present the results of the design of a cooled working bladder with an intra-wall cooling system. The main requirements and methods of their provision in the development of this blade are stated. The results of thermal and strength calculations are presented. A comparative analysis of the cooled working blades of a turbojet with intra-wall and loop (serial) cooling systems is performed.

One of main routes of raise of thermal efficiency of the gas-turbine engine is gas temperature rise in front of the turbine. It allows to reduce essentially a specific fuel rate, weight and propeller sizes. A major factor limiting the further temperature rise of gas, necessity of security of functionability of rotor blades HPT, and consequently security of admissible temperature material vanes is. Raise of functionability of rotor blades in the conditions of heats and at high loads is ensured with application new temperature-resistant and the high-temperature materials, new thermal-protective (ceramic) covers, and also creation of rotor blades with highly effective integral cooling systems.

For modern high-temperature propellers use of rotor blades with a multichannel recirculation is convective-film integral cooling system with application of thermal-protective covers and a great many of punched holes is characteristic. However, in publications even more often there is an information on creation by forward foreign corporations, such as General Electric, Pratt&Whitney, RollsRoyce and others, rotor blades with intra-wall cooling systems. In this connection creation of rotor blades with intra-wall cooling system is one of actual problems for today.

In the given activity results of working out and manufacture of rotor HPT blade intra-wall cooling system developed on SE "Ivchenko-Progress" are presented.

As a result of the conducted activity the construction of rotor HPT blade with intra-wall cooling system is developed and the designer documentation for its manufacture is manufactured.

Key words: *working blade, cooling system, intra-wall cooling.*

References

1.Vysokotemperaturnye gazovye turbiny [High-temperature gas turbines] Pod red. M.Ya. Ivanova. TORUS PRESS, Publ., 2010. – p. 304.

2. Deyli G.M. Aerotermicheskie kharakteristiki vnutrennikh sistem okhlazhdeniya v turbomashinakh: voprosy proektirovaniya i rascheta [Aero-thermal performance of internal cooling systems in turbomachines: desin and calculation issues] kurs lektsiy G.M. Deyli, Publ., 2000.

3. Novokiv A.S. Effektivnoe okhlazhdenie lopatok vysokotemperaturnykh TVD [Effective cooling of high-temperature turbine blades] Dvigatel' no. 1(109) Publ., 2017 pp. 1-4.

4. Yakushev Yu.V., Reznik S.B., Merkulov V.M., Boris S.B., Shakalo R.Yu. Okhlazhdaemaya rabochaya lopatka turbiny [Turbine cooling blade]. Patent RF, №. 117505, 2012.

5. Yakushev Yu.V., Reznik S.B., Merkulov V.M., Boris S.B., Shakalo R.Yu. Okhlazhdaemaya rabochaya lopatka turbiny [Turbine cooling blade]. Patent UA, №. 62233, 2011.

УДК 629.7.036:539.4

Шереметьев А. В. канд. тех. наук, заместитель главного конструктора, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03530@ivchenko-prpgress.com

ОБ УЧЕТЕ МНОГОКОМПОНЕНТНОГО НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПРОЧНОСТНОЙ НАДЕЖНОСТИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

В статье приведено обоснование возможности учета многокомпонентного нагружения при обеспечении прочностной надежности деталей авиационных ГТД. Отмечено, что использование концепции конструктивного подобия позволяет учитывать многокомпонентное нагружение деталей при наличии опыта создания, доводки, сертификации и серийной эксплуатации двигателя-прототипа. Приведен пример, когда усложняется применение линейного суммирования повреждений при определении циклической долговечности деталей. Отмечены недостатки использования эквивалентно-циклических испытаний при установлении циклических ресурсов деталей современных гражданских авиационных ГТД.

Ключевые слова: *многокомпонентное нагружение, прочностная надежность, концепция конструктивного подобия, авиационные ГТД.*

1. Введение

Как известно, основным показателем надежности авиационных двигателей является наработка на отказ в полетных условиях [1,2,3].

Наиболее опасными являются отказы, связанные с недостаточной прочностью деталей [1].

Основной задачей разработчика двигателя является сведение к минимуму или предотвращение прочностных отказов в пределах разрешенной наработки.

Основным способом обеспечения прочностной надежности является выбор необходимых запасов прочности и долговечности на стадии проектирования и доводки, а также подтверждение достаточности выбранных запасов при сертификации.

Существенной особенностью, усложняющей обеспечение прочности деталей, является одновременное воздействия ряда факторов нагружения. Эти факторы запускают различные механизмы разрушения: статическая прочность, длительная прочность, малоцикловая усталость, многоцикловая усталость, эрозия, коррозия, износ, контактная выносливость и др.

Совместное влияние указанных различных механизмов разрушения деталей может значительно отличаться от простого (линейного) суммирования повреждений.

Экономическое совершенство двигателя увеличивается и во многом за счет увеличения основных рабочих параметров двигателя. Поэтому для обеспечения прочности деталей в числе других необходимых мероприятий требуется более тщательно принимать во внимание действующие факторы с учетом их взаимовлияния друг на друга.

Всвою очередь это потребует постановку и проведение сложных, трудоемких, и дорогостоящих испытаний для каждого вида деталей (диски, лопатки, валы и т.д.) [4].

При этом нет гарантии, что на установке будут воспроизведены все действующие факторы многокомпонентного нагружения в требуемых объемах и соотношениях [5].

2. Формулирование проблемы

Многочисленные факторы, влияющие на напряженно-деформированное состояние деталей, могут рассматриваться в двух постановках (два вида нагружения) стационарное и нестационарное нагружения. Для различных деталей определяющими могут быть и стационарные и нестационарные нагружения.

Вид нагружения определяется профилем полетного цикла и продолжительностью режимов нагружения в полетном цикле (рис.1).

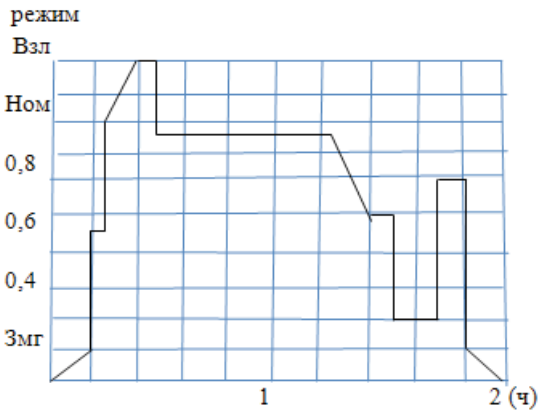


Рис. 1. Профиль полетного цикла

© Шереметьев А.В., 2018

Учет многокомпонентного нагружения деталей авиационных ГТД требует определить основную закономерность суммирования повреждений.

Как правило, при расчетах на прочность пользуются линейным суммированием повреждений, предложенным Пальмгреном.

В соответствии с гипотезой линейного суммирования усталостных повреждений предполагается, что нарастание усталостных повреждений на любой ступени не зависит от результатов действия нагрузок на предыдущих ступенях программы нагружения.

В работе [6] приводятся экспериментальные данные при программе нагружения путем монотонно возрастающей нагрузки (рис. 2).

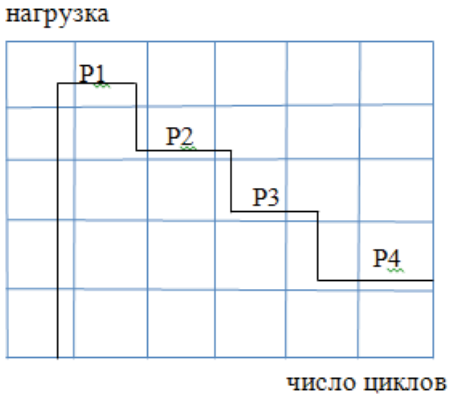


Рис. 2. Схема монотонно возрастающих ступеней программы нагружения

По результатам испытаний подтвердилось равномерное нарастание повреждений. Общая закономерность выражается уравнением (1)

$$\frac{N'_{K_1}}{N_{K_1}}+\frac{N'_{K_2}}{N_{K_2}}+\frac{N'_{K_3}}{N_{K_3}}+....+\frac{N'_{K_n}}{N_{K_n}}=1, \qquad (1)$$

здесь N_{K_n} - разрушающее число циклов нагрузки при коэффициенте K_n

N'_{K_n} - число циклов той же нагрузки, фактически полученное при испытаниях ($N'_{K_n} \lhd N_{K_n}$).

Величины коэффициентов K удовлетворяют неравенству (2)

$$K_1 \lhd K_2 \lhd K_3 \lhd .... \lhd K_n . \qquad (2)$$

Отношение суммы отклонений $\frac{N'}{N}$ от единицы для всех случаев незначительно отличалось от 1 (от 2% до 6%).

При изменении порядка смены ступеней программы нагружения на обратный (начинать нагружение с более высоких ступеней нагрузки и переходить на более низкие), получилась совершенно иная зависимость.

Более высокая нагрузка резко изменяет закон накопления усталостных повреждений при дальнейшем приложении более низких уровней нагрузки (рис. 3).

Таким образом, применение линейного закона суммирования повреждений в этом случае усложняется.

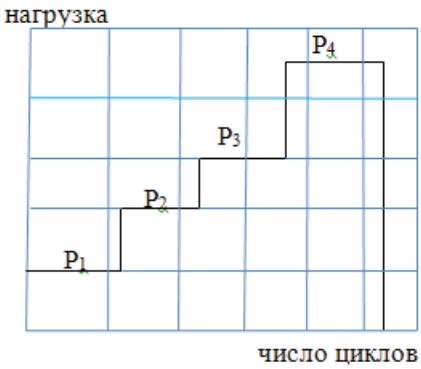


Рис. 3. Схема монотонно убывающих ступеней программы нагружения

Число факторов от которых может зависеть эффект воздействия более высоких нагрузок на более низкие велико, поэтому суммирование повреждений значительно усложняется.

Это самым серьезным образом усложняет возможность суммирования повреждений при многокомпонентном нагружении деталей. Поэтому на практике проведение учета многокомпонентного нагружения сильно затрудняется.

Даже в приведенном простейшем случае ступенчатой программы нагружения (см. рис. 1) описанная экспериментальная работа потребовала около 4 миллионов низкочастотных циклов повторной нагрузки.

При сложных программах трудность решения увеличивается соответственно увеличению числа параметров, определяющих программу нагружения [6].

3. Решение проблемы

Рассматривая возможность учета многокомпонентного нагружения на прочность деталей авиационных ГТД, следует прежде всего сказать, что существует давно известный экспериментальный путь такого суммирования – это проведение эквивалентно-циклических испытаний полноразмерного двигателя.

При проведении эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) на все детали двигателя действует весь спектр нагрузок: статические, переменные, температурные и др.

Сочетание величин и последовательность действия нагрузок при стационарном и не-

стационарном нагружениях, их взаимовлияние друг на друга и влияние на прочностную надежность деталей воспроизводят влияние реальных нагрузок в составе двигателя.

Этот путь хорош при относительно небольших значениях ресурса (до 2000-3000 часов). Ресурсы современных гражданских двигателей составляют 40 000-60 000 часов и более.

В этих случаях путь обеспечения прочностной надежности на основании ЭЦИ теряет свою привлекательность из-за больших материальных и временных затрат [7].

Говорить о возможности разработки аналитического метода прочностной надежности можно лишь весьма условно, поскольку как представлено выше (см. введение) требуется проведение сложных, громоздких, дорогостоящих экспериментов, которые к тому же не все факторы могут учесть, да еще трудно решаемым является метод суммирования повреждений.

Ключом к решению проблемы учета многокомпонентного нагружения является применение концепции конструктивного подобия и использование опыта разработки, доводки, сертификации и серийной эксплуатации двигателя-прототипа.

Конструктивное подобие – это общее свойство деталей, которое позволяет использовать опыт доводки, испытаний и эксплуатации деталей – прототипов для обеспечения прочностной надёжности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД.

Конструктивное подобие – это один из видов приближенного подобия, при котором оригинал и модель выполняют сходные функции, реализуют сходные физические процессы в составе авиационного ГТД, имеют однотипные факторы термомеханического и вибрационного нагружения, одинаковое математическое описание напряженно-деформированного и теплового состояния и изготовлены из родственных материалов.

Имея параметры прочностной надежности деталей-прототипов из одной и той же группы однотипных деталей, можно определять параметры прочностной надежности деталей вновь создаваемых авиационных ГТД [8].

Принцип конструктивного подобия состоит в том, что конструктивное подобие может служить основой для сравнения параметров прочностной надежности деталей авиационных ГТД.

Сравнение (определение) параметров прочностной надежности может быть выполнено, как правило, только среди конструктивно подобных деталей (диск с диском, вал с валом, лопатка вентилятора с лопаткой вентилятора).

Сравнение проводится в критических зонах деталей (в зонах концентрации напряжений). Концентраторы должны быть идентичными по виду концентратора (отверстие, галтель, радиус перехода и пр.).

При конструктивном подобии в отличие от физического подобия нет равенства критериев подобия. Как правило, всегда существует некоторое отличие в критериях.

Это отличие учитывается при определении параметров прочностной надежности по установленным и подтвержденным аналитическим зависимостям. При этом используются сертифицированные пакеты прикладных программ. Как указывал автор [8], такой подход не противоречит классической теории подобия.

В классической теории подобия устанавливаются условия моделирования для широкого класса явлений.

При использовании конструктивного подобия рассматриваются условия моделирования только для обеспечения прочностной надежности деталей авиационных ГТД.

Поскольку при моделировании соблюдение критериев краевого теплового подобия, геометрического подобия, равенства напряжений и деформаций в соответствующих точках конструкции не всегда возможно и целесообразно, то моделирование можно проводить воспользовавшись имеющимися подтвержденными экспериментально аналитическими зависимостями между определяющими параметрами [9].

Использование конструктивного подобия для обеспечения прочностной надёжности вновь создаваемых авиационных ГТД стало возможным в связи со следующим.

1) В последние 35-40 лет были созданы пакеты прикладных программ на основе численных методов (в первую очередь метода конечных элементов). Эти пакеты прикладных программ позволяют самым точным образом учитывать влияние геометрии деталей (в том числе отличия геометрии одной детали от другой, конструктивно ей подобной) на напряжённо-деформированное состояние.

2) Проведены экспериментальные исследования, показавшие влияние концентрации напряжений, градиентов напряжений на кинетику напряжённо-деформированного состояния детали в зоне концентрации.

3) Накоплен значительный опыт проведения эквивалентно-циклических испытаний деталей в составе двигателя по программам, учитывающим влияние выдержки в цикле нагружения, влияние асимметрии цикла, полного спектра нагрузок на деталь (включая и вибрационные напряжения) и пр.

Концепция конструктивного подобия заключается в возможности использования принципа конструктивного подобия для обеспечения ста-

тической и динамической прочности, обеспечении ресурсов основных деталей, сертификации вновь создаваемых авиационных ГТД.

Зависимости для определения параметров прочностной надежности вновь проектируемых основных деталей авиационных ГТД включают в себя соответствующий параметр прочностной надежности детали-прототипа и ряд коэффициентов, учитывающих изменение факторов, влияющих на прочностную надежность [7] (3):

$$P_{o_i} = P_{m_i} \prod_{j=1}^{j=n} f_i \left(i = 1...k\right), \qquad (3)$$

где $P_{o_i}\, P_{m_i}$ - параметры прочностной надежности оригинала и модели;

$f_j \left(i = 1...k\right)$ - коэффициенты, учитывающие влияние отличий в условиях нагружения и свойств материалов оригинала и модели.

В [7] приведено определение одного из факторов прочностной надежности – запаса местной статической прочности.

Другим фактором прочностной надежности служит количество циклов нагружения до разрушения детали (появления трещины)

$$N_{o_i} = N_{m_i} \prod_{j=1}^{j=n} C_i \left(c = 1...n\right), \qquad (4)$$

где C_1 - коэффициент, учитывающий влияние свойств материала;

$$C_1 = \frac{N_н}{N_{пр}}; \qquad (5)$$

C_2 - коэффициент, учитывающий влияние обобщенного полетного цикла;

$$C_2 = \frac{N_{нопц}}{N_{пропц}}; \qquad (6)$$

C_3 - коэффициент, учитывающий влияние технологии изготовления детали;

$$C_3 = \frac{N_{нт}}{N_{прт}}; \qquad (7)$$

C_4 - коэффициент, учитывающий влияние переменных напряжений;

$$C_4 = N_{пр} \left(\frac{f_{a_1}}{f_1}\right)^{v1\left(e1/y1\right)} \left(f_{a2}/f_2\right)^{v2\left(e2/y2\right)}, \qquad (8)$$

где V_1, V_2 - коэффициенты зависящие от материала, определяемые экспериментально ($V_1 V_2 \lhd 2$);

f_1, f_{a1}, f_2, f_{a2} - частоты приложения основной и вибрационной нагрузок;

y_1, y_2, e_1, e_2 - амплитуды основного цикла изменения деформаций и вибрационного воздействия.

Как правило, полетный цикл вновь создаваемого двигателя практически по всем видам режимов работы, по количеству и величине приемистостей перехода с режима на режим соответствует полетному циклу двигателя-прототипа.

При отличии повреждаемости полетного цикла по малоцикловой усталости или длительной прочности от прототипа, это может быть учтено соответствующим коэффициентом. На двигателе-прототипе проведен весь требуемый комплекс работ на этапах проектирования, доводки, сертификации, которым подтверждается прочностная надежность деталей во всем эксплуатационном диапазоне параметров.

Дополнительным подтверждением прочностной надежности деталей-прототипов служит положительный опыт эксплуатации двигателя.

Это подтверждает определение факторов прочностной надежности вновь проектируемого двигателя.

При использования принципа конструктивного подобия, также как и в случае физического подобия неизбежно встают вопросы о влиянии масштабного фактора и о влиянии степени неравномерности распределения напряжений в поверхностном слое.

Вопрос о влиянии масштабного фактора решается с использованием условия подобия материалов в статистическом смысле и учитывается одной из составляющих конструктивного подобия.

Учет влияния степени неравномерности распределения напряжений в поверхностном слое осуществляется приложением нагрузки на узлы конечноэлементной сетки, параметры которой одинаковы для модели и натуры.

При одинаковых конструктивных схемах и близких параметрах двух двигателей (частоты вращения роторов, температуры газов, давлении за компрессором и др.) и при незначительных отличиях в геометрии вне критических зон конструктивное подобие переходит в физическое.

Для статической задачи термоупругости физическое подобие означает равенство шести определяющих критериев подобия [8] (8)

$$K_i = \text{idem}\ (i = 1\ldots6). \qquad (9)$$

В случае существования физического подобия параметры прочностной надежности могут быть взяты с прототипа практически без

пересчета (особняком может стоять несколько отличный профиль полетного цикла от профиля полетного цикла двигателя-прототипа).

Выводы

1. Для возможности учета многокомпонентного нагружения для обеспечения прочностной надежности основных деталей авиационных ГТД требуется наличие значительного опыта создания двигателей.

2. При небольших значениях ресурса проектируемого двигателя с учетом многокомпонентного нагружения параметры прочностной надежности могут быть получены расчетно-экспериментальным путем(ЭЦИ).

3. Для учета многокомпонентного нагружения при обеспечении прочностной надежности основных деталей двигателей для гражданских самолетов следует использовать концепцию конструктивного подобия, опыт создания и эксплуатации двигателя-прототипа.

Литература

1. Ресурсное проектирование авиационных ГТД. – М.: ЦИАМ, 1990. – 208 с. (Труды ЦИАМ № 1253).

2. Акимов В. М. Основы надёжности газотурбинных двигателей [Текст] /В. М. Акимов М.: Машиностроение, 1981.- 208 с.

3. Косточкин В. В. Надёжность авиационных двигателей и силовых установок [Текст] / В. В. Косточкин М.: Машиностроение, 1988.- 272 с.

4. Колотников М.Е. Предельное состояние и прогнозирование ресурса ГТД в условиях многокомпонентного нагружения [Текст] / М.Е. Колотников / под ред. д.т.н., проф. В.М. Чепкина. – Рыбинск: Изд-во РГАТА, 2003. –136 с.

5. Третьяченко Г. Н. Моделирование при изучении прочности конструкций [Текст] / Г. Н. Третьяченко – К.: Наукова думка, 1979. –230 с.

6. Марин Н. И. Статическая выносливость элементов авиационных конструкций [Текст] /Н. И. Марин – М.: Машиностроение, 1968. – 164 с.

7. Муравченко Ф.М. Использование конструктивного и физического подобия для установления ресурсов двигателя [Текст] / Ф. М. Муравченко, Д. Ф. Симбирский, А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. Тр. - Харьков.: Гос. аэрокосмич. Ун-т, 2001.-Вып. 23 - С. 113-115.

8. Шереметьев А. В. Конструктивное подобие в деталях авиационных ГТД [Текст] / А. В. Шереметьев // Авиационно-космическая техника и технология.- 2012.-Вып. 9/96 – С. 49-53.

9. Третьяченко Г.Н. Механика материалов энергетического машиностроения [Текст] / Г. Н. Третьяченко– К.: Наукова думка, 1989. – 312 с.

Поступила в редакцию 26.06.2018

О. В. Шереметьєв. Про врахування багатокомпонентного навантаження у забезпеченні міцністної надійності деталей авіаційних ГТД

Наведено обгрунтування можливості урахування багатокомпонентного навантаження у забезпеченні міцністної надійності деталей авіаційних ГТД. Відзначено, що використання концепції конструктивної подібності дозволяє враховувати багатокомпонентне навантаження деталей за наявності досвіду створення, доведення, сертифікації та серійної експлуатації двигуна-прототипу. Наведен приклад коли ускладнюється застосування лінійного сумування пошкодженості у визначенні циклічної довговічності деталей. Відзначені недоліки використання еквівалентно-циклічних випробувань у встановленні циклічних ресурсів деталей сучасних цивільних авіаційних ГТД.

Ключові слова: *багатокомпонентне навантаження, міцністна надійність, концепція конструктивної подібності, авіаційні ГТД.*

O. V. Sheremetyev. About the culculation of polycomponent loading at the providing strength reliability of the aviation GTE components

One of the most valuable tasks at the creation of GTE is to provide it's strength and reliability. The main way of providing strength reliability of the GTE is to keep safely factors at the correspondent level. A valuable particularity which complicate providing of the strength of the parts is the actions a row of loading factors at the same time. This loading factors course to different mechanisms of fracture: static fracture, HCF, LCF, erosion, corrosion contact fatigue and so on. The joint influence of loading factors mentioned above has a big difference from linear summation the influence of the same factors. For this reason to take into account the influence of loading factors means to make a lot of very complex experiments which needs a

lot of money and a lot of time. At the same time we are not sure that all loading factors will be applied correctly. In the article there was grounded the possibility of the calculation in another way polycomponent loading at the providing strength reliability of the aviation GTE components. It was marked that the using of design similarity conception allow to calculate polycomponent loading of the engine components at the presents of the creation, working out, certification and service engine-prototype experience. There was bringing the example when the application of the linear summation of the damages complicated at the determination of the components cyclic durability. There was marked short comings of the establishment of the modern civil aviation GTE components service life by equivalent-cyclic tests. The design similarity is the joint property of the parts. This property allows to use experience of creation engine-prototype to provide the strength and reliability of the parts of the engine The comparison of the strength reliability parameters we make only for the similar parts (disc with disc shaft with shaft and so on) at the similar critical zones (concentrations of stress). The using of design similarity for the providing of strength reliability for the parts of the new GTE became possible because of the appearance of program complexes like NASTRAN, ANSYS etc., experimental research works for the influence of concentrations of stress, gradients of stress on the kinetic of the stress-deformation state of the parts in the critical zones, experiments works (especially equivalent-cyclic tests) and so on. We are more sure in the results of our estimation of strength reliability if the flight cycle of the new engine and flight cycle of the engine-prototype are similar. But if the flight cycles are different we can take this in to account.

Key words: *polycomponent loading, strength reliability, design similarity conception, aviation GTE.*

References

1. Resursnoe proektirovanie aviacionnyh GTD [Projection of the aviation GTE service life]. –M.: CIAM,1990. – 208p.(Trudy CIAM no.125).

2. Akimov V. M. Osnovy nadezhnosti gazoturbinnyh dvigateley [The base of the reliability of the gasturbine engines]. M.: Mashinostroenie, 1981. -208 p.

3. Kostochkin V. V. Nadezhnost aviacionnych dvigateley isilovych ustanovok [Reliability of the aviation engines and power stations]. M.: Mashinostroenie, 1988. – 272 p.

4. Kolotnikov M. E. Predelnoe sostoyanie iprognozirovanie resursa GTD v usloviyach mnogokomponentnogo nagruzheniya [Limited state and prognosis of the GTE service life at the conditions of the polycomponents loading].pod. red. d. t. n., prof. V. M.Chepkina.- Rybinsk:Izd-vo RGATA, 2003. – 136 p.

5. Tretyachenko G. N. Modelirovanie pri izuchenii prochnosti konstrukciy [Modeling at the study of the design strength].– K.: Naukovadumka, 1979, - 230 p.

6. Marin N. I. Staticheskaya vynoslivost elementov aviacionnych konstrukciy [Static fatigue of the aviation design elements].– M.: Mashinostroenie, 1968. – 164 p.

7. Muravchenko F. M, Simbirskiy D. F., Sheremetyev A. V. Ispolzovanie konstruktivnogo i fizicheskogo podobiya dlya ustanovleniya resursov dvigatelya. [The using of the design and physical similarity for the establishing of the engine service life]. Aviacionno-kosmicheskaya technika i technologiya [Aviation – cosmic technics and technology proc.] Kharkov.: Gos. Aerokosmich. Un-t, 2001. – Vol. 23 – P. 113-115.

8. Sheremetyev A. V. Konstruktivnoe podobie v detalyach aviacionnych GTD [The design similarity in the aviation GTE elements]. Aviacionno-kosmicheskaya technika i technologiya [Aviation – cosmic technics and technology proc.]. Kharkov.: Gos. Aerokosmich. Un-t, - 2012. – Vol. 9/96-P. 49-53.

9. Tretyachenko G. N. Mechanika materialov energeticheskogo mashinostroeniya [The mechanics of the materials of the energy machinbulding].– K: Naukovadumka, 1989. – 312 p.

УДК 621.9.002

Сотников В. Д. канд. техн. наук, доцент, професор кафедри технологій виробництва авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: vd.sotnykov@gmail.com;

Третяк В. В. канд. техн. наук, доцент, професор кафедри технологій виробництва авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: v.tretyak@khai.edu;

Худяков С. В. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри технологій виробництва авіаційних двигунів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна, e-mail: s.khudyakov@khai.ed;

Савченко М. Ф. канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри природничих наук та технології, Харківський Національний економічний університет ім. С. Кузнеця, Харків, Україна, e-mail: savchenko.n.f@gmail.com

РОЗРОБКА ТА АНАЛІЗ КОМПЛЕКСНОЇ ДЕТАЛІ ГРУПОВОГО ВИРОБНИЦТВА

Стаття присвячена проблемі розробки комплексної деталі групового виробництва типа втулка. Для розробки комплексної деталі рекомендується метод накладання, який полягає в наступному: аналізуючи робочі креслення групи деталей з різними конструктивними, але спільними технологічними показниками, слід вибрати одну найбільш характерну деталь. Розглядаються деталі, що відрізняються від неї наявністю інших геометричних поверхонь; ці нові поверхні наносяться на ескіз деталі. Таким чином, створюється умовна комплексна деталь, що містить всі елементи деталей групи. Розглянуто приклад конкретних деталей, що мають такі ж геометричні елементи, як і створена для них комплексна деталь, яка складається з таких же елементарних поверхонь, але в різній їх комбінації. Створена матриця відповідності, яка дозволяє отримати математичну і технологічну модель групи деталей. Модель може бути використана при вирішенні задач розробки технологій за допомогою новітніх систем автоматизованого проектування, що дозволяє проектувати комплексну деталь і групові операції на високому рівні, також дає можливість широко модифікувати конструкторську і технологічну підготовку сучасного промислового виробництва авіаційної техніки.

Ключові слова: *організація групового виробництва, комплексна деталь, конструкторсько-технологічна підготовка виробництва.*

Вступ

Прискорена активізація застосування групових технологічних процесів (ТП) виготовлення заготовок у дрібносерійному виробництві деталей авіаційних агрегатів та двигунів дуже актуальна в умовах всезростаючої вартості устаткування, матеріалів, електроенергії, підготовки кадрів і підвищення конкурентоздатності виробів. В масовому та крупносерійному виробництві втрати матеріалів незначні.

Це пояснюється тим, що тут широко застосовуються прогресивні методи виготовлення заготовок і напівфабрикатів.

Велика серійність дає швидке повернення витрат та обігових коштів на сучасне автоматизоване технологічне устаткування. Основна кількість стружки дає одиничне та дрібносерійне виробництво, оскільки застосування в цих умовах прогресивних методів формоутворення поверхонь і комплексів поверхонь деталей обмежене, а частіше є і нераціональним.

Наявні наукові розробки і багаторічний практичний досвід заводів авіаційної галузі показують, що використання прогресивних способів і засобів виготовлення заготовок дрібними партіями раціонально на основі організації групового виробництва, яке базується на класифікації та групуванні об'єктів виробництва, розробці групового технологічного оснащення, що забезпечує швидку переналадку всієї системи виробництва при переході від виготовлення однієї групи деталей до іншої.

Згідно стандартів технологічні процеси за організацією виробництва можуть бути одиничними, груповими або типовими.

Одиничний ТП – ТП виготовлення або ремонту виробу одного найменування, типорозміру и виконання, незалежно від типу виробництва.

Груповий ТП – ТП виготовлення або ремонту групи виробів з різними конструктивними, але спільними технологічними показниками.

© Сотников В.Д., Третяк В.В., Худяков С.В., Савченко М.Ф., 2018

Груповий ТП характеризує спільність обладнання та технологічного оснащення при виконанні окремих операцій або при повному виготовленні групи однорідних (різнорідних) деталей. Економічно безальтернативно рекомендується для дрібносерійного та одиничного типів виробництва.

Типовий ТП – ТП виготовлення або ремонту групи виробів зі спільними конструктивними та технологічними показниками. Економічно прийнятний для масового та крупносерійного типів виробництва.

1. Створення ескізу комплексної деталі групового ТП

При проектуванні групових процесів формоутворення поверхонь засобами механічної обробки для дрібносерійного та одиничного типів виробництва за інформаційну основу рекомендується розробляти комплексну деталь.

Комплексна деталь – це реальна чи умовна (штучно створена) деталь, яка складається в своїй конструкції з усіх основних елементів (поверхонь), характерних для деталей даної групи, і є її конструктивно-технологічним представником.

Під основними елементами слід вважати поверхні, що визначають конфігурації деталей і технологічні задачі, що вирішуються в процесі їх виготовлення [1, 2]. Ці основні елементи є головною ознакою для віднесення деталі до того або іншого класифікаційного класу, підкласу, групи й підгрупи. Комплексна деталь є інформаційно-технологічною основою при розробленні групового процесу й групових оснащень. Під груповим оснащенням розуміється сукупність пристосувань та інструментів, що забезпечує оброблення всіх деталей відібраної групи із застосуванням невеликих підналагоджень.

Отже, складений на комплексну деталь технологічний процес з невеликими додатковими підналагодженнями устаткування має бути застосований при виготовленні будь-якої іншої деталі цієї групи. Є приклади таких груп з десятками найменувань.

Для розробки комплексної деталі рекомендується метод накладання, який полягає в наступному: аналізуючи робочі креслення деталей групи деталей з різними конструктивними, але спільними технологічними показниками, слід вибрати одну найбільш характерну деталь, наприклад, деталь 3 (рис. 1). Розглянемо деталі, що відрізняються від неї наявністю інших геометричних поверхонь; ці нові поверхні наносяться на ескіз деталі 3. Таким чином, створена умовна комплексна деталь К (рис.2), що містить всі елементи деталей групи. Схеми деталей групи і нумерації поверхонь комплексної деталі представлені на рис. 1 і 2.

2. Створення матриці відповідності між деталями групи

Розглянемо інший приклад, де позначаючи буквами Б, В, Г і т.д. конкретні деталі, що мають такі ж геометричні елементи, як і створена для них комплексна деталь, яка складається з 18 елементарних поверхонь, але в різній їх комбінації. Матриця відповідності дозволяє отримати математично-технологічну модель групи деталей. Модель зручно використовувати при вирішенні задач технології за допомогою ЕОМ при адресації нової деталі до групи за доцільністю включення тієї чи іншої елементарної поверхні в комплексну деталь, доцільністю включення деталі в дану групу і т. п. [1, 2]. Між елементарними поверхнями і деталями групи встановлюється відповідність, яку можна представити матрицею L_{ij}, побудованою за наступним правилом:

L_{ij}= 1, якщо **i**-та деталь містить **j**-ту елементарну поверхню;

L_{ij}= 0 – в противному разі.

Тоді матриця буде мати вигляд, представлений в таблиці 1.

Таблиця 1. Матриця відповідності між деталями групи

Деталі	Номери поверхонь																		$\sum_j$
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	
Б	1	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0	**3**
В	1	0	0	0	0	0	0	1	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	**5**
Г	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	0	**6**
Д	1	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	01	0	1	1	1	0	**7**
Е	1	0	0	0	1	1	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	**5**
Ж	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	**9**
З	1	1	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	**9**
И	1	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0	**8**
К	1	0	1	0	0	0	0	1	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	**5**
Л	1	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	1	1	1	1	0	**7**
М	1	1	1	0	1	1	1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	**9**
$\sum_i$	**11**	**3**	**7**	**3**	**4**	**4**	**4**	**4**	**1**	**7**	**2**	**1**	**6**	**1**	**4**	**4**	**6**	**1**	

Комплексну деталь K поставимо у відповідну строчку матриці, що складається з **m** елементів, де **m** – кількість елементарних поверхонь, що визначають розбиття деталей на групи. В нашому випадку **m** = 18 і рядок **k** буде мати вигляд:

k = (111111111111111111).

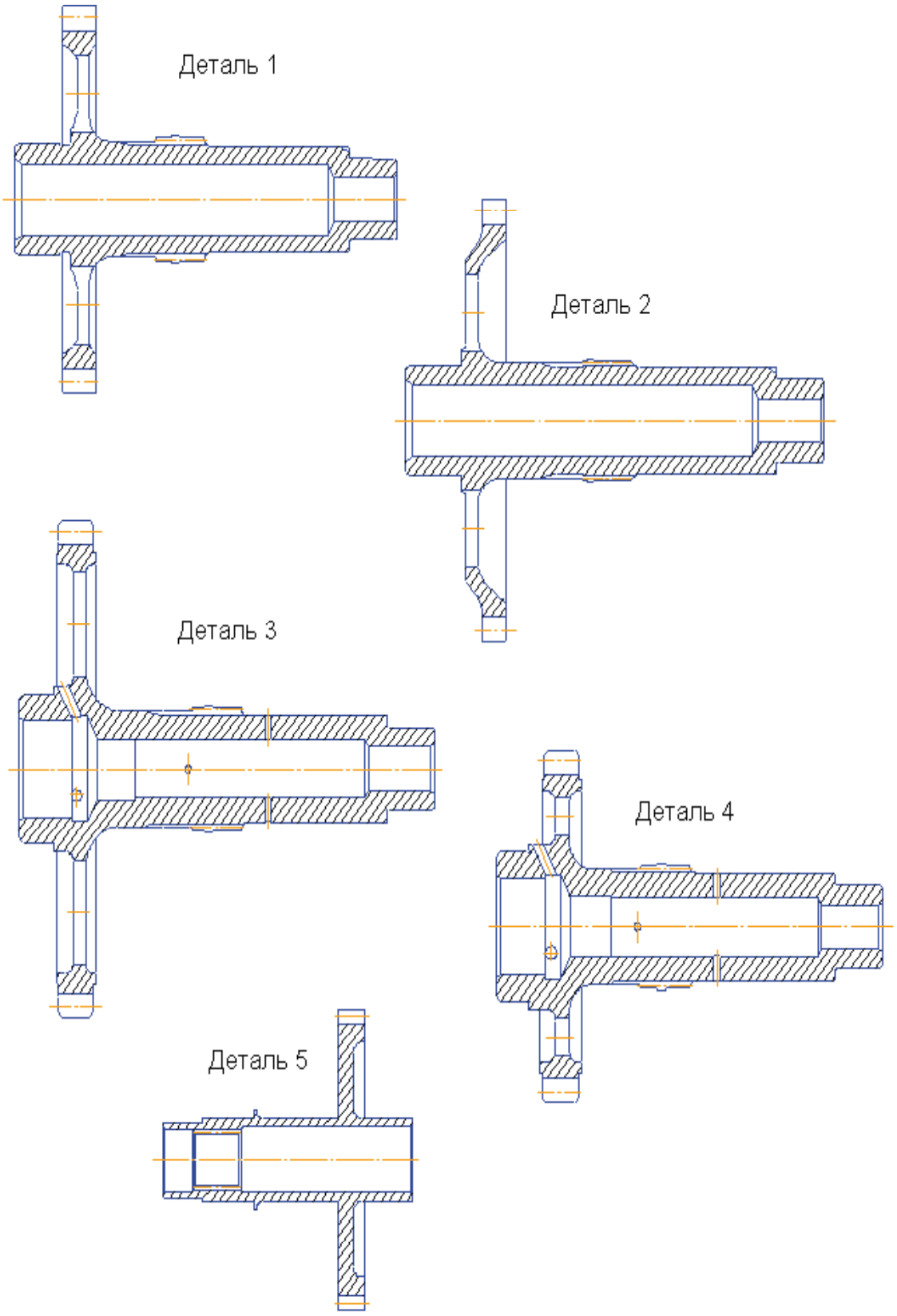


Рис. 1. Абриси деталей групи

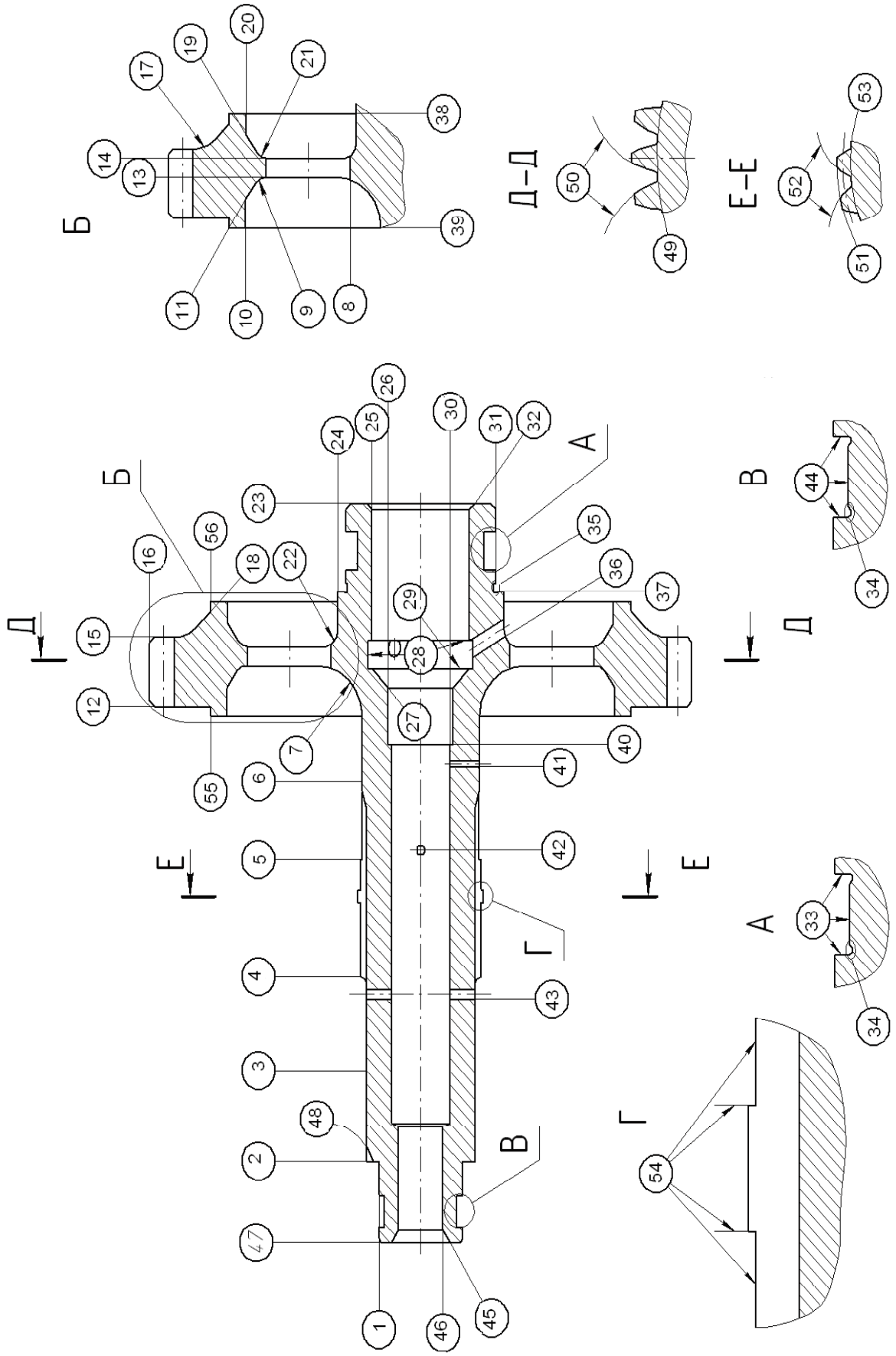


Рис. 2. Схема нумерації поверхонь комплексної деталі К

Пов'язавши з одиничними елементами рядка **k** логічні функції, що описують властивості поверхонь і відношення між ними, ми одержимо математично-технологічну модель групи деталей, яка дозволяє:

1. Визначити адресацію будь-якої нової деталі до даної групи і комплексної деталі **K**, що складена на основі цієї групи.

2. Перевіряти правильність складання комплексної деталі.

3. Визначати доцільність включення тої чи іншої елементарної поверхні в комплексну деталь, для чого використовується показник $\sum_i$.

4. Визначати доцільність включення тої чи іншої деталі в групу, для чого використовується показник $\sum_j$.

Проаналізувавши таблицю можна зробити такі висновки:

1. Включення в комплексну деталь поверхонь 9, 12, 14 і 18 не є доцільним, так як значення $\sum_i = 1$ для цих поверхонь мале.

2. Включення деталей 1...5 в групу є доцільним (пов'язано зі специфікою підбору групи деталей), причому деталей Д і Г в більшій мірі, деталей Б, В і Е − в меншій мірі.

Матрицю як математично-технологічну модель групи деталей зручно застосовувати при вирішенні завдань технології за допомогою ЕОМ. Прикладом може послужити адресація нової деталі до групи. У цьому випадку необхідно перевірити, чи всі елементарні поверхні деталі є в складі комплексної. Для цього використовують вектор-рядок **k** і вектор-рядок **t**, що описують конкретну деталь, і логічну функцію **r**:

$$\mathbf{r} = (\mathbf{k} \oplus \mathbf{t}) \wedge \mathbf{t},$$

де $\oplus$ − операція порозрядного додавання
$(\mathbf{0} \oplus \mathbf{0} = \mathbf{0};\ \mathbf{0} \oplus \mathbf{1} = \mathbf{1};\ \mathbf{1} \oplus \mathbf{0} = \mathbf{1};\ \mathbf{1} \oplus \mathbf{1} = \mathbf{0})$;

$\wedge$ − операція логічного множення $(\mathbf{0} \wedge \mathbf{0} = \mathbf{0};\ \mathbf{0} \wedge \mathbf{1} = \mathbf{0};\ \mathbf{1} \wedge \mathbf{0} = \mathbf{0};\ \mathbf{1} \wedge \mathbf{1} = \mathbf{1})$, за значенням якої можна сказати, чи має деталь хоча б одну поверхню, не включену в комплексну деталь.

Якщо $\mathbf{r} = \mathbf{0}$, то такої поверхні немає, якщо $\mathbf{r} \neq \mathbf{0}$, то такі поверхні є.

Наприклад, визначимо вектор-рядок для деталі Д, що входить до групи: **d** = (101100000000101110).

Тоді **k** =11111111111111111
$\oplus$
d = 101100000000101110
r = 010011111111010001
$\wedge$
d = 101100000000101110
r = 000000000000000000.

Розглянемо нову деталь Т (рис.3), що має радіусну поверхню 19, і перевіримо можливість включення її в групу. Рядок для цієї деталі буде містити **m+1** цифру, тому що до складу елементарних включено додаткову радіусну поверхню, наявність якої визначена одиницею в останньому розряді:

t = (1000000001001000001).

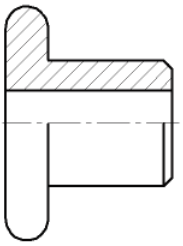


Рис. 3. Деталь Т, що адресується до комплексної деталі К

У цьому випадку рядок комплексної деталі збільшимо на один нульовий розряд для того, щоб провести порозрядне додавання і множення:

k = 111111111111111110
$\oplus$
t = 1000000001001000001
r = 011111110110111111
$\wedge$
t = 1000000001001000001
r = 000000000000000001.

Деталь не може бути включена до групи, тому що функція $\mathbf{r} \neq \mathbf{0}$.

Якщо деталь має поверхні, включені до складу комплексної деталі, то функція $\mathbf{r} = \mathbf{0}$ і вона адресується до групи. Потім можна перевірити значення інших логічних функцій, пов'язаних з рядком **k**, що уточнюють групування.

Наприклад, з елементами рядка $\mathbf{k_i}$ матриці **L** можна пов'язати функції оцінки часу формоутворення елементарної поверхні на конкретному устаткуванні й на основі аналізу матриці визначити доцільність включення тієї або іншої елементарної поверхні в комплексну деталь або деталі в дану групу.

Перше завдання вирішують на основі показника $\sum_i$, а друге − з використанням показника $\sum_j$. Наприклад, партія деталей виду К, для якої $\sum_i = 1$ мала, тоді віднесення до комплексної деталі елементарної поверхні 9 і деталі до групи недоцільне, тому що поверхня зустрічається тільки у цієї деталі.

Допустимо, що є великі тимчасові втрати при обробленні в групі деталей Б, партія яких

велика, але $\sum_i = 3$ найменша. Тоді немає рації включати її до даної групи. Викладена формальна методика пристосована для реалізації за допомогою ЕОМ.

Власне кажучи, конструювання умовної комплексної деталі виробляється методом накладення, яка полягає в тому, що переглядаючи креслення деталей групи, технолог із декількох подібних деталей вибирає одну, найбільш характерну.

Потім розглядаються деталі, що відрізняються від неї наявністю інших оброблюваних поверхонь.

Ці нові поверхні він наносить на креслення вихідної деталі.

Таким чином, створюється умовна комплексна деталь, що містить усі елементи деталей груп.

4. Приклади технологічних груп, комплексних деталей та схем верстатного оснащення

На рис. 4 зображено низку деталей – тіл обертання. За вихідну прийнято деталь 7.

Деталь 2 відрізняється від деталі 7 наявністю зовнішнього уступу і зовнішньої різьби.

Ці елементи накладені на креслення деталі 7. Наступна деталь 1 має внутрішній конус, зовнішній уступ і різьбу, які також накладаються на креслення і т.д.

У результаті сформовано комплексну умовну деталь, яку показано на рис.5.

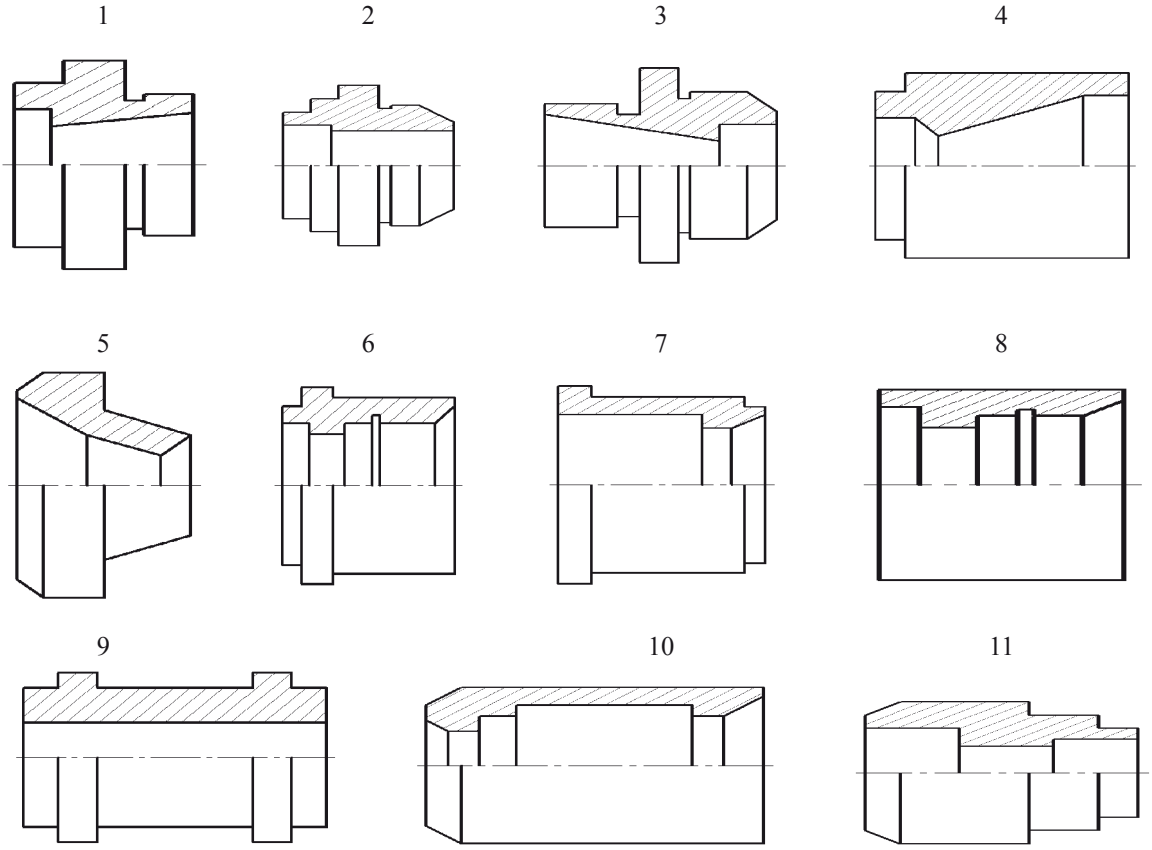


Рис. 4. Абриси втулок для комплексної деталі

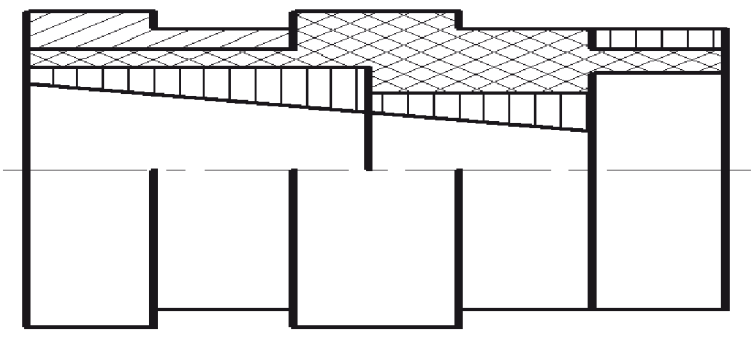


Рис. 5. Схема утворення комплексної деталі типу втулки

На рис. 6 наведено приклад використання комплексної деталі групи, яка може бути оброблена на токарному верстаті.

Конфігурація комплексної деталі може бути досить складною, або навіть конструктивно віртуальною.

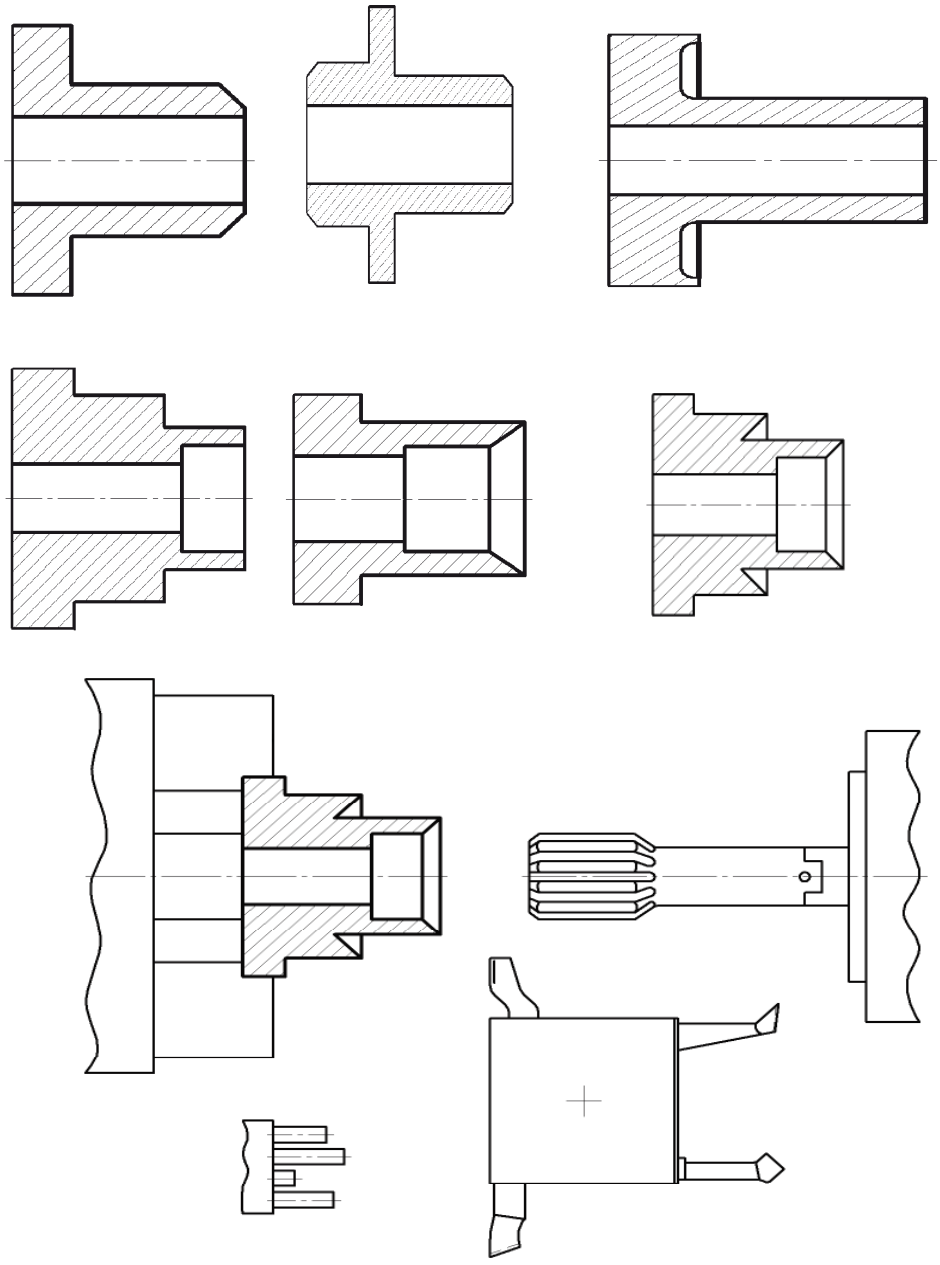


Рис. 6. Група деталей і групове оснащення токарного верстата

У цих прикладах були розглянуті схеми формоутворення поверхонь спеціальних груп деталей для технологічних процесів, спроектованих за комплексною деталлю.

Слід зазначити, що це один з методичних прийомів, який дозволяє найбільш просто й ефективно забезпечити виготовлення різних груп деталей з різними конструктивними, але спільними технологічними показниками, за єдиним груповим технологічним процесом для дрібносерійного та одиничного типів виробництва з високою рентабельністю.

Використання ЕОМ дозволяє проектувати комплексну деталь і групові операції на високому рівні, що дає можливість широко модифікувати конструкторську і технологічну підготовку сучасного промислового виробництва авіаційної та ракетно-космічної техніки. Для цього можна використовувати сучасні САПР системи і виробництво деталей може проводитися на верстатах з ЧПУ.

Також за даною методикою можна проектувати групові технологічні процеси об'ємних і листових деталей, які виготовляються, наприклад, методами імпульсної технології.

Слід зазначити, що опис геометрії деталі в такому разі потребує іншої математичної моделі [3].

Література

1. Митрофанов С. П. Групповая технология машиностроительного производства. В 2-х т. / Т.1. Организация группового производства [Текст] / С. П. Митрофанов. – Л.: Машиностроение, 1983. – 407 с.

2. Сотников В. Д. Групові технологічні процеси в авіадвигунобудуванні [Текст]: навч. посібник / В. Д. Сотников. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т ім. М. Є. Жуковського «Харк. авіац. ін-т», 2008. – 75 с.

3. Третьяк В. В Мультиагентная система синтеза технических решений в области импульсной технологии для объектов аэрокосмического комплекса [Текст] / В.В. Третьяк // Procedings XXIV international conference «New Leading technologses in machse building» Rybachie, Ukraine. September 3–8 2014. – P. 15.

Надійшла до редакції 01.08.2018

В. Д. Сотников, В. В. Третьяк, С. В. Худяков, Н. Ф. Савченко. Разработка и анализ комплексной детали группового производства

Прогрессивные методы изготовления заготовок и полуфабрикатов большими сериями дают значительное и быстрое возвращение расходов и средств на современное автоматизированное технологическое оборудование. Основное количество стружки дает единичное и производство малыми сериями, поскольку применение в этих условиях прогрессивных методов образования форм поверхностей и комплексов поверхностей деталей ограничено, а чаще и нерационально. Имеющиеся научные разработки и практический опыт предприятий авиационной отрасли показывают, что производство малыми партиями рационально на основе организации группового производства, которое базируется на классификации и группировке объектов производства, разработке группового технологического оснащения, что обеспечивает быструю наладку всей системы производства при переходе от изготовления одной группы деталей к другой. Статья посвящена проблеме разработки комплексной детали группового производства типа втулка. Для разработки комплексной детали рекомендуется метод наложения, который заключается в следующем: анализируя рабочие чертежи группы деталей с разными конструктивными, но общими технологическими показателями, следует выбрать одну наиболее характерную деталь. Рассматриваются детали, которые отличаются от нее наличием других геометрических поверхностей. Эти новые поверхности наносятся на эскиз детали. Таким образом, создаётся условная комплексная деталь, которая содержит все элементы деталей группы. Рассмотрен пример конкретной детали, которая имеет такие же геометрические элементы, как и созданная для них комплексная деталь, состоящая из таких же элементарных поверхностей, но в разной их комбинации. Создана матрица соответствия, которая позволяет получить математическую и технологическую модель группы деталей. Модель может быть использована при решении задач разработки технологий посредством новейших систем автоматизированного проектирования, что позволяет проектировать комплексную деталь и групповые операции на высоком уровне, также дает возможность широко модифицировать конструкторскую и технологическую подготовку современного промышленного производства авиационной техники.

Ключевые слова: *организация группового производства, комплексная деталь, конструкторско-технологическая подготовка производства.*

V. D. Sotnikov, V.V. Trejtyak, S. V. Hudyakov, N. F. Savchenko. Development and analysis of complex detail of group production

Progressive methods of making of purveyances and ready-to-cook foods give the considerable and rapid returning by the large series of charges and facilities on the modern automated technological equipment. A basic quantity of shaving gives single and production by the small series, as application in these terms of progressive methods of formation of forms of surfaces and complexes of surfaces of details is limited, and more frequent is and inefficient. The present scientific developments and practical experience of enterprises of aviation industry show that by the small parties rationally on the basis of organization of group production, which is based on classification and groupment of objects of production, to development of group technological equipment, that secures the rapid adjusting of all system of production in transition from making of one group of details to other. An article is devoted to the problem of development of complex

detail of group production of type hob. For development of complex detail an overlay method is recommended, which consists in the following: analysing the working drawing of group of details with different structural, but general technological indexes, it follows to choose one most characteristic detail. Details are considered, that differ from her by the presence of other geometrical surfaces; these new surfaces are inflicted on the sketch of detail. Thus, created conditional complex detail, that contains all elements of details of group. An example is considered concrete details, that have the same geometrical elements, as well as complex detail created for them, which consists of elementary surfaces, but in different their combination. Created matrix of accordance, which allows to get a mathematical and technological model of group of details. A model can be used for the decision of tasks of development of technologies by means the newest computer-aided designs, that allows to design a complex detail and group operations at the high level, also enables widely to modify the designer and technological preparation of modern industrial production of aviation technique.

Keywords: *organization of group production, complex detail, designer and technological preparation of production.*

УДК 621.44.533.697

Красников А. О. ведущий-инженер ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: krasnikovao@zmdb.ua

Торба Ю. И. начальник сектора газодинамики ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: Torba.Yuriy@gmail.com

Занин А. Е. инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: ZaninAE@zmdb.ua

Климик Р. Р. инженер-конструктор 1 категории ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: KlimikRR@zmdb.ua

ПРОВЕРКА ИЗНОСОСТОЙКИХ И ПРИРАБАТЫВАЕМЫХ ПОКРЫТИЙ

Приведены некоторые результаты работ по созданию установки по врезанию, для проверки различных систем покрытий (износостойких, прирабатываемых и т.п.). Изложены проблемы при создании установки и критерии, которые было необходимо учесть при разработке технического задания. Приведены некоторые расчеты для определения режимов работы, установки, которые должны обеспечивать возможность моделировать (имитировать) работу покрытия на различных типах двигателей как современных, так и создаваемых в будущем. А именно, установка должна обеспечивать широкий диапазон температур и скоростей врезания и т.д. Предложенный метод испытаний покрытий на врезание позволит сократить затраты по проверке вновь разрабатываемых покрытий, а также сократить сроки по проверке вновь разрабатываемых покрытий.

Ключевые слова: *износостойкое покрытие, прирабатываемое покрытие, износ, выработка, радиальный зазор, проверка покрытий.*

Введение

Одними из основных параметров двигателя, влияющими на его КПД, являются радиальные зазоры между безбандажными рабочими лопатками турбины (компрессора) и статорными деталями (надроторными вставками). Для оптимизации радиального зазора на всех режимах работы двигателя применяются системы активного регулирования радиального зазора или различные типы прирабатываемых покрытий (ПП) или сотовых уплотнений и т.п., которые обеспечивают оптимальный зазор за счет местной выработки покрытия или сот статорных узлов, и не допускающие износа рабочих лопаток. Таким образом, применение на надроторных вставках ПП или износостойких покрытий для ротора, допускающих местное врезание ротора в статор без износа торцев рабочих лопаток, позволяет уменьшить величину радиального зазора (РЗ) и значительно увеличить КПД ступени. По имеющимся данным в турбине высокого давления (ТВД) с безбандажными рабочими лопатками при уменьшении РЗ на 1% от длины лопаток КПД ступени увеличивается на 1,6…2,5%.

До принятия решения о проведении испытания покрытия на двигателе необходимо выполнить большой объем проверок (адгезия, термоциклирование и т.д.). Т.к. испытание покрытия на двигателе требует значительных затрат (топливо, сборка двигателя и т.д.), и при этом на испытаниях могут возникнуть дефекты из-за неэффективного прирабатываемого покрытия (износ рабочих лопаток или выветривание покрытия). Для снижения рисков и затрат, связанных с испытанием покрытий на двигателе, необходимо выполнить испытание покрытия на врезание в условиях, максимально приближенным к реальным на двигателе. Для чего были проведены работы по созданию установки для проверки требуемых характеристик прирабатываемых и/или износостойких турбинных или компрессорных покрытий.

До 2013 года с целью оптимизации средств и отработки конструкции предварительные оценочные испытания турбинных ПП проводились на установке для проверки компрессорных покрытий со следующими параметрами (максимально возможная температура до 265 °С и окружная максимально возможная скорость до 203 м/с). На базе полученных результатов и опыта экспериментальных работ, с целью максимально приблизить к рабочим условиям на двигателе проверку ПП на установке принято решение о необходимости спроектировать и изготовить установку, которая бы могла максимально приблизить условия испытаний покрытий к условиям на двигателе (по скорости врезания, температуре и т.д.). Для разработки установки было выпущено ТЗ, на основании которого была спроектирована и изготовлена установка.

1. Разработка технического задания

Наличие прирабатываемых покрытий (ПП) на надроторных вставках корпусов (проставках)

© Красников А.О., Торба Ю.И., Занин А.Е., Климик Р.Р., 2018

должно обеспечивать в случае врезания местную выработку ПП, которое незначительно увеличивает суммарную площадь радиального зазора. При отсутствии ПП или применении ПП, не соответствующих требуемым критериям, на надроторных вставках корпусов или других деталях при врезании происходит износ торцев всех рабочих лопаток (практически на величину врезания), при этом отмечено, что величина износа рабочих лопаток гораздо больше, чем статорных деталей, и в этом случае суммарная площадь радиального зазора увеличивается на величину врезания (рис. 1).

Для объективного исследования свойств ПП на специальной установке, установка должна как можно точнее моделировать условия работы ПП на реальном двигателе (температуру, скорость газового потока, окружную скорость торцев рабочих лопаток, радиальную скорость врезания ротора в статор).

Для определения требуемых величин проведены расчеты по определению радиальной скорости врезания (сближения) ротора в ПП на проставках, для чего использовались результаты расчётов изменения величины РЗ при работе двигателя по регламенту (Запуск – ЗМГ – Взлёт – ЗМГ – Взлёт).

Указанный регламент работы двигателя был выбран как наиболее опасный с точки зрения возможных врезаний торцев рабочих лопаток в прирабатываемое покрытие на проставках. Т.к. на этих режимах происходит наиболее интенсивное врезание рабочих лопаток в ПП.

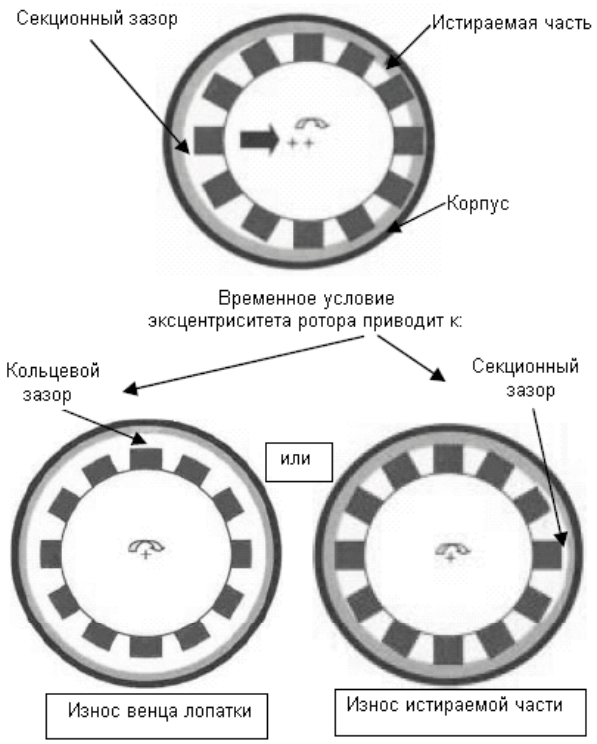


Рис. 1. Виды износа

Результаты расчётов изменения величины РЗ для турбины компрессора (ТК) двигателя АИ-450М представлены на рисунке 2, для ТВД двигателя Д-27 – на рисунке 3.

Как видно из представленных графиков, наибольшая скорость сближения ротора со статором наблюдается в моменты переходов с режима ЗМГ на режим Взлёт за счёт действия центробежных сил и быстрого прогрева рабочих лопаток. Далее на Взлетном режиме наблюдается некоторое раскрытие зазора за счёт отставания скорости прогрева массивного диска от прогрева статора. После прогрева статора зазор снова закрывается, но уже с гораздо меньшей скоростью сближения. Определённая из графиков скорость радиального сближения ротора со статором составила примерно 1,3…3,8 мм/мин в моменты переходов и примерно 0,01…0,023 мм/мин после прогрева статора.

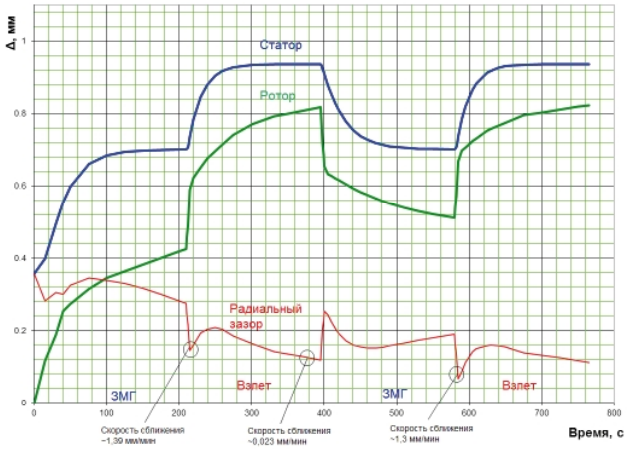


Рис. 2. Изменение РЗ над рабочими лопатками ТК при работе двигателя АИ-450М по выбранному регламенту

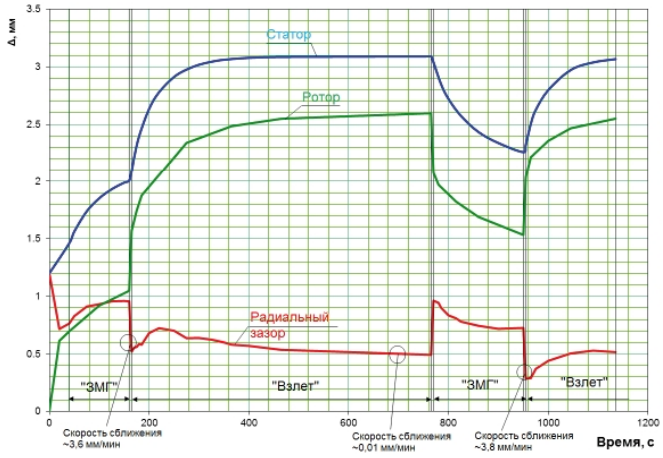


Рис. 3. Изменение РЗ над рабочими лопатками ТВД при работе двигателя Д-27 по выбранному регламенту

На основании вышеизложенного и с учетом того, что в будущем возможно появится необходимость проверки покрытий для двигателей где

скоростью сближения ротора и статора более высокая в техническом задании принята радиальная скорость врезания от 0,05 до 10 мм/мин.

Для выбора окружной скорости вращения произведен анализ парка двигателей ГП «Ивченко-Прогресс». После чего выполнен расчет окружной скорости по формуле:

$$V=L\times N/60,$$

где L – длина окружности в м;

N – обороты ротора в минуту.

После выполнения расчетов принято решение, что установка должна обеспечивать окружную скорость до 500 м/с.

Для выбора температуры нагрева имитатора лопатки и ПП на имитаторе проставки был проведен анализ результатов термометрирования ТВД разработки ГП «Ивченко-Прогресс» и возможных температур для двигателей будущей разработки, а также с учетом того, что на установке будут испытываться покрытия как турбинные, так и компрессорные, выбран диапазон рабочих температур нагрева ПП от 300 до 1100 °. Это обеспечено за счет применения одногорелочной камеры сгорания с факельным воспламенителем. При выборе системы розжига камеры сгорания выбран следующий приоритет. Учитывая необходимость работы камеры сгорания в широком диапазоне температур возможны режимы нерозжига, либо работы на нестабильных режимах. На данных режимах рабочее пространство стенда загрязняется продуктами неполного сгорания и парами распыленного топлива. Для исключения возникновения подобных ситуаций выбрана система розжига камеры сгорания при помощи факельного воспламенителя. Данная система обеспечивает розжиг камеры сгорания в широком диапазоне, превышающем аналоги. На срывных режимах, работа камеры сгорания сопровождается постоянной работой воспламенителя, исключая погасания и обеспечивая стабильный режим работы. При этом имитатор лопатки должен прогреваться в статическом положении, после чего должна происходить его раскрутка.

Установка должна обеспечивать возможность врезания в ПП имитатора рабочей лопатки глубинной от 0,1 до 2 мм.

Т.к. на установке будут проверяться различные типы покрытий (ТВД, ТНД или компрессорные покрытия) при проектировании необходимо предусмотреть применение различных типов материалов имитатора лопатки и проставки. Например, для проверки покрытий ТВД имитатор рабочей лопатки и проставки изготовлен из материала ЖС32-ВИ.

Также в установке должна обеспечиваться возможность замера:

- фактической температуры ПП на имитаторе проставки;

-оборотов диска;

-радиального перемещения и скорости перемещения имитатора проставки.

Точность выполняемых замеров:

-максимальная погрешность измерения температуры ±10 °С;

-максимальная погрешность измерения радиальной скорости ±1%;

максимальная погрешность измерения окружной скорости ±1%.

2. Результаты изготовления установки

После выпуска ТЗ были разработаны чертежи, на основании которых была изготовлена установка для проверки покрытий на врезание, внешний вид установки представлен на рис.4.

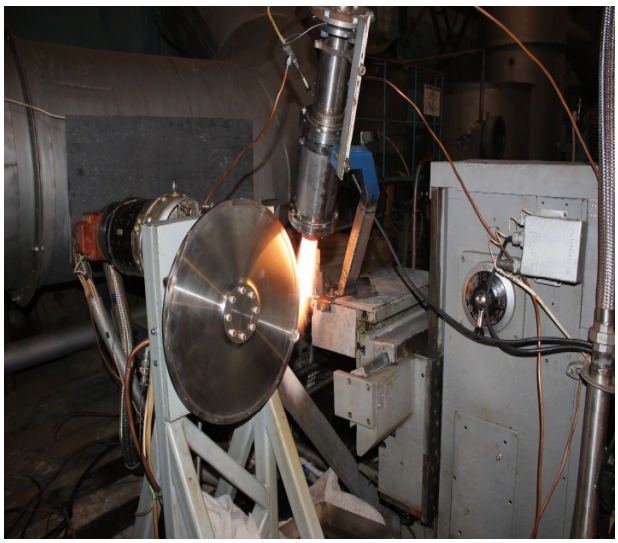


Рис. 4. Внешний вид установки

Для проверки параметров вновь изготовленной установки на соответствие требованиям технического задания были выполнены пробные запуски до максимально возможных оборотов (раскрутка диска с имитатором лопатки и прогрев имитатора проставки с ПП) без врезания. По результатам проверок было установлено, что установка не смогла обеспечить требуемые обороты вращения (окружную скорость вращения) из-за повышенного уровня вибраций, испытания были прекращены. После чего была выполнена визуальная дефектация деталей установки. При дефектации были отмечены повреждения крепежных болтов и увеличение диаметров отверстий в диске под крепежные болты.

После проведения испытаний был произведен расчет на прочность, в котором установлено, что диск не имеет достаточных запасов по прочности. После чего были выполнены работы

по оптимизации (снижению массы) имитатора рабочей лопатки, после чего выполнили повторный расчет с оптимизированным имитатором, по результату этого расчета диск имел достаточные запасы по прочности при оборотах 13000 об/мин. Имитаторы были доработаны. Результаты расчетов представлены на рис.5.

Внешний вид имитаторов рабочих лопаток до и после доработки представлен на рис. 6

После доработки имитаторов рабочих лопаток, их масса была снижена до 30 грамм, и после повторной сборки, были выполнены повторно пробные запуски до максимально возможных оборотов без врезания, удалось выйти на обороты 13000 об/мин, что соответствует линейной скорости 350 м/с.

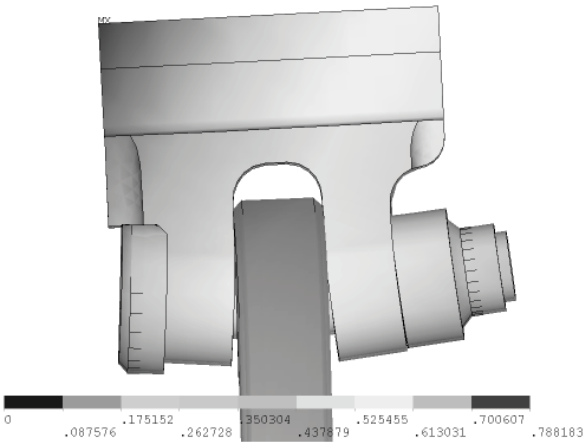


Рис. 5. Результаты расчетов на прочность

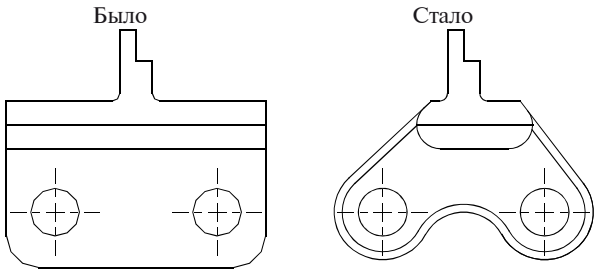


Рис. 6. Имитатор рабочей лопатки до и после доработки

3. Испытание

Было проведено испытание ПП Amperit 831.006 на установке К-2Т с оборотами 13000 об/мин. Покрытие проверялось по следующей программе:

-обороты 13000 об/сек;

-скорость врезания 0,2 мм/мин;

-температура покрытия 1000 °С;

-глубина врезания 0,2 мм.

Также для обеспечения проведения корректного хода испытаний необходимо выполнить работы по тарировке (отладке) установки, а именно опытным путем измерить вытяжку диска и имитатора рабочей лопатки при оборотах 13000 об/мин, а также определить температуру имитатора рабочей лопатки.

Для этого были проведены следующие работы:

Собран имитатор диска и имитатор лопатки, момент затяжки гаек при опрессовке пакета - $1,2^{+0,1}$ кГ*м и при окончательной затяжке $1,0^{+0,1}$ кГ*м.

Для определения температуры имитатора торца рабочей лопатки, имитаторы были доработаны под установку датчиков ИМТК, и выполнен замер времени работы установки для достижения имитатором лопатки требуемой температуры.

Выполнено определение вытяжки торцев имитатора лопатки при оборотах 13 000 об/мин, замер вытяжки выполнялся по нижеприведенной программе:

Установлен зазор 2 мм между имитатором лопатки и имитатором проставки.

Выполнена раскрутка диска с имитатором лопатки до 13000 об/мин, минимальное время на оборотах 13000 об/мин – 2 минуты. Выполнена остановка диска, контролировалось наличие места касания имитатора лопатки на ПП проставки.

След касания отсутствовал, зазор между имитатором лопатки и имитатором проставки уменьшили на 0,1 мм. Работа повторялась до тех пор, пока не появился след касания длиной 25 мм.

После определения вытяжки диска с имитатором лопаток при оборотах 13000 об/мин, были выполнены окончательные доработки имитаторов лопаток и их дефектация (ЛЮМ1-ОВ), после доработок и дефектации имитаторов лопаток, выполняли их обмеры до выполнения испытаний по врезанию. После чего установка была собрана, выставлен необходимый зазор и выполнена проверка по врезанию. Для получения более достоверных результатов проверка по врезанию проводилась в два этапа, в разные места ПП на имитаторе проставки. После каждого этапа имитаторы лопаток и проставок демонтировали и выполняли их обмеры по местам врезания (износ имитатора лопатки и глубина врезания в ПП имитатора проставки). После обмеров выполнялись необходимые доработки имитаторов лопаток, их обмеры, после чего монтировали на установку и повторяли испытание по проверке врезания.

Схема измерения имитаторов лопатки представлена на рисунке 7. Измерения выполнялись до и после врезания до проведения испытаний.

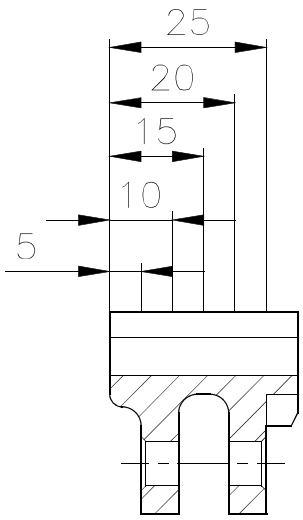


Рис. 7. Схема замера имитатора лопатки проставки

Схема обмеров имитаторов проставки представлена на рисунке 8. Обмеры выполнялись после врезания.

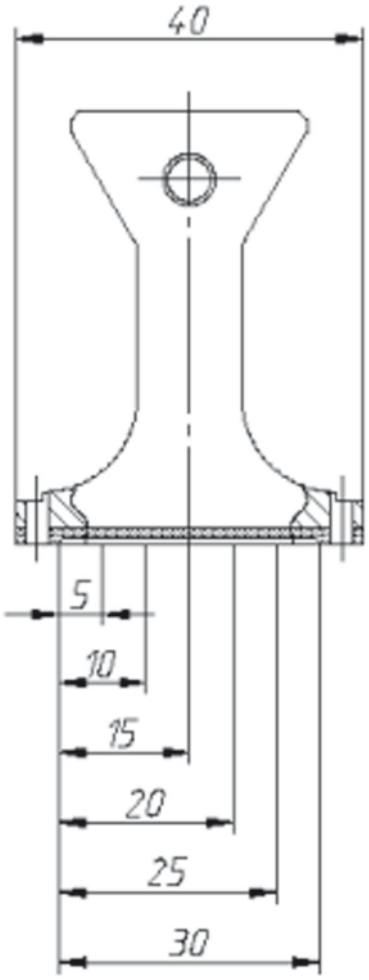


Рис. 8. Схема измерения имитатора проставки

Внешний вид ПП на имитаторе проставки после проведения испытаний на врезание представлен на рисунке 9.

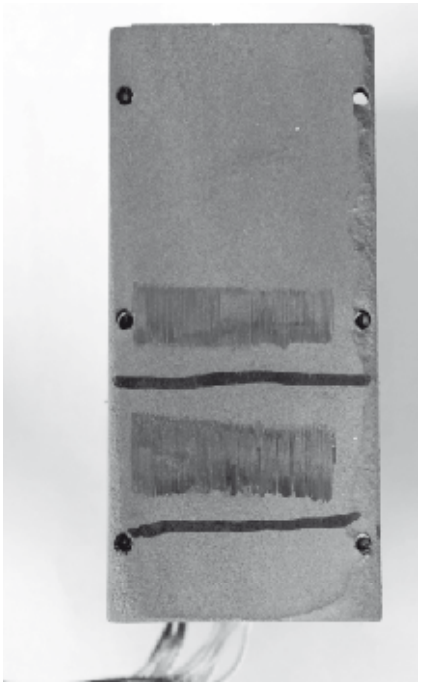


Рис. 9. Внешний вид ПП на имитаторе проставки после испытаний

Результаты обмеров до и после первого врезания в имитатор проставки с покрытием Amperit 831.006.представлены в таблице 1.

Результаты обмеров до и после второго врезания в имитатор проставки с покрытием Amperit 831.006.представлены в таблице 2.

Таблица 1. Результаты после 1-го этапа испытаний

Место замера ИЛ, проставки мм	Замер ИЛ до, мм	Замер ИЛ после, мм	δ - износ ИЛ, мм	h - выработка в покрытии, мм
5	3,8586	3,5443	0,3143	От 0,01
10	3,8583	3,5261	0,3322	
15	3,8507	3,5064	0,3443	
20	3,8404	3,4900	0,3504	
25	3,8335	3,4726	0,3609	До 0,02

Таблица 2. Результаты после 2-го этапа испытаний

Место замера ИЛ, проставки мм	Замер ИЛ до, мм	Замер ИЛ после, мм	δ - износ ИЛ, мм	h - выработка в покрытии, мм
5	3,0703	2,6533	0,417	0.03
10	3,1077	2,6853	0,4224	0.03
15	3,1452	2,7428	0,4024	0.02
20	3,1785	2,7922	0,3863	0.02
25	3,2135	2,8452	0,3683	0.01

Выводы

В настоящее время установка не обеспечивает требования технического задания по линейной скорости врезания (оборотам диска), требования по остальным параметрам: температуре покрытия, радиальной скорости врезания, и точности измеряемых параметров – обеспечены. Полученные данные по результатам испытаний позволяют выполнить предварительную оценку проверяемых прирабатываемых покрытий перед испытанием на двигателе.

Также полученные данные, в свою очередь, позволяют начать работы с целью оптимизации средств и отработки конструкции установки по проверке прирабатываемых и износостойких компрессорных или турбинных покрытий с целью получения требуемых параметров на установке, заданных согласно техническому заданию. А именно ведутся работы по максимально возможному снижению веса имитатора рабочей лопатки, а также изменения его конструкции для снижения сопротивления воздушному потоку, рассматривается возможность увеличения мощности привода диска (электродвигателя).

Литература

1. Чигрин В.С. Конструкция и прочность авиационных двигателей. - Запорожье; Харьков: Изд. АО «Мотор Сич»; ХАИ, 2017. - 420 с.

2. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В. Л. Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: В 3-х т. Учебник для студентов. Т. 2. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. – Москва: ОАО “Авиадвигатель”, 2007. – 396 с.

3. Демьянушко И.В., Биргер И.А. - Расчет на прочность вращающихся дисков. Москва: Машиностроение, 1978. – 247с.

4. Герасименко В. П., Овчинников М. М., Шелковский М. Ю Оптимизация малоразмерных газотурбинных двигателей. Николаев Вісник НТУ «ХПІ». 2014. № 12(1055).

5. Кравченко И.Ф. Концепция решения проблемы запуска камеры сгорания при создании и доводке ГТД с низким выбросом вредных веществ // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 7. – с.40-51.

Поступила в редакцию 12.05.2018

О.О. Красніков, Ю.І. Торба, О.Е. Занін, Р.Р. Клімік. Перевірка зносостійких і приробляємих покриттів

Наведено деякі результати праці по створенню установки по врізанню, для перевірки різних систем покриттів (зносостійких, приробляємих і т.п.). Викладено проблеми при створенні установки і критерії, котрі були потрібно врахувати при розробці технічного завдання. Наведено деякі розрахунки для визначення режимів праці, установки, які повинні забезпечувати можливість моделювати (імітувати) працю покриттів на різних типах двигунів як сучасних, так і створюваних в майбутньому. А саме установка повинна забезпечувати широкий діапазон температур і швидкостей врізання і т.д. Запропонований метод випробувань покриттів на врізання дозволить скоротити витрати по перевірці розроблених нових покриттів, а так само скоротити термін по перевірці розроблених нових покриттів.

Ключові слова: *зносостійке покриття, приробляєме покриття, знос, виробіток, радіальний зазор, перевірка покриттів.*

A.O. Krasnikov, Y.I. Torba, A.E. Zanin, R.R. Klimik. Check of wearproof and abradable sealing coatings

Some results of works on installation creation on incision, for check of various systems of coatings (wearproof, and abradable sealing, etc.) are resulted. Problems are stated at creation of installation and criterion which were necessary for considering by technical project working out. Some calculations for definition of operating modes, installations which should provide possibility to model to (simulate) covering work on various types of propellers both modern, and created in the future are resulted. Namely, installation should provide a wide temperature span and speeds of incision etc. Offered test method of coverings will allow to devide out expenses to incision on check of again developed coverings, and also to devide out terms on check of again developed coverings

One of propeller key parameters influencing its EFFICIENCY is the radial clearance between unshrouded blade high-pressure turbines and stator high-pressure turbine. Various types of coatings which provide an optimum positive allowance at the expense of local development of a covering are applied to radial clearance optimization on all power setting, and not admitting

deterioration of blades both system of active regulating of a radial clearance. Before decision making about conducting of test of a covering on the propeller it is necessary to execute great volume of checks (adhesion, thermo cycles etc.). Since covering test for the propeller demands considerable expenses - fuel, propeller assemblage etc., and thus on tests there can be defects because of an inefficient run in covering (deterioration of blades high-pressure turbine or a covering weathering). For decrease in risks and expenses of the coatings connected with test on the propeller, it is necessary to execute test of a covering for incision in conditions as much as possible approached to real on the propeller for what installation for check of run in turbine and compressor coatings has been designed and made.

For definition of demanded magnitudes calculations by definition a radial velocity of incision (rapprochement) of a rotor and the stator are carried out. The analysis of temperatures and speeds of incision on available propellers.

Key words: *wearproof covering, abradable sealing coating, deterioration, development, a radial clearance, check of coating.*

References

1. Chyhryn V.S. Konstruktsyia y prochnost avyatsyonnykh dvyhatelei [Design and strength of aircraft engines].. - Zaporozhe; Kharkov: Yzd. AO "Motor Sych"; KhAY, 2017. - 420 p.

2. Ynozemtsev A.A., Nykhamkyn M.A., Sandratskyi V. L. Hazoturbynnye dvyhately. Osnov konstruyrovanyia avyatsyonnykh dvyhatelei y enerhetycheskykh ustanovok: V 3-kh t. Uchebnyk dlia studentov. T. 2. Kompressory. Kamery shoranyia. Forsazhnye kamery. Turbyny. Vykhodnye ustroistva. [Bases of designing of aircraft engines and power installations: In 3 т. The textbook for students. T. 2. Compressors. Combustion chambers. Atterburners. Turbines. The output equipment]. Moskva: OAO «Avyadvyhatel», 2007. 396 p.

3. Demianushko Y.V., Byrher Y.A. Raschet na prochnost vrashchaiushchykhsia dyskov [Strength analysis of twirled disks]. Moskva: Mashynostroenye, 1978. 247 s.

4. Herasymenko V. P., Ovchynnykov M. M., Shelkovskyi M. Yu. Optymyzatsyia malorazmernykh hazoturbynnykh dvyhatelei [Optimisation few dimensional gas-turbine engines]. Nykolaev Visnyk NTU «KhPI». 2014. no. 12(1055).

5. Kravchenko Y.F. Kontseptsyia reshenyia problemy zapuska kamery shoranyia pry sozdanyy y dovodke HTD s nyzkym vybrosom vrednykh veshchestv [The concept of the solution of a problem of start of the combustion chamber at creation and operational development ГТД with low emission of harmful substances]. // Avyatsyonno-kosmycheskaia tekhnyka y tekhnolohyia. 2005. no. 7. pp. 40-51.

УДК 629.786.085

Фролов Г. А. доктор технических наук, заведующий отделом Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: g_frolov@ukr.net;

Евдокименко Ю.И. научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: yevd@meta.ua;

Кисель В. М. старший научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: vyacheslav.kysil@gmail.com;

Бучаков С. В. младший научный сотрудник Института проблем материаловедения им. И.Н. Францевича НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: vyacheslav.kysil@gmail.com

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ ДИБОРИДА ЦИРКОНИЯ НА УГЛЕРОД-УГЛЕРОДНЫХ ПОДЛОЖКАХ ДЛЯ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В работе рассмотрена возможность защиты углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ) от окислительного воздействия путем нанесения покрытий на основе ультравысокотемпературной керамики (УВТК). Приводится методика термоэрозионных испытаний и их результаты. Установлено, что в условиях термоэрозионного воздействия сверхзвукового потока продуктов сгорания стехиометричной воздушно-топливной смеси при температуре поверхности около 1500 ˚С покрытия УВТК состава ZrB_2-15$MoSi_2$ обеспечивают увеличение времени эксплуатации УУКМ до начала разрушения поверхности не менее чем на 20 минут, потока продуктов сгорания кислородно-топливной смеси с коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 2,5$ при температуре поверхности 1600 ˚С – в течение не менее 10 минут.

Ключевые слова: *ультравысокотемпературная керамика, углерод-углеродный композиционный материал, плазменное покрытие, термоэрозионные испытания, сверхзвуковые потоки, продукты сгорания.*

Введение

Углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), благодаря уникальному сочетанию их термомеханических свойств – высокой теплопроводности, низкому коэффициенту термического расширения и малой плотности – широко используются в аэрокосмической и ракетной технике для изготовления высоконагруженных компонентов, работающих при высоких температурах. Основными недостатками УУКМ являются их низкая стойкость к окислению, начинающая проявляться при температурах более 450 ˚С, и высокая стоимость производства (для 3D и 4D структур армирования – до 3300 $/кг и более), обусловленная высокими сложностью и длительностью технологического цикла (4 – 12 месяцев).

Для защиты промышленных УУКМ от высокотемпературного окисления применяют главным образом карбидокремневые покрытия, получаемые химическим газофазным осаждением с использованием кремнийсодержащих газов или пропиткой жидким кремнием с его карбидизацией [1]. Эти весьма дорогостоящие технологии имеют ограничения по габаритам изделий, при этом такие покрытия из SiC не имеют достаточной стойкости к термоэрозионному воздействию высокотемпературного высокоскоростного воздушного потока, характерному, в частности, для условий гиперзвукового полета. Поэтому на протяжении последних десятилетий ведутся интенсивные исследования альтернативных или дополнительных покрытий на УУКМ – более стойких к высокотемпературному окислению и термоэрозии, более экономичных и пригодных для нанесения на крупногабаритные изделия – и методов их нанесения. Согласно недавно опубликованному обзору последних достижений для защиты УУКМ от окисления при температурах более 1000 ˚С наиболее перспективны покрытия из ультравысокотемпературной керамики (УВТК) на основе карбидов, нитридов и боридов переходных металлов $IV_Б$ и $V_Б$ групп периодической таблицы элементов. Они наносятся диффузным насыщением, химическим осаждением из газовой фазы, плазменным напылением или шликерным методом [2]. Как правило, покрытия наносят на подслой из карбида кремния,

© Фролов Г.А., Евдокименко Ю.И., Кисель В.М., Бучаков С.В., 2018

формируемый в процессе изготовления УУКМ, а не непосредственно на его поверхность.

УВТК на основе диборидов циркония и гафния привлекают особое внимание разработчиков высокотемпературных материалов для аэрокосмической индустрии [3], причем при соизмеримых теплофизических и защитных свойствах УВТК на основе ZrB_2 имеет существенно меньшие плотность и стоимость.

Среди перечисленных методов нанесения покрытий плазменное напыление обладает наибольшими технологичностью, производительностью и экономической эффективностью, практически не ограничено размерами покрываемого изделия и проводится на автоматизированных линиях [4].

Тепловые испытания покрытий на УУКМ для определения их стойкости к условиям гиперзвукового полета в настоящее время проводятся главным образом в условиях нагрева пламенем кислород-ацетиленовых горелок и потоками воздушной плазмы, генерируемыми электродуговыми плазмотронами [2]. Первые просты и доступны материаловедам на самых ранних этапах разработки покрытий, воспроизводят характерные для эксплуатационных условий тепловые нагрузки и окислительный потенциал рабочей среды, но не обеспечивают термоэрозионного воздействия её высокоскоростного потока [5]. Вторые в достаточной мере воспроизводят основные факторы аэродинамического нагрева, но довольно дороги (особенно при проведении ресурсных испытаний с длительностью, исчисляемой часами) и обычно проводятся для окончательной аттестации разработанных материалов и покрытий [6]. В последнее время, с распространением технологии высокоскоростного газопламенного напыления и появлением соответствующего оборудования, для проведения тепловых испытаний материалов аэрокосмической техники стали применять сверхзвуковые ВГПН-горелки, работающие на кислородно-топливных смесях [7]. Применение химических газогенераторов позволяет с достаточной для материаловедческого исследования точностью воспроизводить условия гиперзвукового полета на обтекаемых поверхностях при давлениях торможения выше атмосферного, при этом стоимость испытаний, по сравнению с испытаниями на плазмотронах, существенно снижается, особенно при использовании воздушно-топливных горючих смесей [8].

1. Постановка задачи

С целью определения защитных свойств плазменного покрытия из УВТК состава ZrB_2-15$MoSi_2$ на УУКМ в условиях воздействия окислительного высокоскоростного, высокотемпературного газового потока, моделирующего термоэрозионное и термохимическое воздействие условий гиперзвукового полета, были проведены тепловые испытания образцов покрытия в сверхзвуковых струях продуктов сгорания керосина в воздухе и кислороде при температуре поверхности до 1650 ^oCи давлении торможения выше атмосферного.

Испытания являлись заключительным этапом разработки и исследования УВТК, проводившейся в рамках международного (Украина, Италия, Испания, ФРГ) проекта Седьмой рамочной программы ЕС – LIGHT-TPSNo. 607182, направленного на создание материалов тепловой защиты многоразовых космических аппаратов.

2. Материалы и образцы с покрытиями для испытаний

Покрытия из порошка состава ZrB_2-15$MoSi_2$, разработанного в ИПМ НАН Украины под руководством чл.-кор. О.Н. Григорьева, были нанесены на подложки из УУКМ плазменным напылением в защитной среде потока азота с использованием в качестве плазмообразующего газа аргон-водородной смеси. Нанесение покрытий было проведено компанией Tecnalia (Испания) под руководством доктора Марии Парко (MariaParco).

Подложки толщиной 5 мм из штатного УУКМ аэрокосмического назначения были предоставлены Германским центром авиации и космонавтики (DLR). УУКМ представляет собой высокоплотный (плотность 1,88 г/$см^3$) композит 3D структуры с диффузионным карбидокремниевым покрытием.

Для испытаний были предоставлены два образца (пластины 50×24 мм) с покрытием состава ZrB_2-15% (мас.) $MoSi_2$ толщиной 0,4 мм (образец №02) и 0,7 мм (образец №05). Микроструктура покрытий – гранульная, их пористость не превышает 7,5%, поры локализованы на границах гранул. Прилегание покрытия к подложке плотное, с минимумом дефектов на границе.

Внешний вид поверхности плазменного покрытия из УВТК показан на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид поверхности УВТК-покрытия (ширина поля – 3,5 мм)

3. Методика испытаний

Испытания проводили в сверхзвуковых потоках продуктов сгорания керосина в воздухе (сверхзвуковая воздушно-топливная горелка ГВО-2М с диаметром критического сечения сопла 11 мм, выходного сечения – 15 мм) и в кислороде (сверхзвуковая кислородно-топливная горелка ККР-6 с диаметром критического сечения сопла 6 мм, выходного сечения – 8 мм). Давление в камере сгорания (КС) горелки ГВО-2М во всех испытаниях составляло 0,8 МПа, горелки ККР-6 – 0,67 МПа, обеспечивая истечение, близкое к расчетному. Температуру истекающего потока регулировали подачей горючего, изменяя коэффициент избытка окислителя в КС в диапазоне α = 1,1-2,5 (горелка ГВО-2М) и α = 1,5-4,5 (горелка ККР-6). В табл. 1 показаны расчетные значения параметров истекающего потока при значениях коэффициента избытка окислителя на рабочих режимах для воздушно-керосиновых смесей, в табл. 2 – для кислородно-керосиновых смесей (с учетом тепловых потерь в систему водяного охлаждения горелки).

Таблица 1. Параметры газового потока в выходном сечении сопла горелки ГВО-2М в зависимости от коэффициента избытка окислителя ($P_{кс}$ = 0,8 МПа)

Коэфф. избытка окислителя	Температура, °С		Скорость потока, м/с	Содержание кислорода, % (мас.)
	торможения	в потоке		
1,0	2106	1322	1541	0,28
1,1	2013	1235	1501	1,9
1,2	1901	1141	1459	3,5
1,5	1610	919	1354	7,3
1,7	1460	809	1298	9,1
2,0	1281	680	1228	11,2
2,5	1067	529	1139	13,5

Таблица 2. Параметры газового потока в выходном сечении сопла горелки ККР-6 в зависимости от коэффициента избытка окислителя ($P_{кс}$ = 0,67 МПа)

Коэфф. избытка окислителя	Температура, °С		Скорость потока, м/с	Содержание кислорода, % (мас.)
	торможения	в потоке		
2,5	2324	1560	1602	53,58
3	2135	1382	1525	60,58
3,5	2026	1134	1456	65,81
4	1791	1068	1396	69,84
4,5	1662	948	1343	72,99

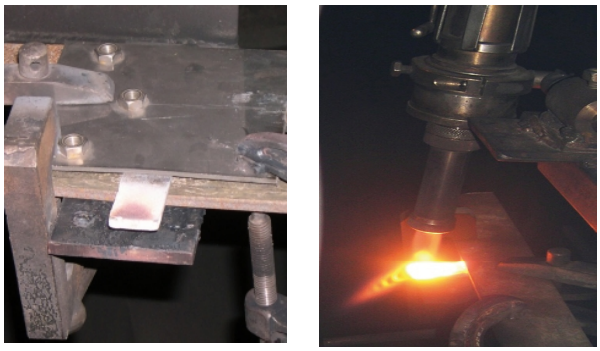
На рабочем режиме горелки ГВО-2М (α = 1,1) содержание свободного кислорода в продуктах сгорания в воздухе на порядок меньше, чем в воздухе (21,3% $_{мас}$), в продуктах сгорания в кислороде на рабочих режимах горелки ККР-6 в этих испытаниях оно в 2,5 раза выше, чем в воздухе.

Образцы закрепляли на держателе линейного манипулятора как показано на (рис. 2, *а*) и вводили в поток при работе горелки на режиме с максимальным значением коэффициента избытка окислителя, затем в течение 60-100 секунд подачей керосина коэффициент избытка окислителя плавно уменьшали, соответственно повышая температуру продуктов сгорания и температуру образца до заданной. Температуру поверхности образца в центре пятна нагрева контролировали по показаниям (с одновременной записью) двух пирометров с лазерным наведением:

1) пирометром INFRATHERM Converter IGA 100 (IMPAC ElectronicGmb, ФРГ) с диапазоном измеряемых температур 350-800 °С и длиной волны λ=1,451,8μм.

2) пирометром IMPAC ISQ 5-LO MB-30 (LumaSenseTechnologies, США) с диапазоном измеряемых температур 1000-3000 °С, работающим в двуцветном режиме на длинах волн λ = 0,9μм (канал №1) и λ = 1,05μм (канал №2) и измеряющим истинную температуру поверхности.

На основании записанных термограмм яркостной (при заданном на монохромном пирометре значении коэффициента излучения ε = 1) и истинной температур для каждого испытания рассчитывался коэффициент излучения покрытия.



а б

Рис. 2. Крепление образца при термоэрозионных испытаниях УВТК-покрытий (*а*) и вид образца в процессе испытаний в струе горелки ГВО-2М (*б*)

После каждого испытания фиксировали на фото и оценивали под микроскопом состояние поверхности в пятне нагрева покрытия и микрометром измеряли линейный унос.

Испытания проводили сериями, в которых локация пятна нагрева (диаметр – 20 мм) оставалась неизменной на одной из коротких сторон образца. Испытания маркировали номером образца, буквенным обозначением серии и порядковым номером испытания в серии. В про-

дуктах сгорания в воздухе были проведены серии испытаний 02А и 02В, в продуктах сгорания в кислороде – серия 05D, кроме того, в этих же условиях были для сравнения проведены испытания УУКМ без покрытия – серии 04С и 03Е.

Испытания в каждой серии прекращали после явной потери работоспособности покрытия, под которой понимали его разрушение на всю глубину.

В серии 02А, в которой производилась отработка методики и режима испытаний, центр пятна нагрева располагался на расстоянии 15 мм от края образца, натекание струи было ортогональным, во всех остальных сериях центр пятна нагрева располагали на расстоянии около 5 мм от края, а натекание струи осуществлялось под углом 80° к поверхности для отклонения потока в сторону, противоположную зажатому концу образца, так, что часть потока не попадала на образец (рис. 2, *б*).

Расстояние между выходным сечением горелки и поверхностью образца в серии 02А последовательно снижали с 95 мм, повышая температуру поверхности, в испытаниях 02А5 – 02А8 и всех последующих оно составляло 40 мм, что обеспечивало заданную температуру поверхности при максимальном окислительном потенциале продуктов сгорания. На этой дистанции давление торможения струи горелки ГВО-2М составляло 0,48 МПа, горелки ККР-6 – 4,0 МПа.

Расчеты показывают, что условия термоэрозионного воздействия продуктов сгорания в кислороде (температура торможения на поверхности образца – более 2100 °С, давление торможения – 0,4МПа) примерно соответствуют условиям полета гиперзвукового летательного аппарата на высоте 20 км со скоростью 1920 м/с (6,5 М) и в обоих случаях испытаний в значительной степени моделируют условия в сверхзвуковой части сопла твердотопливного ракетного двигателя.

4. Испытания в потоке продуктов сгорания воздушно-топливной смеси

В потоке продуктов сгорания воздушно-топливной смеси были проведены две серии испытаний – пробная серия 02А и основная 02В.

Базовая продолжительность испытания после достижения заданной температуры составляла 60 с в испытаниях 02А1, 02А2, 02А3, 02А7,02А8 и 120 с во всех остальных испытаниях.

В серии 02А проведены восемь испытаний, состоящих из одного цикла нагрева, после каждого проводился визуальный контроль поверхности образца. Серия 02В включала многоцикловые испытания 02В1, 02В3 (по 3 цикла) и 02В2 (четыре цикла), в процессе которых между циклами нагрева образцы оставались в потоке при температуре поверхности около 700 °С, в это время производился их осмотр, что и определяло длительность выдержки между циклами нагрева. Термограммы температуры поверхности покрытия в процессе этих испытаний показаны на рис. 3, стадии деградации покрытия после них – на рис. 4 и 5.

В первых пяти испытаниях серии 02А заданную температуру поверхности покрытия последовательно повышали с 1100 °С до 1600 °С, в дальнейших испытаниях она оставалась на этом уровне (рис. 3, *а* и *б*).

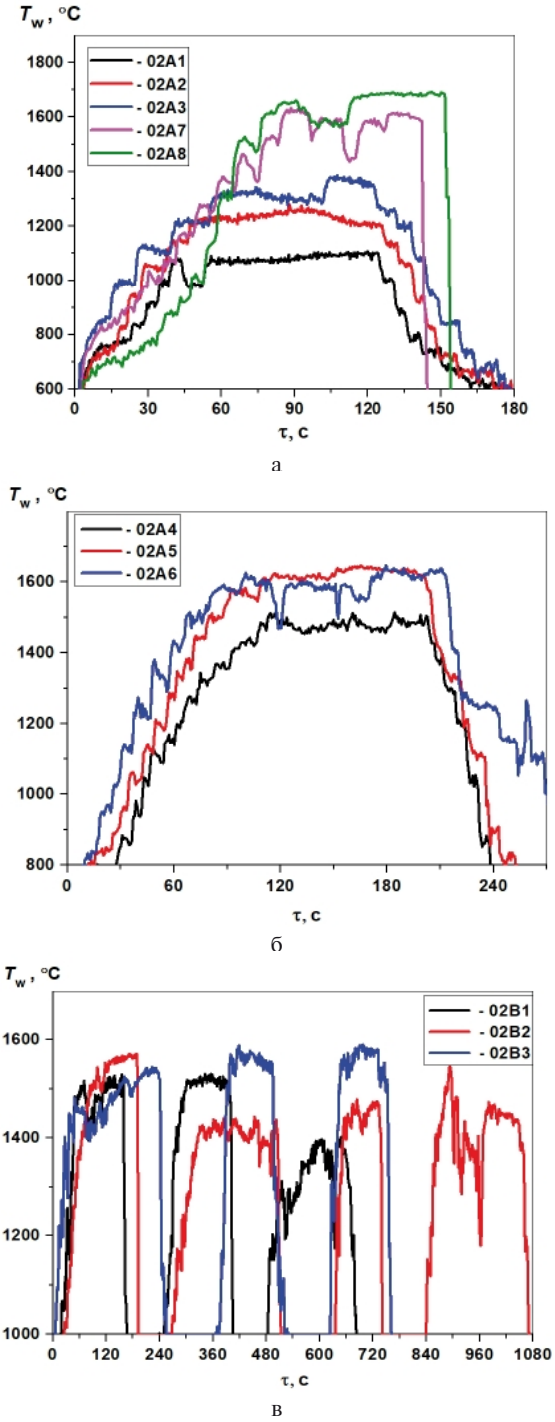


Рис. 3. Температура поверхности образца № 2 в процессе термоэрозионных испытаний:
а – испытания 02А1, 02А2,02А3, 02А7 и 02А8;
б – 02А4, 02А5 и 02А6; в – испытания серии 02В

После испытаний 02А1 (определяющая температура, т.е. среднеинтегальная температура поверхности за время на рабочем режиме 71 с, в нём составила 1063 °С), 02А2 (1239 °С, 79 с) и 02А3 (1326 °С, 66 с) внешний вид покрытия практически не изменился, наблюдалось лишь некоторое осветление пятна нагрева (рис. 4, *а*), сопровождающееся снижением коэффициента излучения с начального значения ε = 0,80 до ε = 0,68, после испытания 02А4 (1471 °С, 114 с) пятно нагрева выглядело значительно светлее (ε = 0,68).



Рис. 4. Внешний вид поверхности в области пятна нагрева образца №02 после термоэрозионных испытаний серии 02А: а – после испытания 02А3; б – 02А5;в – 02А6; г – 02А8

В испытаниях 02А5 – 02А8 определяющая температура поверхности находилась в диапазоне 1571-1645 °С, суммарное время экспозиции при этих температурах составило 513 с, при этом на протяжении последних 35 секунд испытания 02А8 температура стабильно удерживалась на уровне 1690 °С.

При этом происходила очевидная деградация покрытия, его цвет темнел (коэффициент излучения увеличился до ε = 0,77), но в целом оно сохранило целостность, хотя на периферии пятна нагрева образовались дефекты и сколы, очевидно вызванные термическими напряжениями на его границе из-за градиента температуры на ней (по результатам пирометрических измерений – до 150 К/мм), усиленных краевым эффектом.

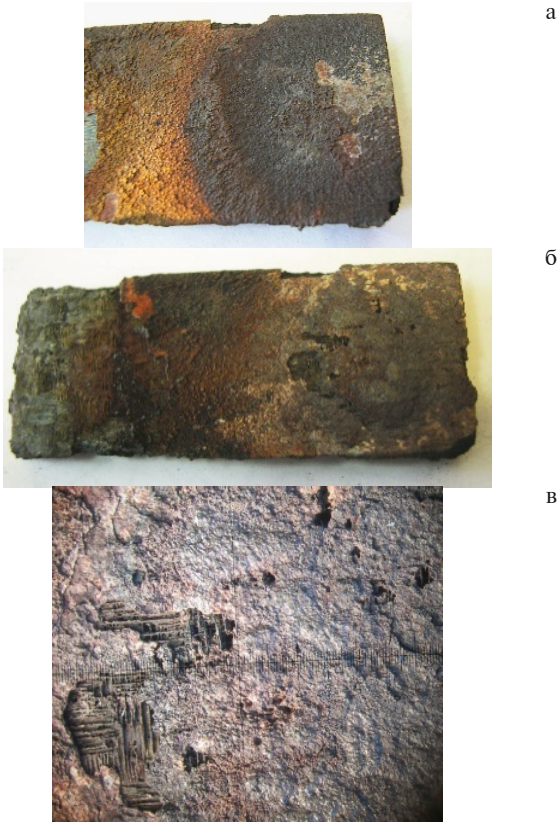


Рис. 5. Внешний вид поверхности образца №02 после термоэрозионных испытаний серии 02В: а – после испытания 02В1; б – после испытания 02В3; в – то же увеличено (ширина поля – 14 мм)

В испытаниях серии 02В образец суммарно (в десяти циклах нагрева) экспонировался в потоке 1322 секунд при определяющей в серии температуре поверхности 1466 °С, причем общее время экспонирования при температурах поверхности более 1500 °С составило 437 секунд (рис. 3, в). После испытания 02В1 произошли локальные повреждения поверхностного слоя покрытия без нарушения его сквозной целостности и работоспособности (рис. 5,а), усилившиеся после испытания 02В2. Тем не менее после второго цикла нагрева в испытании 02В3 (при суммарном времени наработки в девяти циклах 1213 с) покрытие сохраняло целостность и обеспечивало защиту УУКМ-подложки. После завершения испытания 02В3 покрытие было разрушено до подложки на двух участках с характерным размером 5 мм и на нескольких – с характерным

размером 1 мм (рис. 5, б). Основные разрушения локализованы на границе пятна нагрева – в зоне наибольших термических напряжений (рис. 5, в). В центральной части пятна нагрева покрытие сохранило целостность. Это позволило провести металлографическое исследование его поперечного шлифа, показавшее, что суммарный линейный унос покрытия в серии в его центре составил порядка 150 мкм (38% своей первоначальной толщины), соответственно, средняя скорость линейного уноса в ней – 0,19 км/с. При этом, толщина окисленного слоя в покрытии не превышает 60 мкм.

Для сравнения были проведены два испытания в тех же условиях нагрева материала подложки – углерод-углеродного композиционного материала. Испытания проводили на образце №04 (УУКМ-подложка без покрытия). Маркировка испытаний – серия 04С. Были проведены два испытания – 04С1и 04С2 (с двумя циклами нагрева), запись температур поверхности – на рис. 6, внешний вид поверхности после испытаний – на рис. 7.

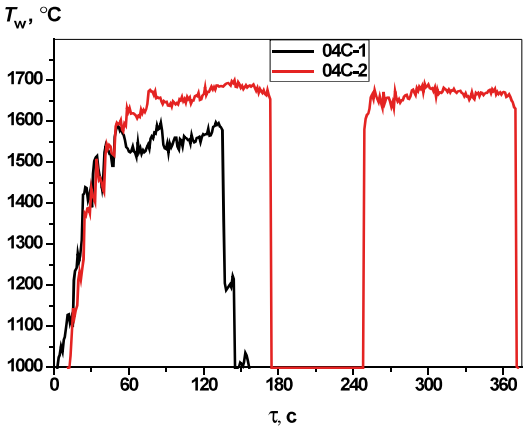


Рис. 6. Температура поверхности образца № 04 в процессе испытаний серии 04С (УУКМ-подложка)

Определяющая температура за 95 секунд испытания 04С1 составила 1553 °С. В процессе этого испытания было замечено, что заданный уровень температуры (1500 °С) был достигнут при значительно меньшем значении температуры в камере сгорания горелки, чем при испытаниях покрытий, что, вероятно, вызвано выделением тепла при окислении углерода. Поэтому испытание 04С2 проводили на том же режиме горелки, что и в испытаниях серии 02В. В результате уровень определяющей температуры превысил в обоих циклах нагрева этого испытания 1660 °С, при максимальной достигнутой температуре 1699 °С и при общей продолжительности экспозиции 234 с.

В результате испытаний линейный унос УУКМ составил не менее 0,5 мм, а его поверхность на всей площади пятна нагрева оказалась поврежденной еще на глубину не менее 0,5 мм. Повреждение имеет характер «вымывания» углеродной матрицы с сохранением армирующего каркаса (рис. 7,*б*). Общая толщина унесенного и разрушенного слоев составляет не менее 1 мм (т.е. 20 % толщины образца), что при общей наработке в серии 329 с соответствует линейной скорости разрушения 3 мкм/с. Первоначальная толщина покрытий на образце № 02 составляла около 0,4 мм. Таким образом, линейная скорость термоэрозионного разрушения УУКМ практически нейтральным сверхзвуковым потоком продуктов сгорания в несколько раз превышает скорость разрушения УВТК-покрытий на УУКМ. За время экспозиции образца № 02 в потоке (1213 с без учета последнего перед разрушением цикла нагрева) разрушения в непокрытом УУКМ распространились бы на глубину 3,6 мм.

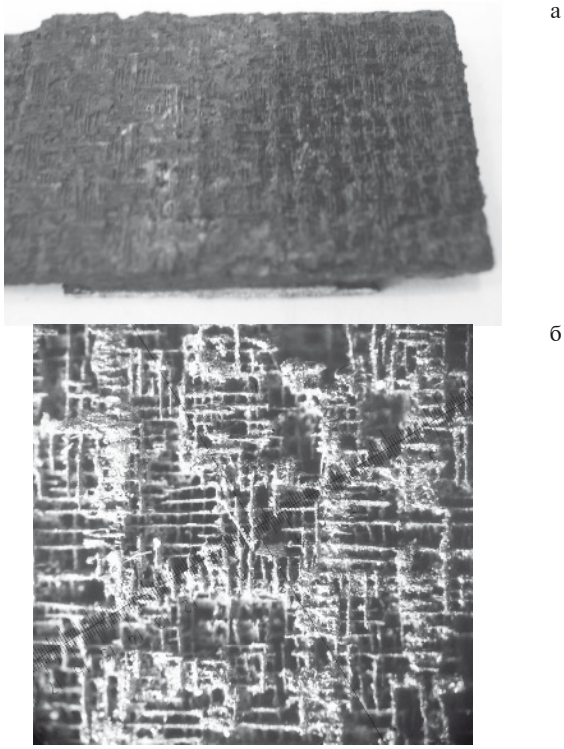


Рис. 7. Внешний вид поверхности образца №04 после испытаний серии 04С:а – после испытания 04С2; б – то же увеличено (ширина поля – 7,5 мм)

5. Испытания в потоке продуктов сгорания кислородно-топливной смеси

Были проведены две серии испытаний – 05D (образец № 05 с покрытием состава ZrB_2-15$MoSi_2$ толщиной 0,7 мм), и 03Е (образец УУКМ-подложки без покрытия).

Испытания проводили в струе сверхзвуковой кислородно-керосиновой горелки ККР-6 в одних условиях и на одном режиме её работы с коэффициентом избытка окислителя – $\alpha_{ок}$ = 1,58.

Температура поверхности покрытия в процессе термоэрозионных испытаний в продуктах сгорания в кислороде приведена на рис. 8, внешний вид образцов после испытаний – на рис. 9 и 10.

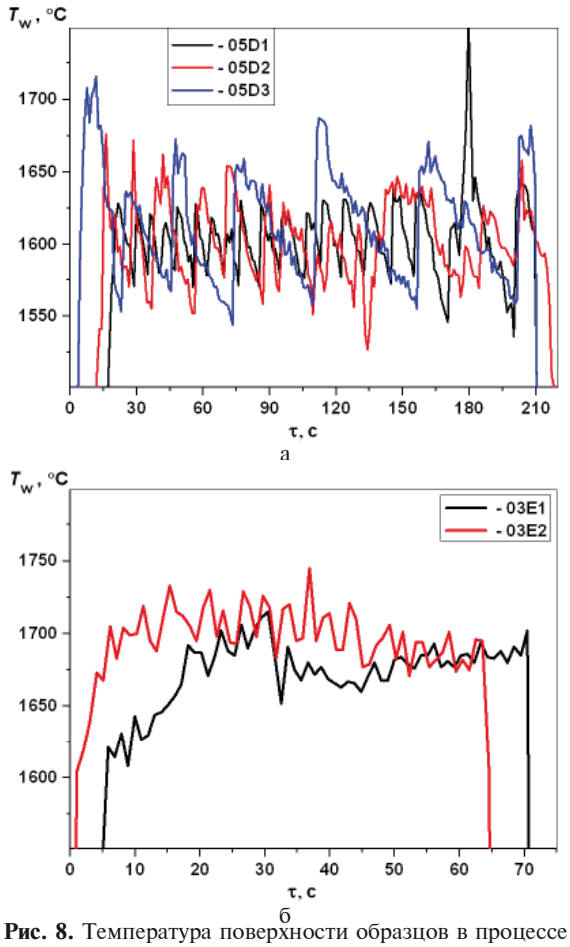


Рис. 8. Температура поверхности образцов в процессе термоэрозионных испытаний покрытия состава ZrB_2-15$MoSi_2$ в серии 05D (а) и непокрытой УУКМ-подложки в серии 03E (б)

Длительность экспозиции в трех испытаниях серии составила 602 с. После испытания 05D3 покрытие вне пятна нагрева растрескалось и частично отслоилось от подложки, при этом в самом пятне нагрева никаких внешних признаков разрушения покрытия не наблюдалось (рис. 9), происходило лишь изменение его цвета со снижением коэффициента излучения от начального значения ε = 0,77 до ε = 0,42 после завершения испытаний. Металлографическое исследование поперечного шлифа покрытия в плоскости центра пятна нагрева показало, что линейный унос покрытия в нём составил 380 мкм (более половины исходной толщины покрытия 700 мкм), что соответствует скорости линейного уноса 0,63 мкм/с. Оставшееся покрытие оказалось полностью окисленным на всю глубину до подложки, причем в процессе окисления УВТК его пористость выросла до более, чем 40%.

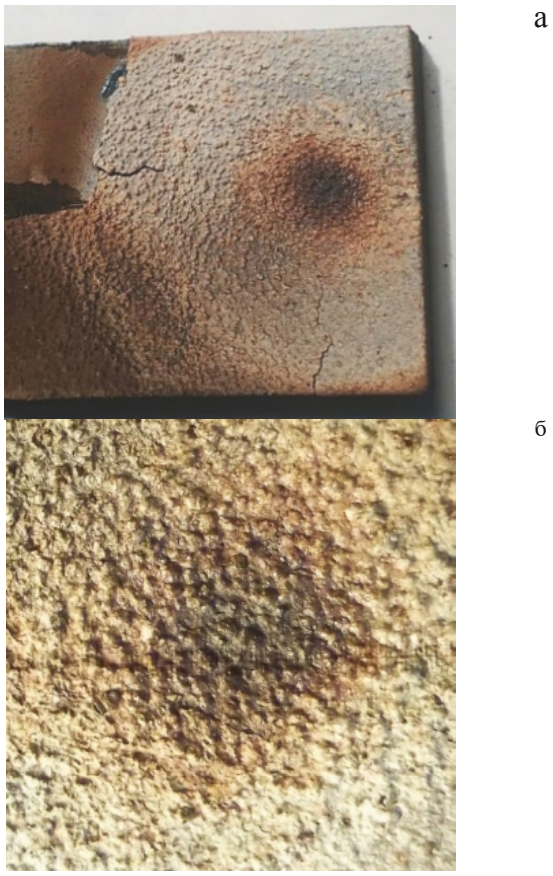


Рис. 9. Внешний вид поверхности покрытия после испытаний в продуктах сгорания в кислороде: а – внешний вид образца; б – вид пятна нагрева под микроскопом (ширина поля изображения – 11 мм)



Рис. 10. Внешний вид образца УУКМ-подложки после термоэрозионных испытаний в продуктах сгорания в кислороде в серии 03E

В серии 03E определяющая температура поверхности в двух испытаниях (каждое длительностью около 60 с) оказалась значительно выше – 1673 °C и 1695 °C, соответственно. За 129 с экспозиции в потоке унос УУКМ-подложки составил половину его первоначальной толщины – с учетом поврежденного слоя не менее 3 мм (рис. 10).

6. Сравнение результатов испытаний в потоках продуктов сгорания воздушно-топливной и кислородно-топливной смесей

Сравнение результатов испытаний в продуктах сгорания воздушно-топливных и кислородно-топливных смесей показывает, что они хорошо

коррелируют между собой. Покрытие состава ZrB_2-15$MoSi_2$имеет высокую стойкость к высокотемпературному окислению в высокоскоростном газовом потоке, хотя, из-за высокой начальной пористости и, соответственно, проницаемости для кислорода, она существенно уступает стойкости монолитной УВТК. Характер процессов деградации и разрушения покрытия в слабоокислительном и высокоокислительном потоках, в принципе, идентичен, но протекают они в них с различной интенсивностью. Разрушению и уносу подвержена не сама УВТК, а образующийся на её поверхности оксидный слой, который по мере увеличения своей толщины становится все более пористым и менее прочным. УВТК-покрытие толщиной 700 мкм в высокоокислительном газовом потоке при определяющей температуре поверхности 1606 °С за 603 с практически исчерпало свой защитный потенциал, окислившись на всю оставшуюся глубину (320 мкм), в то время как покрытие толщиной 400 мкм в слабоокислительном потоке при определяющей температуре поверхности 1466 °С за 1322 с потеряло 150 мкм своей толщины и окислилось на 60 мкм глубины оставшейся части, сохранив таким образом слой УВТК в исходном состоянии толщиной 190 мкм и свои защитные свойства. Учитывая, что основные разрушения покрытия во всех случаях наблюдались на границе пятна нагрева либо его периферии, и были очевидно вызваны термическими напряжениями в нем вследствие резкой неоднородности температурного поля в этих зонах, можно предположить, что в условиях перекрытия пятном нагрева всей поверхности образца, время экспозиции покрытия в потоке до разрушения было бы существенно выше – по крайней мере, до полного его окисления.

Как и следовало ожидать, разрушение УУКМ без покрытия в окислительной среде происходит намного интенсивнее, чем в нейтральной – скорость линейного уноса составляет около 23 мкм/с (в испытаниях в продуктах сгорания в воздухе с учетом поврежденного слоя она была 3 мкм/с). Можно констатировать, что без дополнительной защиты УУКМ со штатным карбидокремниевым покрытием при рассматриваемых температурах и обтекании окислительной средой не может применяться в качестве многоразовой теплозащиты.

Выводы

1. Покрытие из УВТК состава ZrB_2-15$MoSi_2$ толщиной 400 мкм, нанесенное плазменным напылением на УККМ, при определяющей температуре поверхности 1466 °С выдержало до разрушения 10 циклов нагрева сверхзвуковым высокотемпературным газовым потоком продуктов сгорания воздушно-топливной смеси (содержание свободного кислорода1-2%$_{мас.}$) общей длительностью более 20 минут, сохраняя на протяжении этого времени надежную адгезионную связь с подложкой и сквозную целостность. Разрушения покрытия происходили в виде локальных прогаров и выкрашиваний на периферии пятна нагрева и его границе без образования видимых трещин и нарушения адгезионной связи на сохраняющейся в центре пятна нагрева части покрытия с толщиной 250 мкм и глубиной окисленного слоя до 60 мкм. *Скорость линейного уноса в указанных условиях составила 0,19 мкм/с.*

2. Покрытие такого же состава толщиной 700 мкм при определяющей температуре поверхности 1606 °С выдержало до разрушения 3 цикла нагрева (длительность более 10 минут) потоком продуктов сгорания кислородно-топливной смеси (содержание свободного кислорода порядка 50%$_{мас.}$), сохраняя свои защитные свойства. К моменту разрушения покрытие потеряло более половины своей толщины (380 мкм) и было окислено на всю оставшуюся глубину, исчерпав таким образом весь свой защитный потенциал. *Скорость линейного уноса составила 0,63 мкм/с.*

3. УУКМ со штатным карбидокремниевым покрытием в рассмотренных условиях имеет *скорость линейного уноса 3 мкм/с и 23 мкм/с*, соответственно. Это позволяет сделать вывод о том, что окислительный потенциал высокоскоростного газового потока является определяющим фактором, от которого зависит интенсивность разрушения УВТК-покрытий и углерод-углеродных композитов.

4. Условия испытаний по термогазодинамическому воздействию соответствуют гиперзвуковому полету (5-8 М) на высотах 20-30 км, интенсивность термохимического воздействия при испытании в продуктах сгорания кислородно-топливной смеси превосходит воздействие гиперзвукового потока на всех представляющих практический интерес режимах полета не менее, чем на порядок.

5. Плазменное УВТК-покрытие состава ZrB_2-15$MoSi_2$ обеспечивает достаточную защиту УУКМ в условиях гиперзвукового потока при температуре поверхности 1600 °С на протяжении 10 минут, предотвращая за это время разрушение УУКМ на глубину 28 мм.

Заключение

Разработанное покрытие может быть применено как основное теплозащитное покрытие наружных и внутренних поверхностей газодинамических трактов и сопел ПВРД

одноразовых гиперзвуковых аппаратов и их аэродинамических поверхностей, а также в качестве аварийного теплозащитного покрытия структурных элементов многоразовых космических аппаратов, размещаемых под основной теплозащитой.

Литература

1. Синани И.Л. Перспективы разработки новых наукоемких технологий по герметизации изделий на основе УУКМ [Текст] / И.Л. Синани, В.М. Бушуев, С.Е. Бутузов // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. – 2012. –Т. 14, № 4. –С. 91-101. РИНЦ.

2. Jin X. Advances in oxidation and ablation resistance of high and ultra-high temperature ceramics modified or coated carbon/carbon composites [Text] / X. Jin, X. Fan, C. Lu, T. Wang // Journal of the European Ceramic Society. – Vol. 38. – Issue 1. – 2018, – Pp. 1-28.

3. Wuchina E. UHTCs: Ultra-High Temperature Ceramic Materials for Extreme Environment Applications / E. Wuchina, E. Opila, M. Opeka, W. Fahrenholtz, and I. Talmy. The Electrochemical Society Interface. Winter 2007. – Pp. 30-36.

4. Pawlowski Lech. The Science and Engineering of Thermal Spray Coatings: Second Edition /Lech Pawlowski. – John Wiley & Sons, Ltd. – 2008. – P. 625.

5. Paul A. UHTC composites for hypersonic applications / A. Paul, D.D. Jayaseelan, S. Venugopal, E. Zapata-Solvas, J. Binner, B. Vaidhyanathan, A. Heaton, P. Brown, W.E. Lee. // American Ceramic Society Bulletin. 2012. – Vol. 91. No. 1. – Pp. 22-29.

6. Tului M.Ultra High Temperature Resistance Coatings forThermal Protection of Space Vehicles. / M. Tului, S. Lionetti, G. Marino, R. Gardi, T. Valente, G. Pulci. // Thermal Spray 2009: Proceedings of the International Thermal Spray Conference B.R. Marple, M.M. Hyland, Y.-C. Lau, C.-J. Li, R.S. Lima, G. Montavon, editors. – Pp. 634-638.

7. Fan X. Experimental and numerical evaluation of the ablation process of carbon/carbon composites using high velocity oxygen fuel system / X. Fan, P. Jiang, B. Li, X. Jin, Y. Zhao // Advanced Material Sci. Eng. – 2017. –Pp. 1-7.

8. Евдокименко Ю.И. Тепловые испытания материалов передних кромок гиперзвукового летательного аппарата [Текст] // Ю.И. Евдокименко, Г.А. Фролов, В.М. Кисель. «Наукові нотатки. Міжвузівський збірник (за галузями знань «Технічні науки»). – Випуск 58. – Луцьк. – 2017. – С. 153-161.

Поступила в редакцию 01.08.2018

Г.О. Фролов, Ю.І. Євдокименко, В.М. Кисіль, С.В. Бучаков. Результати випробувань покриттів на основі диборида цирконію на вуглець-вуглецевих підкладках для теплового захисту виробів ракетно-космічної техніки

В роботі розглянуто можливість захисту вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів (ВВКМ) від окисного впливу шляхом нанесення покриттів на основі ультрависокотемпературної кераміки (УВТК). Приведено методику термоерозійних випробувань і їх результати. Встановлено, що в умовах термоерозійного впливу надзвукового потоку продуктів згоряння стехіометрічної повітряно-паливної суміші при температурі поверхні близько 1500 °С покриття УВТК складу ZrB_2-15$MoSi_2$ забезпечують збільшення часу експлуатації ВВКМ до початку руйнування поверхні не менше ніж на 20 хвилин, а в потоці продуктів згоряння кисневo-паливної суміші з коефіцієнтом надлишку окислювача α = 2,5 при температурі поверхні 1600 °С – протягом не менше 10 хвилин.

Ключові слова: *ультрависокотемпературна кераміка, вуглець-вуглецевий композиційний матеріал, плазмове покриття, термоерозійні випробування, надзвукові потоки, продукти згоряння.*

G.A. Frolov, Yu.I. Yevdokimenko, V.M. Kysil, S.V. Butchakov. Test results of diboride zirconium coatingson carbon-carbon substrates for thermalprotection of rocket-space equipment products

In this paper,the possibility of carbon-carbon composite materials (CCCM) protection from oxidation using ultra-high-temperature ceramics (UHTC) - based coatings have been considered. The technique of thermoerosion tests and their results are presented. It was established that under the conditions of thermo erosive action of supersonic flow of combustion products of stoichiometric air-fuel mixture at a surface temperature of about 1500 °C, the UHTC coating of the ZrB_2-15$MoSi_2$ composition provides an increase in the lifetime of the CCCM prior to the start of the surface breakdown by at least 20 minutes,and combustion products of the oxygen-fuel mixture with an oxidizer excess factor α = 2.5 at a surface temperature of 1600 °C for at least 10 minutes.

The disintegration of the coating occurred as local burnout and chipping at the periphery of the heating spot and its boundary without the formation of visible cracks and the violation of adhesive bonding on the part of the coating that remains in the center of the heating spot. Since the rate of linear entrainment of the coating in the combustion products of the air-fuel mixture, where the free oxygen content is equal 2% by mass, corresponding 3.3 times lower than its value for the oxygen-fuel mixture, where the free oxygen content reaches 50% mass, it may be concluded that the oxidation potential is the crucial factor which determines the intensity of UHTC coatings and carbon-carbon composites destruction.

Test conditions for thermogasdynamic exposure correspond to hypersonic flight (5-8 M) at altitudes of 20-30 km, and the intensity of thermochemical exposure in the combustion test of the oxygen-fuel mixture exceeds the effect of hypersonic flow on all practical interest modes of flight no less than an order of magnitude.

Key words: *ultra-high-temperature ceramics, carbon-carbon composite material, plasma coating, thermo erosion testing, supersonic flows, combustion products.*

References

1. Sinani I.L., Bu-Shuev V.M., Butuzov S.E. Perspektivy razrabotki novykh naukoyemkikh tekhnologiy po germetizatsii izdeliy na osnove UUKM. [Prospects for the development of new science-intensive technologies for sealing products on UUKM-based]. Herald of the Institute. Mechanical engineering, materials science, 2012, t. 14, no. 4, pp. 91-101. RINC.

2. Jin X., Fan X., Lu C., Wang T. Advances in oxidation and ablation resistance of high and ultra-high temperature ceramics modified or coated carbon/carbon composites. Journal of the European Ceramic Society, v. 38, issue 1, 2018, pp. 1-28.

3. Wuchina E., Opila E., Opeka M., Fahrenholtz W. and Talmy I. UHTCs: Ultra-High Temperature Ceramic Materials for Extreme Environment Applications. The Electrochemical Society Interface. Winter 2007, pp. 30-36.

4. Pawlowski Lech. The Science and Engineering of Thermal Spray Coatings: Second Edition. John Wiley & Sons, Ltd, 2008, p. 625.

5. Paul A., Jayaseelan D., Venugopal S., Zapata-Solvas B., Binner J., Vaidhyanathan B., Heaton A., Brown P., Lee W. UHTC composites for hypersonic applications. American Ceramic Society Bulletin, 2012, vol. 91., no. 1., pp. 22-29.

6. Tului M., Lionetti S., Marino G., Gardi R., Valente T., Pulci G. Ultra High Temperature Resistance Coatings for Thermal Protection of Space Vehicles. Thermal Spray 2009: Proc. of the Inter. Thermal Spray Conference B.R. Marple, M.M. Hyland, Y.-C. Lau, C.-J. Li, R.S. Lima, G. Montavon, editors, pp. 634-638.

7. Fan X., Jiang P., Li B., Jin X., Zhao Y. Experimental and numerical evaluation of the ablation process of carbon/carbon composites using high velocity oxygen fuel system. Advanced Material Sci. Eng, 2017, pp. 1-7.

8. Yevdokimenko Yu.I., Frolov G.A., Kysil V.M. Teplovyye ispytaniya materialov perednikh kromok giperzvukovogo letatel'nogo apparata. [Thermal testing of front edge materials of hypersonic aircraft]. Scientific Notes. Intercollegiate collection (according to the branches of knowledge "Technical sciences"), issue 58, Lutsk, 2017, pp. 153-161

УДК 621.74.045: 669. 24: 621.981

Лысенко Н. А. ведущий инженер управления главного металлурга АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;

Клочихин В. В. начальник управления главного металлурга АО «Мотор Сич», Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;

Наумик В. В. проректор по научной работе и международной деятельности Запорожского национального технического университета (ЗНТУ), профессор кафедры машин и технологии литейного производства, д-р техн. наук, профессор, Запорожье, Украина, e-mail: naumik@zntu.edu.ua

СТРУКТУРА И СВОЙСТВА НИЗКОУГЛЕРОДИСТЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ОТЛИВОК

Проведено сравнительное исследование макро- и микроструктурного состояния, а также физико-механических характеристик низкоуглеродистых жаропрочных ренийсодержащих сплавов на никелевой основе ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ (с Ru), предназначенных для монокристаллического литья деталей газотурбинных двигателей. Установлено, что исследуемые сплавы являются аналогами, характеризуются достаточно высокой чистотой по оксидно-сульфидным неметаллическим включениям вследствие низкого содержания кислорода и серы. Снижение углерода позволило повысить температуру плавления. Микроструктура материала образцов является типичной для жаропрочных никелевых сплавов, полученных методом высокоскоростной направленной кристаллизации. Термическая обработка (гомогенизация и двойное старение) по указанным режимам способствовала практически полному растворению эвтектики в твердом растворе, что оказывает благоприятное влияние на физико-механические свойства материалов. Значения длительной прочности при температуре 900 °С исследованных сплавов находятся примерно на одном уровне. Более высокая жаропрочность сплавов ВЖМ4-ВИ и CMSX-4 PLUS (по сравнению с ВЖМ5У-ВИ) проявляется при температурах 1000…1100 °С.

Ключевые слова: *жаропрочные сплавы, структура, свойства, термическая обработка.*

Введение

Повышение рабочих температур газотурбинных двигателей (ГТД), а следовательно, и температур материала деталей турбины, требует создания новых материалов, удовлетворяющих требованиям новых конструкций двигателей по жаропрочности и эксплуатационной надежности работы изделий при температурах 1000 °С и выше. В решении этих проблем большую роль продолжают играть жаропрочные никелевые сплавы (ЖНС), являющиеся основными материалами элементов горячего тракта двигателя. Это может быть достигнуто совершенствованием структуры и оптимизацией состава жаропрочных сплавов с равноосной структурой, а также разработкой новых поколений сплавов с направленной столбчатой и монокристаллической структурой [1].

Монокристаллические никелевые суперсплавы являются практически безальтернативными материалами для лопаток ГТД пятого и шестого поколений. В первую очередь это относится к самым жаропрочным из них – монокристаллическим сплавам, легированным рением и танталом [2]. Было установлено, что из всех легирующих элементов рений наиболее эффективно повышает длительную прочность никелевых сплавов [3,4].

Реализовать преимущества монокристаллических ЖНС позволили прогрессивные методы металлургии выплавки сплавов, обеспечившие снижение содержания примесей газов O_2, N_2 (менее 0,001%) и S (менее 0,0005%) [5], а также высокоградиентные технологии монокристаллического литья лопаток [6] и специальные режимы термической обработки. Кроме того, монокристаллические сплавы, как известно [1], позволяют не только исключить самый уязвимый в условиях высокотемпературной ползучести структурный элемент – границу зерна, но и реализовать в нужном направлении детали кристаллографическое направление с наиболее благоприятным сочетанием механических свойств, от которых зависит сопротивление разрушению сплава в условиях статического и циклического нагружения. Масштабный фактор прочности у монокристаллических материалов практически отсутствует. Поскольку в лопатках с монокристаллической структурой отсутствуют большеугловые границы зерен, то отпадает необходимость вводить в ЖНС легирующие эле-

© Лысенко Н.А., Клочихин В.В., Наумик В.В., 2018

менты (C, B, Zr, Hf), упрочняющие границы зерен. В частности, отсутствие C и B существенно повышает температуру плавления (1360 °C), сопротивление ползучести, а также механической и термической усталости, так как не образуются карбиды и бориды [7]. Таким образом, фазовый состав монокристаллических ЖНС состоит из сложнолегированного γ -твердого раствора на основе никеля и интерметаллидной фазы.

Заметное повышение уровня свойств литейных никелевых жаропрочных сплавов было достигнуто в результате осуществления многочисленных программ фундаментальных исследований, направленных на изучение структуры и процессов, протекающих при воздействии высоких температур и напряжений. К ним, в частности, относятся: углублённые исследования влияния легирования на степень и характер упрочнения основными интерметаллидными и карбидными фазами; изучение термостабильности упрочняющих фаз; исследование границ, являющихся наиболее слабым местом в сплавах; управление процессами образования границ (путём легирования, а также с помощью различных технологических процессов при равноосной и направленной кристаллизации). Проведенные исследования [1] позволили сделать некоторые обобщения и установить тенденции в легировании для получения жаропрочных сплавов с повышенными эксплуатационными свойствами.

Наряду со сплавами, легированными рением также были созданы ренийсодержащие материалы с добавками рутения, недостатком которых является их высокая стоимость. Так, стоимость жаропрочных никелевых сплавов последних поколений, содержащих рутений, возросла с ~50 тыс.USD/т до ~350…500 тыс.USD/т. Стоимость современных газотурбинных двигателей составляет ~1,5…2,0 тыс. USD за 1кг.

Таким образом, впервые в мировой практике складывается ситуация, когда удельные цены жаропрочных сплавов становятся соизмеримыми с удельными ценами на газотурбинные двигатели, что, учитывая интеллектуальный и трудовой вклад в создание и производство современных ГТД, делает создавшуюся ситуацию достаточно проблематичной [8].

В настоящей работе проведено сравнительное исследование микроструктуры и физико-механических характеристик низкоуглеродистых жаропрочных никелевых ренийсодержащих сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ (с Ru), используемых для получения монокристаллических рабочих лопаток ГТД.

1. Методика проведения исследований

Литые монокристаллические образцы были получены на вакуумной установке УВНК-9А методом высокоскоростной направленной кристаллизации (ВНК).

Химический состав сплавов определяли методами химического и спектрального анализов с использованием анализаторов фирмы «LECO» CS230 и TC500.

Исследование микроструктурного состояния выполняли на микрошлифах методами оптической (микроскоп «Axio Observer. Dlm») и растровой электронной микроскопии (сканирующий электронный микроскоп «JEOL JSM T-300»).

Термическую обработку образцов осуществляли по следующему режиму:

сплавы ВЖМ5У-ВИ и ВЖМ4-ВИ

- гомогенизация в вакууме при температурах – 1320 °C (10 ч.) - охлаждение до 850 °C со скоростью 80…100 $^{\circ}C/_{мин.}$;
- старение при температуре – 1100 °C (4 ч.) – охлаждение до комнатной температуры не менее 60 мин.;
- старение при температуре 870 °C (48 ч.) – охлаждение до комнатной температуры не менее 60 мин.;

сплав CMSX-4 PLUS

- гомогенизация в вакууме при температурах – 1316 °C(2ч.) + 1321 °C (2ч.)+ 1327 °C (2 ч.) + + 1332 °C(6ч.) + 1338 °C (8ч.) + 1341 °C (4 ч.) – далее охлаждение;
- старение при температуре – 1163 °C (6 ч.) – охлаждение на воздухе;
- старение при температуре – 871 °C (20 ч.) – охлаждение на воздухе.

Механические свойства определяли при комнатной температуре на установке Р-5. Длительную прочность образцов с диаметром рабочей зоны 5мм – на установке ДСТ-500 при температурах: 900 °C, 975 °C, 1000 °C, 1050 °C и 1100 °C.

Определение кристаллографической ориентации (КГО) отливок образцов осуществляли методом рентгеноструктурного анализа при помощи дифрактометра ДРОН-3 на стартовых конусах, отрезанных от каждой отливки образца с монокристаллической структурой. При этом плоскость поперечного реза была перпендикулярна продольной оси отливки. Рентгеносъёмку проводили на поперечной поверхности шлифа конуса, протравленной для выявления дендритной микроструктуры.

2. Анализ и обсуждение полученных результатов

Химический состав материала образцов удовлетворительный и отвечает требованиям нормативной технической документации (НТД) для сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ (табл. 1). В состав ренийс-

содержащего сплава ВЖМ4-ВИ также входит значительное количество рутения (до 4,3%). При этом следует отметить, что исследуемый высоколегированный ренийсодержащий Ni-Co-Ta-сплав ВЖМ5У-ВИ отличается от аналогичного сплава CMSX-4 PLUS, в основном, пониженным содержанием тантала. Содержание углерода в сплавах ВЖМ5У-ВИ и ВЖМ4-ВИ несколько выше, чем в CMSX-4 PLUS. Для исследуемых материалов характерно низкое содержание серы.

Для определения механических и жаропрочных свойств из прутковых заготовок ∅75 мм исследуемых сплавов были отлиты образцы (диаметром 15 мм; длиной 135 мм) методом высокоскоростной направленной кристаллизации (ВНК).

Исследование макроструктуры и монокристалличности образцов проводили путём визуального осмотра после химического травления их поверхности.

Установлено, что на $8^{ми}$ из $12^{ти}$ образцов из сплава ВЖМ5У-ВИ получена монокристаллическая структура. Остальные образцы состояли из нескольких кристаллов, ориентированных в направлении оси Z. Значения отклонения направления [001] от оси Z при определении кристаллографической ориентации (КГО) монокристаллических образцов не превышали 2,4 угл.град.

Таблица 1. Химический состав никелевых жаропрочных сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ

Марка сплава	Содержание элементов, %										
	C (ppm)	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Ta	Re	Ru	Fe
CMSX-4 PLUS	18	3,50	9,70	5,60	0,60	5,66	0,86	8,30	4,90	-	0,02
Нормы НТД	≤75	3,2... 3,5	9,3... 9,9	5,3... 5,7	0,5... 0,7	5,6... 5,8	0,8... 0,9	8,1... 8,3	4,7... 4,9	-	≤ 0,15
ВЖМ5У-ВИ	50	4,43	8,70	5,57	1,91	5,88	0,8	5,88	4,32	-	0,05
Нормы НТД	≤150	4,0... 5,0	8,0... 10,0	5,0... 6,2	1,7... 2,2	5,7... 6,2	0,6... 1,0	5,5... 6,5	4,0... 4,7	-	≤ 0,3
ВЖМ4-ВИ	44	2,9	6,18	3,88	4,22	6,11	-	4,41	5,91	4,18	0,007
Нормы НТД	≤80	2,1… 3,3	5,5… 6,5	3,7… 4,3	3,7… 4,3	5,75… 6,25	-	4,0… 5,0	5,7… 6,3	3,7… 4,3	≤ 0,5

продолжение таблицы 1

Марка сплава	Содержание элементов, %								
	Ni	Si	S (ppm)	P	Nb	Pb	Bi	O_2 (ppm)	N_2 (ppm)
CMSX-4 PLUS	основа	0,01	<4	0,0005	<0,05	0,0005	<0,0001	2	2
Нормы НТД	основа	≤0,04	≤4	≤0,002	≤ 0,1	≤0,0001	≤0,0002	≤4	≤5
ВЖМ5У-ВИ	основа	0,02	12	0,0012	<0,05	0,00001	0,00001	7	4
Нормы НТД	основа	≤0,2	≤50	≤0,010	≤ 0,05	≤0,0005	≤0,0001	≤10	≤10
ВЖМ4-ВИ	основа	<0,2	<4	0,0009	<0,05	0,00001	0,00001	9	3
Нормы НТД	основа	≤0,2	≤30	≤0,010	≤ 0,05	≤0,0005	≤0,0001	≤10	≤10

Тогда как, при заливке образцов из сплава CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ монокристаллическая структура была получена только на $4^{х}$ из $12^{ти}$ образцов (КГО = 0,44,5 угл.град.).

На рис.1 показана макроструктура монокристаллических и направленно закристаллизованных образцов, отлитых методом высокоскоростной направленной кристаллизации.

Механические и жаропрочные свойства определяли на монокристаллических образцах после термической обработки (гомогенизация и двойное старение).

Результаты механических испытаний и испытаний на длительную прочность приведены в таблице 2.

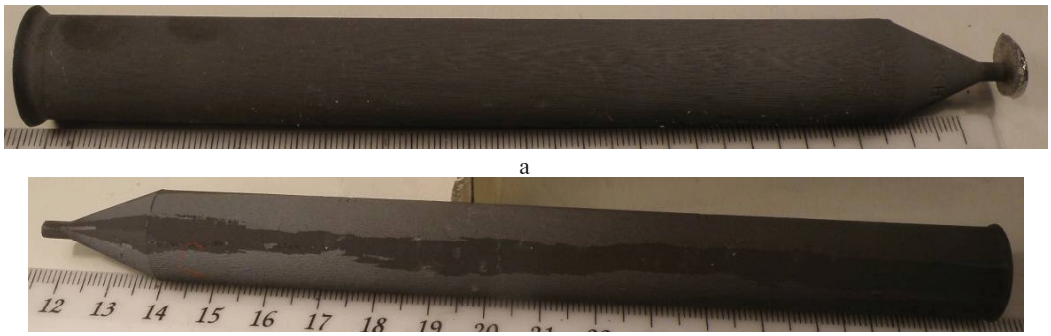
Из данных, представленных в таблице 2, видно, что механические и жаропрочные свойства сплавов соответствуют требованиям НТД.

Значения длительной прочности при температуре 900 °С сплавов находятся примерно на одном уровне. Более высокая жаропрочность сплавов ВЖМ4-ВИ и CMSX-4 PLUS (по сравнению с ВЖМ5У-ВИ) проявляется при температурах 1000…1100 °С.

Изломы образцов, отлитых из исследуемых сплавов методом ВНК, после испытаний на растяжение при комнатной температуре имеют идентичное складчатое строение (рис. 2).

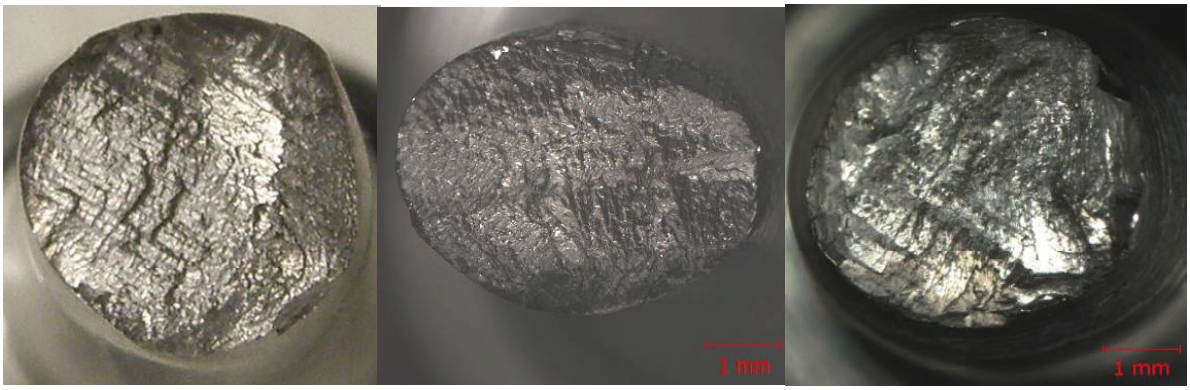
При исследовании нетравленых микрошлифов установлено, что для обоих сплавов

характерно наличие микропор. Количество и размеры пор в сплаве ВЖМ5У-ВИ более, чем в 2 раза меньше по сравнению со сплавами CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ (рис. 3). Кроме того, в сплавах имеются мелкие редко встречающиеся включения оксинитридов и нитридов размером до ~ 3 мкм. Карбиды методом оптической микроскопии при увеличениях до 1000^x не обнаружены.



а б

Рис. 1. Макроструктура монокристаллического (а) и направленно закристаллизованного (б) образцов, отлитых методом высокоскоростной направленной кристаллизации



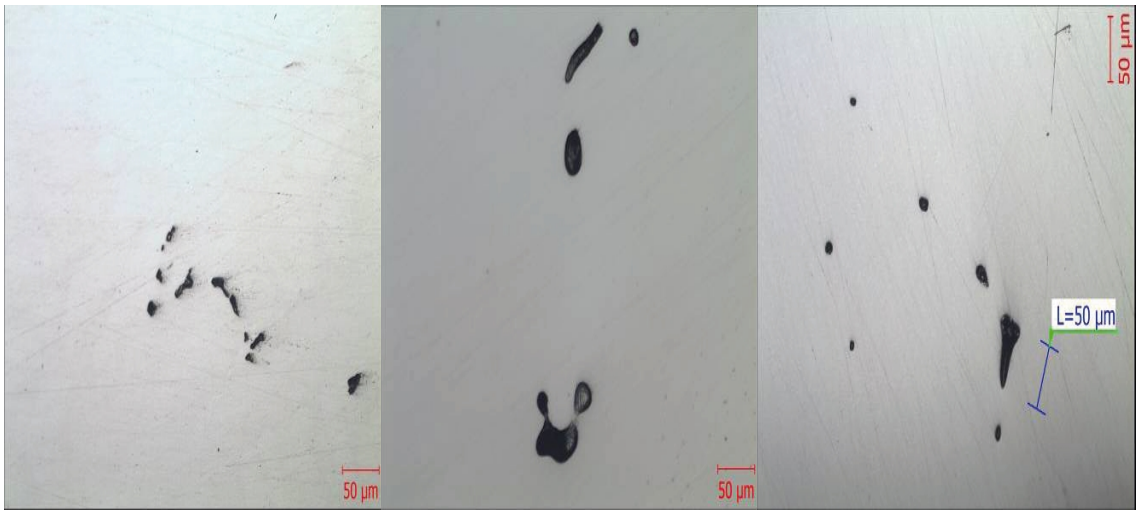
а б в

Рис. 2. Строение изломов монокристаллических образцов после испытаний на растяжение при комнатной температуре, x10:
а – сплав ВЖМ5У-ВИ; б – сплав CMSX-4 PLUS; а – сплав ВЖМ4-ВИ

Таблица 2. Механические и жаропрочные свойства сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ

Марка сплава	Механические свойства при t = 20 °С			Длительная прочность		
	$\sigma_в$, МПа	δ, %	ψ, %	$T_{исп.}$, °С	σ, МПа	Время до разрушения, $\tau_р$, час.
ВЖМ5У-ВИ	1022	14,4	15,2	900 975 1000 1000 1100	646 347 260 310 157	37,7 84,0 185,9 81,8 73,4
Нормы НТД для сплава ВЖМ5У-ВИ	-	-	-	975 1000	347 260	≥ 40,0 ≥ 100,0
CMSX-4 PLUS	935	18,0	16,1	900 1000 1000 1050 1100	646 280 310 240 157	42,8 180,6 132,0 83,5 126,9
Нормы ТУ Cannon-Muskegon CMSX-4® Plus	≥ 900	≥ 6,0	≥ 6,0	1050 1100	240 157	≥ 45,0 ≥ 100,0
ВЖМ4-ВИ	1246	14,5	15,1	900 975 1000	646 392 300	40,9 87,5 163,5
Нормы НТД для сплава ВЖМ4-ВИ	-	-	-	975 1000	392 300	≥ 40,0 ≥ 80,0

Примечание. В таблице представлены средние значения механических и жаропрочных свойств



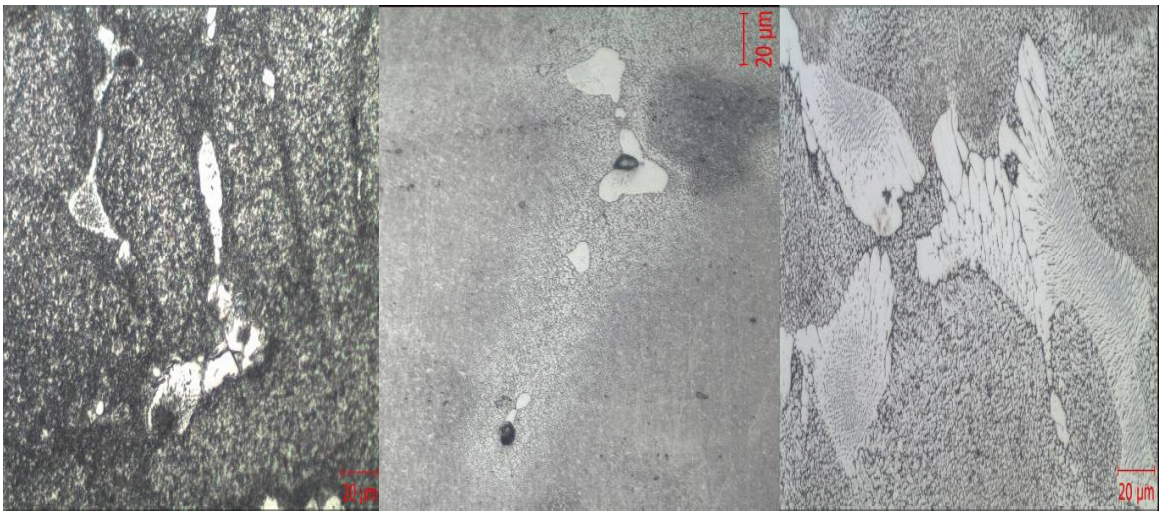
а б в

Рис. 3. Микропористость в образцах из сплавов ВЖМ5У-ВИ (а), CMSX-4 PLUS (б) и ВЖМ4-ВИ (в), х200

Микроструктура образцов ∅15 мм из сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ идентична. После литья (до проведения операции термообработки) – имеет дендритно-ячеистую структуру, сформированную дендритами первого и второго порядков (рис. 4). В литой структуре наблюдается размерная и морфологическая неоднородность частиц γ'-фазы. При этом размер и форма γ'-частиц в осях и междендритных областях различаются – в межосях частицы γ'-фазы заметно крупнее. В структуре также имеется значительное количество эвтектической фазы типа (γ-γ'), размер которой в сплавах ВЖМ5У-ВИ и ВЖМ4-ВИ в ~3 раза меньше, чем в CMSX-4 PLUS. Расстояние между осями дендритов первого и второго порядка в образцах из ВЖМ5У-ВИ и ВЖМ4-ВИ меньше ~1,5 раза.

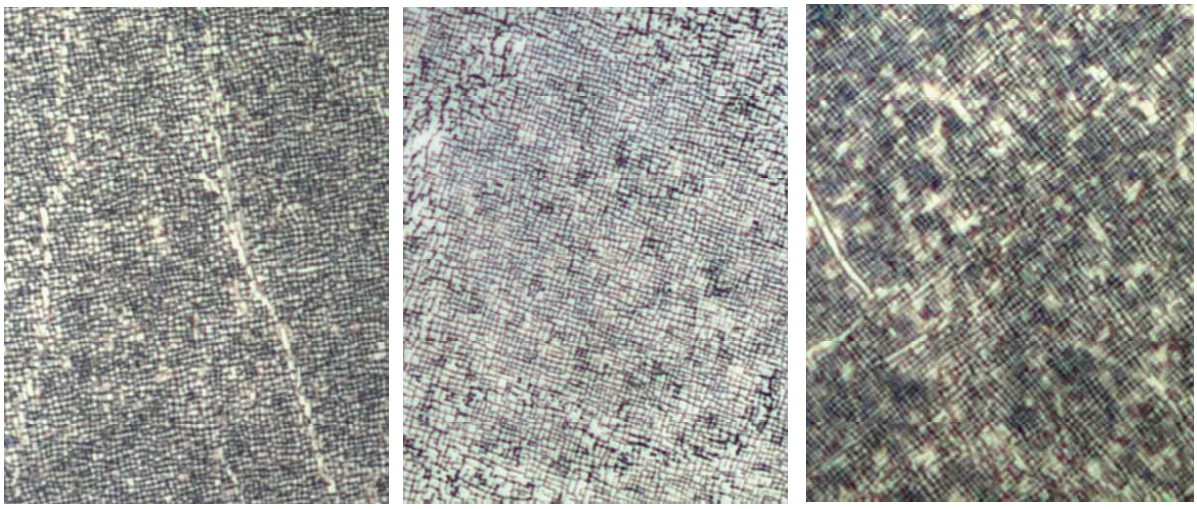
Дендритно-ячеистое строение монокристаллических отливок и отливок с направленно закристаллизованной структурой (имеющих несколько кристаллов) является типичным для жаропрочных никелевых сплавов, полученных методом направленной кристаллизации.

Проведение термической обработки (гомогенизация и двойное старение – по указанным выше режимам) способствует повышению однородности сплава вследствие практически полного растворения в γ-твердом растворе эвтектической (γ-γ')-фазы, а также выравнивания состава между осями и межосными пространствами дендритов (рис. 5). Интерметаллидные частицы γ'-фазы в осях и междендритных пространствах имеют примерно одинаковые размеры. Форма γ'-частиц – кубоидная; на малоугловых границах монокристаллов сформировались частицы γ'-фазы неправильной формы. Микроструктура исследуемых сплавов соответствует нормально термообработанному состоянию высоколегированных никелевых сплавов; перегрева нет.



а б в

Рис. 4. Микроструктура образцов из сплавов ВЖМ5У-ВИ (а), CMSX-4 PLUS (б) и ВЖМ4-ВИ (в) –до термообработки, х500



а б в

Рис. 5. Микроструктура образцов из сплавов ВЖМ5У-ВИ (а), CMSX-4 PLUS (б) и ВЖМ4-ВИ (в) −после термообработки, х1000

Выводы

1. Высоколегированный жаропрочный никелевый сплав ВЖМ5У-ВИ аналогичен сплаву ВЖМ4-ВИ, имеющему в составе рутений, а также сплаву CMSX-4 PLUS, отличаясь, в основном, более низким содержанием тантала (в ~ 1,4 раза).

2. Физико-механические свойства сплавов соответствуют требованиям нормативно-технической документации. Значения длительной прочности при температуре 900°С сплавов находятся примерно на одном уровне. Более высокая жаропрочность сплавов ВЖМ4-ВИ и CMSX-4 PLUS (по сравнению со сплавом ВЖМ5У-ВИ) проявляется при температурах 1000…1100 °С.

3. Микроструктура исследуемых образцов характерна для высоколегированных жаропрочных никелевых сплавов, характеризуется достаточно высокой чистотой по оксидно-сульфидным неметаллическим включениям, а также карбидам вследствие низкого содержания кислорода, серы и углерода.

4. Термическая обработка (гомогенизация и двойное старение) по указанным выше режимам способствует повышению однородности сплава вследствие практически полного растворения в γ-твердом растворе эвтектической (γ-γ')-фазы, а также выравнивания состава между осями и межосными пространствами дендритов.

5. С целью снижения пористости отливки из сплавов ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS и ВЖМ4-ВИ, полученные методом высокоскоростной направленной кристаллизации, целесообразно подвергать операции горячего изостатического прессования (ГИП).

Литература

1. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технологии, покрытия) [Текст] / Е.Н. Каблов.. − М.: МИСИС. − 2001. − 632 с.

2. Каблов Е.Н. Монокристаллические никелевые ренийсодержащие сплавы для турбинных лопаток ГТД [Текст] / Е.Н. Каблов, В.Н.Толораия, Н.Т.Орєхов // Металловедение и термическая обработка металлов.− 2002.- №7. − С. 109-115.

3. Шалин Р.Е. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов [Текст] /Р.Е. Шалин, И.Л.Светлов, Е.Б.Качанов [и др.] − М.: Машиностроение.− 1997.− 336 с.

4. Caron P. Superalloys 2000 [Text] / Eds T.M. Polloc, R.D. Kissinger, R.R. Bowman [et.al.] // Champion (Pennsylvania).− 2000.−P. 737.

5. Сидоров В.В. Авиационные материалы и технологии [Текст] / В.В.Сидоров, В.Е.Ригин, В.Т. Бурцев // Вып. Высокориниевые жаропрочные сплавы, технология и оборудование для производства сплавов и лиття монокристаллических турбинных лопаток ГТД.− М.,− 2004.− С.72-75.

6. Каблов Е.Н. Авиационные материалы и технологии [Текст] / Е.Н. Каблов, Ю.А. Бондаренко, В.А. Сурова // Вып. Высокориниевые жаропрочные сплавы, технология и оборудование для производства сплавов и литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД − М.,− 2004. − С.90-93.

7. Каблов Е.Н. Физико-химические особенности создания жаропрочных сплавов, содержащих рений [Текст] / Е.Н. Каблов // Вестник московского университета, серия 2. Химия.− 2005. Т. 46.- №3.− С. 155-167.

8. Логунов А.В. Методологические основы автоматизированного проектирования жаропрочных сплавов на никелевой основе [Текст] / А.В.Логунов, Ю.Н.Шмотин, Д.В. Данилов // Технология металлов – М.,– 2014.- №7. – С.3-11.

Поступила в редакцию 11.05.2018

Н.О. Лисенко, В.В. Клочихін, В.В. Наумик. Структура та властивості низьковуглецевих нікелевих сплавів для монокристалічних відливок

Проведено порівняльне дослідження макро- і мікроструктурного стану, а також фізико-механічних характеристик низьковуглецевих жароміцних ренієвмісних сплавів на нікелевій основі ВЖМ5У-ВІ, CMSX-4 PLUS і ВЖМ4-ВІ (з Ru), призначених для монокристалічного лиття деталей газотурбінних двигунів. Встановлено, що досліджувані сплави є аналогами, характеризуються досить високою чистотою по оксидно-сульфідних неметалічних включень внаслідок низького вмісту кисню і сірки. Зниження вуглецю дозволило підвищити температуру плавлення. Мікроструктура матеріалу зразків є типовою для жароміцних нікелевих сплавів, отриманих методом високошвидкісної спрямованої кристалізації. Термічна обробка (гомогенізація і подвійне старіння) за вказаними режимам сприяла практично повному розчиненню евтектики в твердому розчині, що сприятливо впливає на фізико-механічні властивості матеріалів. Значення тривалої міцності при температурі 900 °С досліджених сплавів знаходяться приблизно на одному рівні. Більш висока жароміцність сплавів ВЖМ4-В і CMSX-4 PLUS (в порівнянні з ВЖМ5У-ВІ) проявляється при температурах 1000 ... 1100 °С.

***Ключові слова**: жароміцні сплави, структура, властивості, термічна обробка.*

N.A. Lysenko, V.V. Klochihin, V.V. Naumik. The structure and properties of low-carbon nickel alloy single-cristal castings

A comparative study of the macro and microstructural state, as well as the physical and mechanical characteristics of low-carbon, high-temperature rhenium-containing alloys on a nickel basis, ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS and ВЖМ4-ВИ (with Ru), intended for single-crystal casting of gas turbine engine parts. The rhenium-containing alloy with ruthenium (ВЖМ4-ВИ) additives has higher strength and heat-resistant properties, the disadvantage of which is its high cost. It is established that the investigated alloys are analogous, characterized by a sufficiently high purity in oxide-sulphide nonmetallic inclusions due to the low content of oxygen and sulfur. Decrease in carbon allowed to increase the melting point. Monocrystalline nickel superalloys are practically non-alternative materials for gas turbine engines of the fifth and sixth generations. The advantages of these materials were realized by progressive metallurgical methods of smelting, which reduced the content of harmful impurities, as well as high-gradient technologies for single-crystal casting of blades and special modes of heat treatment. Cast single-crystal samples were obtained on a vacuum unit УВНК-9А by high-speed directional crystallization. The microstructure of the sample material from the alloys ВЖМ5У-ВИ, CMSX-4 PLUS and ВЖМ4-ВИ is identical, typical of high-temperature nickel alloys obtained by high-speed directional crystallization. Thermal treatment (homogenization and double aging) in these regimes contributed to the almost complete dissolution of the eutectic in the solid solution, due to the almost complete dissolution of the eutectic (-) phase in the -solid solution, and also the alignment of the composition between the axes and the interdendrites spaces. This has a favorable effect on the physical and mechanical properties of materials. The mechanical and heat-resistant properties of alloys comply with the requirements of NTD. The values of the long-term strength at 900 °C of the alloys studied are approximately at the same level. Higher heat resistance of alloys ВЖМ4-ВИ and CMSX-4 PLUS (in comparison with ВЖМ5У-ВИ) appears at temperatures of 1000 ... 1100 °С.

***Key words:** high-temperature alloys, structure, properties, heat treatment.*

References

1. Kablov Y.N. Lityye lopatki gazoturbinnykh dvigateley (splavy, tekhnologii, pokrytiya) [Cast blades of gas turbine engines (alloys, technologies, coatings)]. Moscow, MISIS, 2001. 632 p.

2. Kablov Y.N., Toloraiya V.N., Orekhov N.T. Monokristallicheskiye nikelevyye reniysoderzhashchiye splavy dlya turbinnykh lopatok gazoturbinnykh dvigateley [Monocrystalline nickel rhenium-containing alloys for turbine blades of gas turbine engines]. Metallurgy and heat treatment of metals. Moscow, 2002. no. 7, pp.109-115.

3. Shalin R.Y., Svetlov I.L., Kachanov Y.B. [I dr.] Monokristally nikelevykh zharoprochnykh

splavov [Monocrystals of nickel high-temperature alloys]. Moscow, Mechanical engineering, 1997. 336 p.

4. Caron P., Polloc T.M., Kissinger R.D., Bowman R.R. [et.al.] Superalloys 2000. Champion (Pennsylvania), 2000. 737 p.

5. Sidorov V.V., Rigin V.Y., Burtsev V.T. Aviatsionnyye materialy i tekhnologii [Aviation materials and technologies]. Release. High-temperature high-temperature alloys, technology and equipment for the production of alloys and casting of single-crystal turbine blades of gas turbine engines. Moscow, 2004. pp. 72-75.

6. Kablov Y.N., Bondarenko Y.A., Surova V.A. Aviatsionnyye materialy i tekhnologii [Aviation materials and technologies]. Release. High-temperature high-temperature alloys, technology and equipment for the production of alloys and casting of single-crystal turbine blades of gas turbine engines. Moscow, 2004. pp. 90-93.

7. Kablov Y.N. Fiziko-khimicheskiye osobennosti sozdaniya zharoprochnykh splavov, soderzhashchikh reniy [Physico-chemical features of the creation of high-temperature alloys containing rhenium]. Bulletin of the Moscow University, series 2. Chemistry, 2005. t. 46. no. 3. pp. 155-167.

8. Logunov A.V., Shmotin Y.N., Danilov D.V. Metodologicheskiye osnovy avtomatizirovannogo proyektirovaniya zharoprochnykh splavov na nikelevoy osnove [Methodological foundations of computer-aided design of high-temperature alloys on a nickel basis]. Technology of metals. Moscow, 2014. no. 7. pp. 3-11.

Наукове видання

Вісник двигунобудування №2/2018
науково-технічний журнал

Головний редактор д-р техн. наук О. Я. Качан
Заст. гол. редактора д-р техн. наук А. І. Долматов

Оригінал-макет підготовлений в редакційно-видавничому відділі АТ «МОТОР СІЧ»
Комп'ютерна верстка ***М.Д. Хош***
Коректори ***О.Є. Носік,***
Я.В. Обухович,
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 27.08.2018 р., зам. 2270-2, 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.