ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Tom 25, № 3

Красноярск 2024

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 25, № 3

Главный редактор

Аплеснин Сергей Степанович, доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Заместители главного редактора

Логинов Юрий Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Мурыгин Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор, ответственный за подготовку выпусков журнала, содержащих секретные сведения (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Сенашов Сергей Иванович, доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Галеев Р. Г., доктор технических наук (АО «НПП «Радиосвязь») Головенкин Е. Н., доктор технических наук, профессор (АО «ИСС») Казаковцев Л. А., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Левко В. А., доктор технических наук, доцент (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Лившиц А. В., доктор технических наук, доцент (Πογλαγ) Максимов И. А., доктор технических наук (AO «ИСС») Михеев А. Е., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Москвичев В. В., доктор технических наук, профессор (СКТБ «Наука» ИВТ СО РАН) Садовский В. М., член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор (ИВМ СО РАН) Сафонов К. В., доктор физико-математических наук, доцент (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Сильченко П. Н., доктор технических наук, профессор (СФУ) Смирнов Н. А., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Терсков В. А., доктор технических наук, профессор (КрИЖТ ИрГУПС) Чеботарев В. Е., доктор технических наук, доцент (АО «ИСС») Шайдуров В. В., член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор (ИВМ СО РАН)

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

Васильев С. Н., академик РАН, доктор физикоматематических наук, профессор (Москва) Дегерменджи А. Г., академик РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск) Дегтерев А. С., доктор технических наук, профессор (Красноярск) Колмыков В. А., кандидат технических наук, профессор (Химки) Миронов В. Л., член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск) Семенкин Е. С., доктор технических наук, профессор (Красноярск) Тестоедов Н. А., академик РАН, доктор технических наук, профессор (Железногорск) Шабанов В. Ф., академик РАН, доктор физикоматематических наук, профессор (Красноярск)

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 25, No 3

Chief Editor: Aplesnin S. S., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

Deputy Chief Editors Loginov Y. Y., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Murygin A. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Senashov S. I., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

EDITORIAL BOARD

Galeev R. G., Dr.Sc. (JSC "NPP "Radiosvyaz") Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor (ISS-Reshetnev Company) Kazakovtsev L. A., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Levko V. A., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Livshits A. V., Dr.Sc., Professor (Irkutsk State Transport University) Maksimov I. A., Dr.Sc. (ISS-Reshetnev Company) Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor (Reshetney University) Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor (SDTB Nauka KSC SB RAS) Sadovsky V. M., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS) Safonov K. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Silchenko P. N., Doctor of Technical Sciences, Professor (SibFU) Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Terskov V. A., Dr.Sc., Professor (Irkutsk State Transport University) Chebotarev V. Y., Dr.Sc., Professor (ISS-Reshetnev Company) Shaidurov V. V., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

EDITORIAL COUNCIL

Vasiliev S. N., Academician of the Russian
Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Moscow)
Degermendzhi A. G., Academician
of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc.,
Professor (Krasnoyarsk)
Degterev A. S., Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)
Kolmykov V. A., Cand.Sc., Professor (Khimki)
Mironov V. L., Corresponding Member
of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc.,
Professor (Krasnoyarsk)
Semenkin E. S., Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)
Testoedov N. A., Academician of the Russian
Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor
(Zheleznogorsk)
Shabanov V. F., Academician of the Russian

Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

«Сибирский аэрокосмический журнал» является научным, производственно-практическим рецензируемым изданием. Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС 77-80539 от 01.03.2021 г. выдано Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор).

ISSN 2712-8970

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» — 39263.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

Включен в базу данных Ulrich's Periodicals Directory американского издательства Bowker.

Входит в перечень журналов ВАК по следующим научным специальностям:

1.2.2 Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (технические науки);

1.2.2 Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (физико-математические науки);

2.3.1 Системный анализ, управление и обработка информации (технические науки);

2.3.5 Математическое и программное обеспечение вычислительных систем, комплексов и компьютерных сетей (физикоматематические науки);

2.3.7 Компьютерное моделирование и автоматизация проектирования (физико-математические науки);

2.3.7 Компьютерное моделирование и автоматизация проектирования (технические науки);

2.5.13 Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов (технические науки);

2.5.15 Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов (технические науки).

Издается с 2000 года. 2000 — «Вестник Сибирской аэрокосмической академии имени академика М. Ф. Решетнева» (Вестник САА); 2002 — «Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева» (Вестник СибГАУ); 2017 — «Сибирский журнал науки и технологий» (СибЖНТ); с 01.03.2021 — «Сибирский аэрокосмический журнал» (САЖ).

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

Статьи публикуются бесплатно после обязательного рецензирования и при оформлении их в соответствии с требованиями редакции (www.vestnik.sibsau.ru). Журнал выходит 4 раза в год. Электронная версия журнала представлена на сайте Научной электронной библиотеки (http://www.elibrary.ru) и сайте журнала (www.vestnik.sibsau.ru)

При перепечатке или цитировании материалов из журнала «Сибирский аэрокосмический журнал» ссылка обязательна.

Учредитель и издатель

ФГБОУ ВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева» (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ: Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский Рабочий», 31. Тел. (391) 290-42-31. E-mail: vestnik@sibsau.ru

> Редактор Н. Н. Голоскокова Ответственный редактор английского текста Н. А. Шумакова

Оригинал-макет и верстка О. А. Плеховой Подписано в печать 18.10.2024. Формат 70×108/16. Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 15,35. Уч.-изд. л. 14,9. Тираж 100 экз. Заказ 3481. С 948/24. Редакционно-издательский отдел СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Отпечатано в редакционно-издательском центре СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31.

Дата выхода в свет: 26.10.2024. Свободная цена

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

Siberian Aerospace Journal is a research, production and practical peer-reviewed journal. Included by the Higher Attestation Commission of the Russian Federation in the Index of Leading Russian Peer-Reviewed Journals and Periodicals, in which significant scientific dissertation results should be published when applying for a Dr.Sc. degree.

The journal is the official periodical of Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

Certificate of Registration as a Mass Media Resource. Certificate: PI No. FC 77-80539, dated 01 March 2021, given by Federal Supervision Agency for Information Technology, Communications and Mass Media. ISSN 2712-8970.

The Journal is included in the following subscription catalogue 39263 — Pressa Rossii.

The journal is registered in the Russian Science Citation Index (RSCI).

The journal is indexed in the database of Ulrich's Periodicals Directory.

The journal was first published in 2000. 2000 — Vestnik Sibirskoy aerokosmicheskoy akademii imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SAA); 2002 — Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SibGAU); 2017 — Siberian Journal of Science and Technology (SZHT); from 01.03.2021 — Siberian Aerospace Journal (SAJ). The Journal is recommended for publishing the main results of research when applying for Cand. Sc. degree and Dr. Sc. degree upon the following specialties:

1.2.2 Mathematical modeling, numerical methods and software packages (technical sciences);

1.2.2 Mathematical modeling, numerical methods and software packages (physical and mathematical sciences);

2.3.1 System analysis, management and information processing (technical sciences);

2.3.5 Mathematical and software support of computer systems, complexes and computer networks (physical and mathematical sciences);

2.3.7 Computer modeling and design automation (physical and mathematical sciences);

2.3.7 Computer modeling and design automation (technical sciences);

2.5.13 Design, construction and production of aircraft (technical sciences);

2.5.15 Thermal, electric rocket engines and power installations of aircraft (technical sciences).

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

Papers prepared in accordance with the editorial guidelines (www.vestnik.sibsau.ru) are published free of charge after being peer reviewed.

The journal is published four times a year.

An online version can been viewed at http://www.elibrary.ru

Siberian Aerospace Journal should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Reshetnev Siberian State University of Science

and Technology. 31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk,

660037, Russian Federation.

Tel. (391) 290-42-31; e-mail: vestnik@sibsau.ru

Editor N. N. Goloskokova

Executive editor (English Language) N. A. SHUMAKOVA Layout original O. A. PLEKHOVA
Signed (for printing): 18.10.2024. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 15,35. Published sheets 14,9.
100 copies. Order 3481. C 948/24.
Printing and Publication Department Reshetnev University.
Printed in the Department of copying and duplicating equipment Reshetnev University.
21 Kraenoverskii Respective Kraenoverski

31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation.

Date of publication: 26.10.2024. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ АКАДЕМИКА М. Ф. РЕШЕТНЕВА

Акбулатов Э. Ш. Рождение сибирского спутникостроения	280
Назаров В. П., Головёнкин Е. Н., Пиунов В. Ю. Инновационные технические решения,	
разработанные под руководством М. Ф. Решетнева при создании первой сибирской	
ракеты-носителя «Космос-3М»	282

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Козлов В. С., Кольга В. В., Волкова Я. Я. Разработка методики и проектирование	
устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока	296
Козлов В. С., Котельникова С. В. Трехкомпонентные аэродинамические тензовесы	311
Кошлаков В. В., Мосолов С. В., Клименко А. Г., Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П.,	
Герасимов Е. В. Реализация аддитивной технологии 3D-печати при разработке	
экспериментального кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги	320
Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Харлашина С. В. Сравнительный анализ способов	
регулирования частотных характеристик имитаторов электрических характеристик	
систем электропитания космических аппаратов	337
Миняев С. И. Повышение возможностей испытательной баллистической ракеты	
по разведению объектов испытаний	351
Ходенков А. А., Делков А. В. Экспериментальная установка для испытаний	
двухфазных систем терморегулирования космических аппаратов	360

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Бакланов А. В. Разработка двухтопливной камеры сгорания и расчет процессов	
на основе теории турбулентного горения	372
Мозжерин А. В., Паклин Н. Н., Логинов Ю. Ю. Специфика дефектообразования	
в детекторах на основе теллурида кадмия при импульсном тепловом воздействии	384
Руденко М. С., Гирн А. В., Михеев А. Е., Орешкин Д. И. Влияние лазерного	
текстурирования поверхности титанового сплава на адгезионную прочность	
клеевых соединений	391

CONTENTS

ON THE OCCASION OF CENTENARY OF THE BIRTH OF ACADEMICIAN M. F. RESHETNEV

Akbulatov E. Sh. The Birth of Siberian Satellite Construction	0
Nazarov V. P., Golovenkin E. N., Piunov V. Yu. Innovative technical solutions developed	
under the leadership of M. F. Reshetnev in the creation of the first Siberian launcher "Cosmos-3M" 282	2

AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Kozlov V. S., Kolga V. V., Volkova Y. Y. Development of a methodology and design	
of a device for determining the Mach number of a supersonic flow	296
Kozlov V. S., Kotelnikova S. V. Three-component aerodynamic load cells	311
Koshlakov V. V., Mosolov S. V., Klimenko A. G., Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P.,	
Gerasimov E. V. Implementation of additive 3D printing technology in the development	
of an experimental oxygen-hydrogen low thrust rocket engine	320
Mizrakh E. A., Lobanov D. K., Kharlashina S. V. Comparative analysis of methods	
for regulating the frequency characteristics of simulators of electrical characteristics	
of spacecraft power supply systems	337
Minyaev S. I. Increasing the capabilities of a test ballistic missile to separate test objects	351
Khodenkov A. A., Delkov A. V. Development of an experimental unit and methodology	
for ground-based experimental testing of two-phase thermoregulation systems for spacecrafts	360

TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Baklanov A. V. Development of the two-fuel combustion chamber and calculation	
of processes for the theory of turbulent burning	372
Mozzherin A. V., Paklin N. N., Loginov Yu. Yu. Specificity of defect formation	
in detectors based on cadmium telluride under pulse thermal influence	384
Rudenko M. S., Girn A. V., Mikheev A. E., Oreshkin D. I. The effect of laser texturing	
of the surface of a titanium alloy on the adhesive strength of adhesive joints	391



ON THE OCCASION OF CENTENARY OF THE BIRTH OF ACADEMICIAN M. F. RESHETNEV

К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ АКАДЕМИКА М.Ф.РЕШЕТНЕВА





РОЖДЕНИЕ СИБИРСКОГО СПУТНИКОСТРОЕНИЯ

Михаил Фёдорович Решетнев – один из основоположников российской космонавтики. Он внес существенный вклад в развитие российских систем спутниковой связи и спутниковой навигации.

Родился М. Ф. Решетнёв 10 ноября 1924 г. в селе Бармашово Николаевской области УССР. Умер 26 января 1996 в г. Железногорске.

М. Ф. Решетнёв – доктор технических наук (1967), профессор, академик АН СССР/РАН, лауреат Ленинской (1980) и Государственной (1996) премий, Герой Социалистического Труда (1974), награжден орденами Ленина (1966, 1971, 1974), Трудового Красного Знамени (1961), «Знак Почета» (1956), «За заслуги перед Отечеством» III степени (1994).

Под его руководством было разработано около тридцати типов космических комплексов и систем. Количество выведенных с 1959 по 1996 гг. на орбиту спутников, созданных возглавляемым им предприятием, составляет более одной тысячи единиц.

Михаил Фёдорович вложил много сил в развитие высшего образования в Красноярском крае, в том числе в создание Красноярского института космической техники. Сегодня это один из самых востребованных вузов г. Красноярска и Сибири – Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. Для одаренных учащихся города Железногорска и студентов СибГУ имени М. Ф. Решетнева учреждены его именные стипендии.

В г. Железногорске есть улица и площадь имени М. Ф. Решетнёва, на которой в 2007 г. Михаилу Фёдоровичу установлен памятник. Его вклад в развитие не только предприятия, но и города был отмечен в 1984 г. присвоением ему звания «Почётный гражданин Красноярска-26». Имя М. Ф. Решетнёва присвоено пассажирскому самолету Ил-96 и малой планете, учреждена медаль Федерации космонавтики России имени М. Ф. Решетнёва.

В 1959 г. на базе Красноярского машиностроительного завода началось формирование мощного сибирского ракетно-космического кластера и ученик С. П. Королёва, его заместитель, 35-летний кандидат технических наук М. Ф. Решетнёв был назначен начальником и главным конструктором Сибирского филиала ОКБ-1 (с 1961 г. – самостоятельное ОКБ-10) в закрытом городе Красноярске-26 (ныне Железногорск).

18 августа 1964 г. со стартового комплекса на космодроме Байконур первым пуском первого экземпляра ракеты-носителя «Космос-3», изготовленной в Сибири, были успешно выведены на низкую орбиту три макетных образца космического аппарата «Стрела-1». Так, 18 августа 1964 г. навсегда стало праздником ОКБ-10 – днем рождения сибирского спутникостроения.

Параллельно с созданием многоспутниковых низкоорбитальных группировок с 1964 г. в Сибири началось освоение производства и более тяжёлых спутников «Молния», переданных из ОКБ-1. Для молодого производства в Красноярске-26 это стало новым качественным рывком в технологическом развитии. Несмотря на то, что Михаил Фёдорович и сам приложил немало усилий, чтобы получить разработку москвичей, все-таки С. П. Королёв выбрал именно его предприятие неспроста. Сергей Павлович высоко оценил его конструкторский талант и организаторское чутье, позволившее собрать под Красноярском молодой, энергичный и способный на многое коллектив разработчиков.

В 1967 г. ОКБ-10 переименовывается в КБ прикладной механики (КБ ПМ), а М. Ф. Решетнёв становится генеральным конструктором самостоятельного конструкторского бюро, основной

тематикой которого все последующие годы будет создание информационных спутниковых систем связи, телевещания, навигации, геодезии как для военных, так и для гражданских целей. В КБ ПМ было создано целое семейство модификаций космических аппаратов типа «Молния»: «Молния-1С», «Молния-1Т», «Молния-2», «Молния-3», «Молния-3К».

Таким образом, к концу 1970-х гг. в районе географического центра Советского Союза, вблизи энергетических, алюминиевых, машиностроительных и других значимых производств, был сформирован новый отечественный самодостаточный ракетно-космический комплекс, в котором роль лидера и головного разработчика новой ракетно-космической техники играло КБ ПМ, возглавляемое генеральным конструктором М. Ф. Решетнёвым.

Спутники Решетнёва стали востребованы для решения различных прикладных задач в интересах государства и его граждан, был создан значимый собственный сибирский «космический» научно-технический и интеллектуальный задел, в вузах и техникумах Красноярска началась подготовка собственных молодых кадров «космических» специальностей.

За успехи в развитии спутниковых группировок первого поколения в 1974 г. предприятие было награждено высшей государственной наградой СССР – орденом Ленина.

С 1977 по 1996 гг. М. Ф. Решетнёв работал генеральным конструктором и генеральным директором НПО прикладной механики.

Основным достижением 1980-х гг. в области спутниковой навигации в СССР стало начало работ по развёртыванию на средневысоких наклонных круговых орбитах принципиально новой многоспутниковой орбитальной группировки ГЛОНАСС. Инициатором и головным исполнителем по этой системе было НПО ПМ, а главным конструктором системы назначен М. Ф. Решетнёв.

Несмотря на почти полный обвал в 1990-х гг. заказов на спутники связи внутри России, благодаря огромному авторитету академика М. Ф. Решетнева и большим его личным усилиям, в 1995 г. НПО ПМ впервые в отечественной космической промышленности получило заказ известного международного оператора Eutelsat на создание в содружестве с фирмой AlcatelSpace и рядом других зарубежных партнеров тяжелого и самого мощного по тем временам геостационарного космического аппарата связи со знаменательным названием «Сибирскоевропейский спутник» – SESAT.

Сам М. Ф. Решетнёв, к великому сожалению, не успел увидеть запуск и результаты работы спутника SESAT в полете, однако приданный им импульс в реализации этого проекта и сформированная им в Сибири научно-производственная, образовательно-кадровая, экспериментальная и социальная базы позволили коллективу предприятия, которому было присвоено его имя (1997), довести проект до успеха в 2000 г.

Более чем за 60 лет существования предприятия АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «РЕШЕТНЁВ») в интересах нашей страны созданы и введены в эксплуатацию более 40 космических систем и комплексов, а это около 1300 космических аппаратов.

Мы гордимся, что наш университет носит имя Решетнёва, и изо всех сил стремимся соответствовать тому высочайшему уровню образования и науки, который некогда задал сам Михаил Федорович.

> Ректор Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Э. Ш. АКБУЛАТОВ

УДК 629.7.01 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294

Для цитирования: Назаров В. П., Головёнкин Е. Н., Пиунов В. Ю. Инновационные технические решения, разработанные под руководством М. Ф. Решетнева при создании первой сибирской ракеты-носителя «Космос-3М» // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 282–294. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294.

For citation: Nazarov V. P., Golovenkin E. N., Piunov V. Yu. [Innovative technical solutions developed under the leadership of M. F. Reshetnev in the creation of the first Siberian launcher "Cosmos-3M"]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 282–294. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-282-294.

Инновационные технические решения, разработанные под руководством М. Ф. Решетнева при создании первой сибирской ракеты-носителя «Космос-3М»

В. П. Назаров¹*, Е. Н. Головёнкин^{1, 2}, В. Ю. Пиунов³

¹Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 ²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52 ³АО «НПО Лавочкина» Российская Федерация, г. Химки Московской области, ул. Ленинградская, 24

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Академик Михаил Федорович Решетнев входит в число выдающихся ученых, конструкторов и организаторов производства, которые стояли у истоков развития ракетно-космической техники в нашей стране и внесли значительный вклад в отечественную и мировую космонавтику. В 2024 г. исполняется 100 лет со дня его рождения и 60 лет первого запуска ракеты-носителя (PH) «Космос-3», созданной под его руководством в Красноярском крае.

В статье рассматриваются основные этапы проектирования, опытно-конструкторской отработки, летно-конструкторских испытаний и выхода на серийное производство ракеты. Отмечается, что создание PH осуществлялось, в основном, на производственной базе Красноярского машиностроительного завода. В хронологической последовательности описываются наиболее крупные события, связанные с организацией работы филиала ОКБ-1, который затем был преобразован в самостоятельное ОКБ. Показана роль личности М. Ф. Решетнева в решении сложных научно-технических, организационных и производственных проблем освоения новой техники в Сибирском регионе, удаленном от ракетно-космических и научных центров страны.

Представлена информация о инновационных технических решениях, разработанных под руководством М. Ф. Решетнева при создании PH «Космос-3» и её последующей модификации. Отмечается, что М. Ф. Решетнев в своей научно-технической деятельности постоянно получал поддержку С. П. Королева и М. К. Янгеля, успешно сотрудничал с крупнейшими конструкторскими организациями, которые возглавляли В. П. Глушко, А. М. Исаев, В. Г. Сергеев и другие известные руководители и специалисты ракетно-космической промышленности.

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, ракеты-носители, космические аппараты.

Innovative technical solutions developed under the leadership of M. F. Reshetnev in the creation of the first Siberian launcher "Cosmos-3M"

V. P. Nazarov¹*, E. N. Golovenkin^{1, 2}, V. Yu. Piunov³

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 ²JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
 52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
 ³Lavochkin Association
 24, Leningradskaya St., Khimki, Moscow region, 141402, Russian Federation
 *E-mail: nazarov@sibsau.ru

Academician Mikhail Fedorovich Reshetnev is one of the outstanding scientists, designers and production organizers who stood at the origins of the development of rocket and space technology in our country and made a significant contribution to domestic and world cosmonautics. 2024 marks the 100th anniversary of his birth and the 60th anniversary of the first launch of the Kosmos-3 launch vehicle (LV), created under his leadership in the Krasnoyarsk Territory.

The article discusses the main stages of design, development work, flight design tests and the launch of mass production of the rocket. It is noted that the creation of the PH was carried out mainly at the production base of the Krasnoyarsk Machine-Building Plant. The most important events related to the organization of the OKB-1 branch, which was then transformed into an independent OKB, are described in chronological order. The role of M.F.'s personality is shown. Reshetnev in solving complex scientific, technical, organizational and production problems of mastering new technology in the Siberian region, remote from the rocket, space and scientific centers of the country.

Information is provided on innovative technical solutions developed under the guidance of M. F. Reshetnev during the creation of the Kosmos-3 launch vehicle and its subsequent modification. It is noted that M. F. Reshetnev in his scientific and technical activities constantly received the support of S. P. Korolev and M. K. Yangel, successfully cooperated with the largest design organizations headed by V. P. Glushko, A. M. Isaev, V. G. Sergeev and other well-known leaders and specialists of the rocket and space industry.

Keywords: rocket and space technology, launch vehicles, spacecraft.

Введение

В ноябре 2024 г. исполняется 100 лет со дня рождения академика Михаила Фёдоровича Решетнева, главного конструктора ракетно-космических систем связи, навигации, геодезии, Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, основоположника сибирской научной школы в области космической техники. Жизненный путь и трудовая деятельность М. Ф. Решетнева наполнены яркими и необычными событиями. После окончания с отличием средней школы в г. Днепропетровске в 1940 г. он поступил на первый курс Московского авиационного института. Ему тогда еще не было 16 лет. Учебу в МАИ прервала война. По молодости лет Решетнев не подлежал призыву в Красную армию, однако он добровольно пришел в военкомат и был направлен в военную школу авиамехаников. После её окончания до 1945 г. он служил в истребительном авиационном полку механиком по подготовке самолетов к боевым вылетам. В 1945 г. продолжил обучение в МАИ. Учебу активно сочетал со спортом и студенческой научной работой.

Тема дипломного проекта М. Ф. Решетнева была связана с разработкой жидкостнореактивных двигателей для самолетов-истребителей. Председатель Государственной экзаменационной комиссии начальник ОКБ-301, выдающийся советский авиаконструктор С. А. Лавочкин высоко оценил дипломный проект Решетнева. Отличная оценка давала право самостоятельно выбирать место работы. Лавочкин посоветовал идти к С. П. Королеву. Так после получения диплома с отличием и присвоение квалификации инженера-механика по самолетостроению Михаил Решетнев в 1950 г. начал свою трудовую деятельность в ОКБ-1 под руководством С. П. Королева. Здесь проявились его инженерные знания, организаторские способности и особые качества характера: высокая ответственность, целеустремленность, принципиальность. Эти качества поспособствовали выдвижению М. Ф. Решетнева как одного из ведущих конструкторов ракетных комплексов с подвижным стартом на должность заместителя главного конструктора.

Интенсивное развитие ракетно-космической промышленности СССР в середине XX в. способствовало привлечению в эту новую отрасль экономики целого ряда предприятий машиностроения и приборостроения, расположенных в Сибирском регионе. 4 июня 1959 г. вышел приказ Государственного комитета по оборонной технике о создании филиала ОКБ-1 с размещением его на производственной площадке № 2 Красноярского машиностроительного завода, расположенной в закрытом режимном городе Красноярск-26 (ныне закрытое административнотерриториальное образование г. Железногорск Красноярского края). Этим же приказом начальником и главным конструктором филиала ОКБ-1 был назначен заместитель С. П. Королева кандидат технических наук М. Ф. Решетнев, которому тогда было 34 года.

Основной задачей филиала являлось конструкторское сопровождение серийного производства баллистических ракет, которые разрабатывались под руководством С. П. Королева в ОКБ-1. Первоначально решениями правительственных органов предполагалось развернуть производство ракеты 8К74 (P-7A) на основной площадке завода «Красмаш» в г. Красноярске и площадке № 2 в г. Красноярск-26. Затем в 1960 г. завод и филиал ОКБ были освобождены от освоения этой ракеты и приступили к подготовке производства двухступенчатой ракеты 8К75, также разработанной в ОКБ-1 С. П. Королева. Однако уже в 1961 г. вновь произошло изменение производственных планов предприятия и конструкторской организации М. Ф. Решетнева. В соответствии с Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 7 апреля 1961 г. № 314-135 заводу «Красмаш» было поручено освоить выпуск ракеты P-14 (8К65) [1–3].

Такие быстрые изменения в крупномасштабном государственном планировании можно объяснить динамичным развитием оборонной промышленности, формированием новой структуры ракетно-космической отрасли, появлением новых научных и конструкторских идей, укреплением технологической базы предприятий, участвующих в создании новой техники.

Организация производства баллистической ракеты Р-14

Одноступенчатая баллистическая ракета P-14 (8К65) была разработана в 1960 г. в ОКБ-586 (КБ «Южное», г. Днепропетровск) под руководством главного конструктора М. К. Янгеля. Ракета относилась к стратегическим баллистическим ракетам среднего класса. Максимальная дальность полета составляла 4500 км, стартовая масса – до 85 т, масса головной части – до 1,5 т. Длина ракеты 24,4 м, максимальный диаметр корпуса 2,4 м. Ракета имела моноблочную ядерную головную часть, которая отделялась на заданном участке траектории полета. Система управления автономная инерциальная.

Ракета комплектовалась двигателем 8Д514, разработанным в ОКБ-456 (НПО «Энергомаш», главный конструктор В. П. Глушко). Двигатель 8Д514 состоял из двух двухкамерных блоков 8Д513, работающих на самовоспламеняющемся топливе: горючее – несимметричный диметилгидразин (НДМГ), окислитель – смесь азотной кислоты и четырёхокиси азота (АК-27И).

В середине 1961 г. состоялась передача конструкторской документации ракеты из г. Днепропетровска в г. Красноярск и г. Красноярск-26, одновременно началась технологическая подготовка производства на обеих площадках завода.

В связи с новыми задачами о постановке на производство ракеты 8К65 в г. Красноярске стала очевидной необходимость повышения статуса филиала ОКБ-1. Поэтому 18 декабря 1961 г. в соответствии с приказом Государственного комитета по оборонной технике филиал реоргани-

зуется в самостоятельное конструкторское бюро ОКБ-10 (Конструкторское бюро прикладной механики – КБМП). Главным конструктором назначается М. Ф. Решетнев, его заместителями Н. Ф. Куприянов (по корпусным конструкциям) и А. Я. Китаев (по двигательным установкам).

К концу 1961 г. ракета прошла опытно-конструкторскую и производственную отработку на Южном машиностроительном заводе в г. Днепропетровске, однако предстояло провести адаптацию конструкторской и технологической документации к производственным условиям завода «Красмаш», который ранее занимался изготовлением зенитно-артиллерийского оружия. В процессе подготовки производства ракет 8К65 на предприятии были введены в эксплуатацию новые производственные мощности, изготовлено более 16 тыс. наименований технологической оснастки. Создан новый цех по изготовлению гиростабилизованной платформы «Корунд» на аэростатическом подвесе по оси прецессии гироскопов, имеющем отдельный электронный блок и гироинтегратор.

Особые трудности были связаны со строительством и вводом в эксплуатацию испытательного комплекса для проведения стендовых огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей. Строительные работы проводились военно-строительной организацией «Сибхимстрой», начальником которой был известный военный строитель, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии генерал-майор П. Т. Штефан. Уникальный рельеф Восточно-Саянского горного массива позволил построить грандиозные стендовые сооружения на борту горно-таёжного ущелья, что обеспечивало проведение огневых испытаний ЖРД в вертикальном положении с полной имитацией стартовых условий эксплуатации ракеты.

Строительство испытательного комплекса велось круглосуточно широким фронтом под контролем руководства оборонной отрасли. Одновременно строились стендовые сооружения, энергетические объекты, склады компонентов ракетных топлив, станция нейтрализации промышленных стоков. При проведении пуско-наладочных работ активное содействие было оказано ведущим предприятием отрасли в области испытаний ракетной техники – Научноисследовательским институтом химического машиностроения (НИИХМ, г. Загорск).

Первое стендовое испытание двигателя 8Д513 (двухкамерный блок двигателя 8Д514) состоялось 28 февраля 1962 г. Двигатель выдал необходимые по техническим условиям параметры. Системы стенда работали нормально. Небезынтересно отметить, что первый протокол испытаний двигателя был подписан руководителем расчетно-аналитического сектора В. И. Новиковым, который впоследствии стал кандидатом технических наук и заведующим кафедрой М-2 Красноярского завода-ВТУЗа (ныне кафедра двигателей летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева).

В первой половине 1962 г. с полигона Капустин Яр были проведены первые испытательные пуски ракет 8К65, собранных на площадке № 2 Красмашзавода с частичной комплектацией отдельных узлов и агрегатов, изготовленных на заводе «Южмаш». В течение 1962 г. «Красмаш» совместно с ОКБ-10 освоили полностью производство ракеты Р-14 (8К65). Началась ритмичная поставка ракет в войсковые части.

Серийное производство этих ракет осуществлялось на предприятии до 1965 г. Длительное время ракетные комплексы P-14 находились на боевом дежурстве. Последние шесть ракетных комплексов были ликвидированы в конце 1980-х гг.

Создание ракеты-носителя Космос-3

С целью создания космических систем в интересах народного хозяйства и обороны страны Постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР в октябре 1961 г. было принято постановление о разработке ракеты-носителя для вывода малых и средних по массе космических аппаратов на круговые и эллиптические орбиты. В первоначальных исходных документах руководящих органов ракетный комплекс и ракета-носитель имели индекс 65С3, который в дальнейшем трансформировался в более употребляемую в ракетно-космической промышленности индексацию 11К65 («Космос-3»).

Эскизный проект ракеты разрабатывался в ОКБ «Южное» под руководством главного конструктора академика М. К. Янгеля. Проектировщиками было предложено создать новую ракету на базе военной баллистической ракеты Р-14 (8К65). Данное предложение позволяло значительно сократить сроки проектирования и отработки изделия, снизить экономические затраты на создание нового ракетно-космического комплекса.

В связи с большой загруженностью своей конструкторской организации другими ответственными государственными заданиями, М. К. Янгель предложил передать проектирование ракеты Красноярскому ОКБ-10 М. Ф. Решетнева и определить Красноярский машиностроительный завод в качестве головного предприятия по её отработке и производству. Вероятно, мотивом такого предложения стал положительный опыт совместной работы ОКБ-10 и завода «Красмаш» при организации серийного производства ракеты 8К65. Следует отметить, что активную поддержку в этот период красноярцам оказывали специалисты ОКБ «Южное» и Южного машиностроительного завода (г. Днепропетровск). Ряд специалистов «Южмаша» приехали на «Красмаш» для постоянной работы.

Проектная документация на стадии эскизного проектирования новой ракеты передавалась в ОКБ-10 для завершения проекта и разработки рабочей конструкторской документации. При этом общее курирование работы над проектом было возложено на академика М. К. Янгеля.

Техническим заданием на разработку ракеты-носителя 11К65 было определено её функциональное назначение: вывод на круговые орбиты высотой от 200 до 2000 км и эллиптические орбиты с высоким апогеем различных по назначению искусственных спутников Земли массой от 100 до 1500 кг. Для реализации этой сложной технической задачи необходимо было создать двигательную установку и ракетный двигатель, способные обеспечить неоднократное включение в космосе и стабилизацию ракеты в процессе полета между этими включениями.

Многофункциональный ракетный двигатель с индексом 11Д47 для второй ступени ракеты разрабатывался в ОКБ-2 (КБ Химмаш) под руководством главного конструктора А. М. Исаева, который был широко известен в ракетно-космической промышленности своими оригинальными инновационными конструкторскими решениями и высоким уровнем технологичности созданных в КБХМ двигателей.

Жидкостный ракетный двигатель 11Д47 является двигателем одноразового применения, работает на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе НДМГ+АК27И. Двигатель создает силу тяги, направленную вдоль оси ракеты, поперечные силы и моменты, необходимые для управления ракетой. Тяга двигателя создается за счет истечения продуктов сгорания компонентов топлива из камеры и четырех поворотных сопел, конструкция которых допускает качание их в одной плоскости, что обеспечивает управление ракетой по углам тангажа, рыскания и крена. Конструкцией двигателя предусмотрено двухкратное включение на основных маршевых режимах, на которых развивается тяга до 15,7 т (157 кН). Продолжительность работы на первом режиме (режим I-2) составляет 360 с, на втором (режим I-6) – 15 с. До выхода на перработает пусковом вый маршевый режим двигатель на пониженном режиме от 2 до 10 с при тяге 5,8 т (58 кН), что обеспечивает безударное отделение от первой ступени и плавный переход к маршевому режиму.

Совместной работой ОКБ А. М. Исаева и ОКБ М. Ф. Решетнева в составе двигательной установки второй ступени ракеты была создана система малой тяги, обеспечивающая стабилизированный полет между двумя маршевыми включениями. Топливо для работы в режиме стабилизированного полета располагалось в двух специальных баках, расположенных на внешней поверхности основного бака второй ступени. Таким образом, двухимпульсная схема основного двигателя позволяла решить задачу выведения искусственного спутника Земли в два этапа: первое включение двигателя формирует траекторию эллипса, в апогее которого вторым включением спутник переводится на круговую орбиту. Эта схема выведения дала возможность существенно повысить энергетическую эффективность ракеты-носителя.

Техническое задание на разработку ракетного комплекса открывало возможности для модернизации ракеты, в том числе на этапе опытно-конструкторских работ. Поэтому параллельно с подготовкой конструкторской документации на изделие 11К65 проводилась работа по созданию модернизированного варианта – 11К65М, который предполагалось вводить в опытную эксплуатацию после первых летно-конструкторских испытаний первого варианта ракеты. Одновременно на основной площадке и площадке № 2 Красмашзавода ускоренными темпами проводилась технологическая подготовка производства и разработка большого объема технологической документации [4–6].

Задача проектирования и производства новой ракеты-носителя потребовала от ОКБ-10 и головного предприятия разработки и освоения принципиально новых конструктивных решений, прогрессивных технологий производства, высокой организации совместных работ. Основными из них являлись:

 проектирование и изготовление крупногабаритных, тонкостенных баковых конструкций из алюминиевых сплавов, свариваемых методом автоматической сварки;

- изготовление крупногабаритных клепаных конструкций;

 – обеспечение высокой степени герметичности конструкций и контроль герметичности с высокой степенью достоверности;

– разработка и изготовление прочных и герметичных корпусов из алюминиевых сплавов.

Для проведения баллистических расчетов орбит движения космических аппаратов и трасс полета ракет-носителей в ОКБ-10 была сформирована специальная расчетная группа. В связи с отсутствием в тот период собственной информационно-вычислительной базы расчетные работы выполнялись в Вычислительном центре Сибирского отделения Академии наук СССР (г. Новосибирск). Разработанные баллистические программы обеспечили в дальнейшем высокую точность движения и определения координат спутников в любой момент времени.

Система управления (СУ) для ракеты 11К65 разрабатывалась Харьковским конструкторским бюро под руководством В. Г. Сергеева. Принципиальным в этой системе было использование счетно-решающих приборов и новых принципов выведения, а также предусматривалась автоматическая проверка системы управления, исключающая влияние оператора в процессе проверки.

С целью обеспечения необходимой надежности СУ в полете главным конструктором было осуществлено «троирование» системы. К тому времени сформировалась система взаимодействия с поставщиками комплектующих элементов, были организованы анализ и систематизация отказов, а такжкет порядок выработки мероприятий по исключению их повторения.

В первой половине 1963 г. в результате напряженной совместной работы коллективов ОКБ-2, ОКБ-10 и завода «Красмаш» были изготовлены габаритно-весовые эталон-макеты, а затем полноразмерные опытные образцы двигателей 11Д47, в состав которых в качестве штатной системы была введена система малой тяги. Одновременно на испытательном комплексе Химзавода проведена реконструкция испытательного стенда № 1 и его адаптация для огневых испытаний нового двигателя.

Первая работа двигателя была проведена на стенде в августе 1963 г. По сложности программы испытания и её длительности для маршевых ЖРД она не имеет аналогов до настоящего времени. Отработка режимов работы двигателя, последовательность и четкость срабатывания команд при реализации циклограммы испытаний заняли довольно продолжительное время, однако к началу 1964 г. разработчиками двигателя и ракеты было дано заключение о возможности установки двигателя 11Д47 в состав второй ступени ракеты для проведения летноконструкторских испытаний [7–9].

В мае 1964 г. две ракеты 11К65 были вывезены из г. Красноярск-26 на Байконур. Ракеты были укомплектованы двигателями 8Д514 (первая ступень) и 11Д47 (вторая ступень). Полезная нагрузка носителя состояла из трех макетов искусственных спутников Земли – «Космос-38», «Космос-39», «Космос-40» (типа «Стрела-1») с установленными на них радиопередатчиками для контроля выведения и работы на орбите. После проведения подготовительных и монтажноиспытательных предпусковых работ ракету вывезли на стартовый комплекс (площадка 41).

Первый пуск ракеты-носителя 11К65 состоялся 18 августа 1964 г. В сообщении Телеграфного агентства Советского Союза (ТАСС) об этом событии сообщалось, что выведение на орбиту всех трех спутников осуществлено одной ракетой-носителем нового типа. Движение спутников происходит по близким орбитам с начальными параметрами:

– период обращения 95,2 мин;

– максимальное расстояние от поверхности Земли (в апогее) 876 км;

– минимальное (в перигее) – 210 км.

Так в космос стартовала первая сибирская ракета-носитель. Глубоко символично, что в 2024 г. отмечается 100-летие М. Ф. Решетнева и 60-летие первого пуска космической ракеты, созданной под его руководством.

По опубликованным сведениям в 1964–1965 гг. состоялось ещё несколько пусков PH 11К65 с групповым выводом на орбиты ИСЗ «Стрела-1» по три спутника с индексами «Космос 54-56», «Космос 61-63» и др. Космический аппарат «Стрела-1» проектировался как неориентированный малогабаритный спутник массой 50 кг с установленным на борту ретранслятором, работающим в режиме «электронная почта», который выполнял одновременно функции передачи на Землю телеметрических данных о состоянии бортовых систем КА и приема с Земли команд управления.

Спутник создавался в ОКБ-586 (ОКБ «Южное») под руководством М. К. Янгеля в структуре ракетно-космического комплекса 65С3 как космический аппарат специальной радиосвязи системы обеспечения безопасности и обороноспособности государства. В ходе опытно-конструкторских работ заказ на разработку спутника по инициативе М. К. Янгеля был передан в ОКБ-10 М. Ф. Решетнева и в дальнейшем проходил конструкторско-технологическую отработку в производственных подразделениях Красмашзавода. Позднее его серийное производство было организовано на собственной промышленной базе ОКБ-10 (Механическом заводе), которая была создана в конце 60-х гг.

Модернизация ракеты-носителя 11К65, создание PH «Космос-3М»

Вводимые в процесс модернизации и конструкцию ракеты изменения стали основанием для изменения индексации как двигателей, так и всей ракеты. В части, касавшейся двигателя первой ступени, была исключена работа двигателя на режиме конечного участка полета (62 % от номинального давления в камере сгорания), введены требования работоспособности при температуре конструкции в диапазоне –40–+50 °C в связи с пусками с открытого старта, а также введена система телеизмерений при летной эксплуатации. Двигатель получил новое обозначение РД-216М (11Д614) [10].

В двигателе второй ступени, получившем обозначение 11Д49, была проведена модернизация отдельных узлов и агрегатов системы автоматического управления, введены некоторые изменения в параметры режимов работы в полете, обеспечивающие требуемую точность выведения космических аппаратов на расчетные орбиты.

Одной из особенностей двигателя 11Д49 являлось использование неразъёмных (сварных) соединений конструктивных элементов, что исключало проведение стендовых контрольнотехнологических испытаний (КТИ) каждого экземпляра ЖРД с последующей переборкой. Поэтому заключение о работоспособности и надежности двигателя при изготовлении ЖРД принималось по результатам огневых контрольно-выборочных испытаний (КВИ). Дополнительно проводились специальные периодические испытания (СПИ) по программам, приближенным к условиям эксплуатации с целью контроля стабильности технологического процесса, периодического контроля надежности двигателя при неблагоприятных сочетаниях конструктивнотехнологических факторов. При разработке двигателя 11Д49 конструкторами ОКБ-2 (КБ Химмаш) под руководством А. М. Исаева были использованы инновационные (для того времени) технические решения, которые способствовали достижению высоких показателей энергетической и функциональной эффективности изделия. Так, на значительной части сверхзвукового сопла практически отсутствовала наружная оболочка («рубашка»). Её роль выполнял комплект гофрированных секций, которые спаивались с огневой стенкой сопла и формировали тракт охлаждения по внутренним каналам гофр. Тем самым вдвое уменьшилось количество паяных швов и расход дорогостоящего жаростойкого припоя. Однако при этом значительно повышались требования по сохранности тонкостенной конструкции камеры при выполнении внутризаводских технологических и транспортировочных операций. Одному из авторов статьи (Назарову В. П.), работавшему в те годы помощником инженера-испытателя на заводе «Красмаш», довелось участвовать в отработке технологии испытаний камеры на прочность и герметичность с применением особых защитных устройств, предохраняющих оболочки от механических повреждений.

С целью уменьшения осевых габаритов камеры двигателя был использован радиальный подвод окислителя в смесительную головку и, соответственно, введены дополнительные элементы, обеспечивающие равномерное растекание компонента в полости между днищами головки. На огневое (внутреннее) днище головки были установлены пластинчатые антипульсационные перегородки, которые в тот период находились на экспериментальной стадии в ракетном двигателестроении.

Турбонасосный агрегат (ТНА) имел однороторную одновальную схему с консольным расположением турбины и закреплялся в зоне критического сечения камеры ЖРД, что обеспечивало плотную компоновку конструкции двигателя. Диск газовой турбины изготавливался из жаропрочного хромоникелевого сплава с лопатками симметричного профиля, выполненными методом электроэрозионной обработки. С целью повышения КПД турбины по наружному периметру диска на торцы лопаток устанавливалось и закреплялось вакуумной пайкой тонкое (толщиной до 2 мм) разрезное бандажное кольцо.

Центробежные колеса окислителя и горючего изготавливались из высокопрочного алюминиевого сплава и состояли из трех деталей: переднего и заднего дисков и центральной ступицы с фрезерованными лопатками. Соединение деталей колес осуществлялось пайкой в вакууме в индукционной камерной печи.

В связи со сложной циклограммой работы двигателя и, соответственно, изменением режимных параметров ТНА, в широком диапазоне функциональных показателей особые требования предъявлялись к герметизации полостей газогидравлического тракта агрегата. С этой целью в насосах горючего, окислителя и узла газовой турбины использованы комбинированные уплотнения, включающие уплотнения контактного типа (манжеты, торцевые контакты с неметаллическими контактными кольцами) и бесконтактные статические и гидродинамические уплотнения (плавающие кольца, радиальные импеллеры). Взаимодействие всех элементов, входящих в комбинацию системы уплотнений, обеспечивало повышенную надежность и герметичность агрегата.

По оценке Е. Н. Головёнкина, одного из авторов статьи, работавшего в тот период инженером-конструктором ОКБ-10, сотрудничество специалистов ОКБ-2, ОКБ-10 и завода «Красмаш» осуществлялось на высоком профессиональном уровне, в творческой, деловой обстановке. Главный конструктор ОКБ-2 А. М. Исаев неоднократно приезжал в Красноярск, встречался с М. Ф. Решетневым и директором завода «Красмаш» П. А. Сысоевым, что способствовало оперативному решению многих технических и организационных вопросов.

Следует отметить, что целый ряд инновационных конструкторских и технологических решений, разработанных и реализованных в результате совместной работы ОКБ-2, ОКБ-10 и Красноярского машиностроительного завода при создании и постановке на производство ракетного двигателя 11Д49, внесли свой научно-технологический вклад в ракетное двигателестроение и успешно использовались в дальнейших проектах ракетно-космической техники. Характеристики двигательных установок ступеней РН «Космос-3М» представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры								
Ступень	Первая	Вторая						
Двигатель	РД-216 (11Д614)	11Д49						
Тип	Четырехкамерный ЖРД	Однокамерный ЖРД +						
	(два двухкамерных блока)	+ 4 рулевых сопла						
Тяга, кгс (кН):		_						
на уровне моря	151 000 (1 481)	$16\ 060 + 4 \times (1,4-1,8)$						
в пустоте	177 400 (1 740)	$(157,6+4 \times (0,014-0,018))$						
Удельный импульс, с:								
на уровне моря	246	-						
в пустоте	289	303						
Давление в камере								
сгорания, атм (Мпа)	75 (7,5)	102 (10,2)						
Сухая масса								
двигателя, кг	1325	185						
Время работы, с	125	350						
Компоненты топлива:								
окислитель	АК	АК						
горючее	НДМГ	НДМГ						
Массовое соотношение компо-								
нентов топлива	2,5	2,65						
Система подачи	THA	THA						
Диаметр двигателя, мм	2 260	1 900						
Длина двигателя, мм	2 195	1 800						

Характеристики двигательных установок ступеней РН «Космос-3М»

В июле 1965 г. с космодрома «Байконур» успешно осуществлен групповой запуск на круговую приполярную орбиту высотой около 1500 км пяти космических аппаратов «Стрела» (Космос 71 – Космос 75). Это был первый запуск в космос модернизированной ракеты-носителя, названной 11К65М, которая в открытых средствах массовой информации получила наименование «Космос-3М». Впервые в истории отечественной космонавтики одной ракетой были выведены пять штатных искусственных спутников Земли с полной комплектацией бортового радиотехнического оборудования, системой электропитания, пассивной системой терморегулирования, расположенными в термоконтейнере, близкому по форме к сфере [11].

Начиная с первого старта на космодроме «Байконур» по программе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ), проведено четырнадцать пусков ракеты-носителя, изготовленной на площадке № 2 Красмашзавода совместно с ОКБ-10. В 1966 г. ее производство было полностью передано на основную площадку Красноярского машиностроительного завода. В этом же году приказом Министерства общего машиностроения СССР ОКБ-10 переименовано в Конструкторское бюро прикладной механики (КБПМ).

С этого времени началась новая профессиональная специализация КБПМ и завода «Красмаш»: КБ становилось конструкторско-производственной организацией по созданию космических аппаратов систем связи, космической навигации и информационных систем различного назначения. Завод «Красмаш» позиционировался как крупнейшее предприятие по производству космических ракет-носителей и баллистических ракет для Вооруженных сил страны.

В 1967 г. состоялся первый запуск ракеты-носителя 11К65М («Космос-3М») с полигона Плесецк. На орбиту впервые был выведен новый навигационный спутник связи «Циклон», разработанный в КБМП.

«Циклон» имел оригинальную и совершенную по тем временам конструкцию. Его конструктивно-компоновочная схема и бортовые служебные системы стали базой для целого ряда спутников на низких орбитах. К ним относится семейство космических аппаратов навигации, связи, геодезии, научных исследований: «Цикада», «Сфера», «Надежда», «Ионосферная станция». Все они запускались ракетой-носителем «Космос-3М» [12]. Основные тактикотехнические характеристики PH «Космос-3М» приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параме	тры	
Стартовая масса РН, т	108	
Размеры, м:		
длина	32,4	
диаметр	2,4	
Масса выводимого ПГ (т) на круговые орбиты:		
200–1 700 км, <i>i</i> = 51°	1,500–0,780	
200–1 700 км, <i>i</i> = 66°	1,400–0,700	
200–1 700 км, <i>i</i> = 74°	1,350–0,660	
200–1 700 км, <i>i</i> = 83°	1,250–0,600	
1000 км, <i>i</i> = 83°	0,930	
На солнечно-синхронную орбиту:		
475км, $i = 97,3^{\circ}$	0,600–0,850	
Точность выведения КА на круговую орбиту высо-		
той 200 км:		
по высоте, км	$\sim 40,0$	
по наклонению °	~ 8,0	
по периоду обращения, с	~ 30,0	
Объем зоны размещения ПГ, м ³ :	10,0	
диаметр, м	2,2	
высота, м	4,7	

Основные тактико-технические характеристики РН «Космос-3М»

Ракета 1165М («Космос-3М») изготавливалась на Красноярском машиностроительном заводе до 1971 г., затем в связи с новыми сложными задачами освоения на заводе «Красмаш» баллистических ракет для Военно-морского флота, серийное производство космического носителя было передано в г. Омск на Производственное объединение «Полет». При этом изготовление двигателей первой ступени 11Д614 было передано в г. Днепропетровск на завод «Южмаш». Изготовление ЖРД 11Д49 осталось на Красмашзаводе, который выпускал этот двигатель до 1992 г.

Постановлением ЦК КПСС и Совмина СССР № 949-321 от 30 декабря 1971 г. ракетаноситель 11К65М была принята на вооружение в составе космческого комплекса специального назначения. С этого времени она обеспечила создание целого ряда космических комплексов и систем, имеющих важное оборонное, народно-хозяйственное и научное значение.

PH «Космос-3М» использовался для выведения на орбиту спутников серии «Надежда» международной системы спасения «КОСПАС-САРСАТ», геодезических, навигационных, связных и других KA, индийских спутников Aryabhata,Bashkarau Bashkara 2, французского KA Unamsat-2, итальянских MegSat 0 и M1TA, германских TubsatB, Abrixas и CHAMP, британского SNAP-1, китайского TsingHua 1. С помощью ракеты проводились астрофизические, технологические и другие эксперименты в интересах Академии наук СССР, международной организации «Интеркосмос», отраслевых научно-исследовательских организаций, в том числе с возвращением летательных аппаратов на Землю.

Особая роль принадлежит ракете-носителю «Космос-3М» в проведении экспериментальных работ в процессе разработки орбитального корабля многоразовой космической систем

«Энергия-Буран». С помощью ракеты проводились запуски с полигона Капустин Яр изделий «БОР-4» и «БОР-5» (беспилотных орбитальных ракетопланов) по орбитальным и суборбитальным траекториям с приземлением в районе озера Балхаш или приводнением в заданных районах акватории Индийского океана и Черного моря. Основной целью испытаний являлась оценка работоспособности выбранных теплозащитных материалов и конструктивного выполнения элементов орбитального корабля в условиях близких к эксплуатационным [13–17].

Заключение

С полным основанием можно считать ракету-носитель «Космос-3М» выдающимся научнотехническим достижением в истории отечественной космонавтики. Её конкурентные преимущества – экономичное производство, надежность и безопасность. Ракета участвовала в международном конкурсе легкий носитель Med-Liteдля NASA. В 1995 г., по оценке независимых американских специалистов, которые провели сравнительный анализ восемнадцати типов ракет легкого класса, созданных в разных странах, «Космос-3М» признали одной из самых совершенных. Такое признание является лучшим памятником создателю ракеты – академику Михаилу Федоровичу Решетневу.

Библиографические ссылки

1. Сибирская дорога в космос / под общ. ред. Н. А. Тестоедова Красноярск : Платина плюс, 2009. 128 с.

2. Смирнов-Васильев К. Г., Даниловский А. П. 40 космических лет. Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева. Железногорск : Прикладные технологии, 2000. 310 с.

3. Щит и меч Родины / В. К. Гупалов, Б. И. Гринин, В. Ф. Друшляк и др. Красноярск : РИО-пресс, 2002. 508 с.

4. Современные отечественные ракеты-носители. Ракетно-космическая техника : учеб. пособие / В. В. Филатов, М. Д. Евтифьев, Л. Н. Лебедева и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2005. 144 с.

5. Назаров В. П., Ефремов Г. В. Конструкция жидкостных ракетных двигателей : учеб. по-собие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2016. 194 с.

6. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей : учеб. для студентов вузов по специальности «Авиац. двигатели и энергетич. установки» / Γ. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А. Володин и др. М. : Машиностроение, 1989. 424 с.

7. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2013. 308 с.

8. Тестоедов Н. А. Технология производства космических аппаратов : учеб. для вузов / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск : 2009. 352 с.

9. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красно-ярск : 2016. 248 с.

10. Каторгин Б. И. НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко. Путь в ракетной технике. М. : Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2004. 488 с.

11. 60 лет запуска ракеты-носителя «Космос-3» и спутников связи «Стрела-1» [Электронный ресурс]. URL: https://www.iss-reshetnev.ru/65-anniversary/60-years-rn (дата обращения: 17.07.2024).

12. Гетман М. В., Раскин А. В. Военный космос: без грифа «секретно» : науч.-техн. изд. М. : Русские Витязи, 2008. 464 с.

13. Глушков А. А., Голов М. А., Кавелькина В. В. Полигон «Капустин Яр». Волгоград : Панорама, 2008. 142 с.

14. Кобелев В. Н., Милованов А. Г. Средства выведения космических аппаратов. М. : Рестарт, 2009. 528 с.

15. Двухступенчатая одноразовая ракета-носитель Космос-3М // Википедия [Электронный pecypc]. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Космос-3М (дата обращения: 18.07.2024).

16. Основные разработки НПО «Энергомаш» – двигатели [Электронный ресурс]. URL: https://web.archive.org/web/20120303011206/http://www.npoenergomash.ru/engines/ (дата обращения: 19.07.2024).

17. Наземная отработка ракетных двигателей и двигательных установок на ФГУП «Красмаш» [Электронный ресурс]. URL: https://web.archive.org/web/20120118070458/http://www.ihst. ru/~akm/30t16.htm (дата обращения: 20.07.2024).

References

1. *Sibirskaya doroga v kosmos* [The Siberian Road to Space]. Ed. N. A. Testoedova. Krasnoyarsk : Platina plyus Publ., 2009, 128 p.

2. Smirnov-Vasil'ev K. G., Danilovskiy A. P. 40 kosmicheskikh let. Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie prikladnoy mekhaniki imeni akademika M. F. Reshetneva [40 Space Years. Scientific and Production Association of Applied Mechanics named after Academician M. F. Reshetnev.]. Zheleznogorsk, Prikladnye tekhnologii Publ., 2000, 310 p.

3. Gupalov V. K., Grinin B. I., Drushlyak V. F. et al. *Shchit i mech Rodiny* [Shield and Sword of the Motherland]. Krasnoyarsk, RIO-press Publ., 2002, 508 p.

4. Filatov V. V., Evtifev M. D., Lebedeva L. N. et al. *Sovremennye otechestvennye rakety-nositeli*. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Modern domestic launch vehicles. Rocket and space technology]. Krasnoyarsk, 2005, 144 p.

5. Nazarov V. P., Efremov G. V. Konstruktsiya zhidkostnykh raketnykh dvigateley [Design of liquid rocket engine]. Krasnoyarsk, 2016, 194 p.

6. Gakhun G. G., Baulin V. I., Volodin V. A. *Konstruktsiya i proektirovanie zhidkostnykh raket-nykh dvigateley* [Construction and design of liquid rocket engine]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 424 p.

7. Testoedov N. A., Kol'ga V. V., Semenova L. A. *Proektirovanie i konstruirovanie ballisticheskikh raket i raket-nositeley* [Design and construction of ballistic missiles and launch vehicles]. Ed. N. A. Testoedav. 2013, 308 p.

8. Testoedov N. A. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology of space-craft production]. Krasnoyarsk, 2009, 352.

9. Yatsunenko V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raket-nykh dvigateley* [Bench tests of liquid rocket engines]. Krasnoyarsk, 2016, 248 p.

10. Katorgin B. I. *NPO Energomash imeni akademika V. P. Glushko. Put' v raketnoy tekhnike* [NPO Energomash named after academician V. P. Glushko. The path in rocket technology]. Moscow, Mashinostroenie, Mashinostroenie-Polet Publ., 2004, 488 p.

11. 60 let zapuska rakety-nositelya "Kosmos-3" i sputnikov svyazi "Strela-1" [60 years of the launch of the Kosmos-3 launch vehicle and Strela-1 communications satellites]. Available at: https://www.iss-reshetnev.ru/65-anniversary/60-years-rn (accessed: 17.07.2024).

12. Getman M. V., Raskin A. V. Voennyy kosmos: bez grifa sekretno [Military space: without the secret label]. Moscow, Russkie Vityazi Publ., 2008, 464 p.

13. Glushkov A. A., Golov M. A., Kavel'kina V. V. *Poligon "Kapustin Yar"* [Kapustin Yar polygon]. Volgograd, Panorama Publ., 2008, 142 p.

14. Kobelev V. N., Milovanov A. G. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Means of launching spacecraft]. Moscow, Restart Publ., 2009, 528 p.

15. Dvukhstupenchataya odnorazovaya raketa-nositel' Kosmos-3M [Two-stage disposable launch vehicle Kosmos-3M]. Available at: https://ru.wikipedia.org/wiki/Kosmos-3M (accessed: 18.07.2024).

16. Osnovnye razrabotki NPO "Energomash" – dvigateli" [The main developments of NPO Energomash – engines]. Available at: https://web.archive.org/web/20120303011206/http://www. npoenergomash.ru/engines/ (accessed: 19.07.2024).

17. Nazemnaya otrabotka raketnykh dvigateley i dvigatel'nykh ustanovok na FGUP "Krasmash" [Ground testing of rocket engines and propulsion systems at FSUE Krasmash]. Available at: https://web.archive.org/web/20120118070458/http://www.ihst.ru/~akm/30t16.htm (accessed: 20.07.2024).

© Назаров В. П., Головёнкин Е. Н., Пиунов В. Ю., 2024

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Головёнкин Евгений Николаевич – доктор технических наук, профессор, лауреат премий Правительства Российской Федерации, главный ученый секретарь научно-технического совета, АО «РЕШЕТНЁВ»; заведующий кафедрой космического машиностроения, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Mgv@iss_reshetnev.ru.

Пиунов Валерий Юрьевич – кандидат технических наук, заместитель начальника производства; АО «НПО Лавочкина». E-mail: piunovvy@gmail.com.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Golovenkin Evgeny Nikolaevich – Dr. Sc., Professor, laureate of the Government of the Russian Federation, Chief Scientific Secretary of the Scientific and Technical Council, JSC "Reshetnev"; Head of the Department of Space Engineering, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Mgv@iss_reshetnev.ru.

Piunov Valery Yuryevich – Cand. Sc., Deputy Head of Production; Lavochkin Association. E-mail: piunovvy@gmail.com.





AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING



УДК 533.6 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310

Для цитирования: Козлов В. С., Кольга В. В., Волкова Я. Я. Разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 296–310. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310.

For citation: Kozlov V. S., Kolga V. V., Volkova Y. Y. [Development of a methodology and design of a device for determining the Mach number of a supersonic flow]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 296–310. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310.

Разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока

В. С. Козлов, В. В. Кольга^{*}, Я. Я. Волкова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 *E-mail: kolgavv@yandex.ru

В работе представлена разработанная методика и спроектировано устройство для определения числа Маха при сверхзвуковом истечении газа. Проведен анализ различных методов определения числа Маха, в том числе, измерение давления на граниие потока, применение скачков уплотнения, использование оптических методов. Проведено сравнение точности показаний при использовании рассмотренных методов. На основе полученных результатов разработана методика высокоточного определения числа Маха, включающая комбинацию нескольких независимых методов измерения. Спроектировано устройство, реализующее данную методику измерения, и рассмотрены результаты экспериментальных испытаний в аэродинамической трубе, включая показания приборов, графики и таблицы, подтверждающие точность и достоверность полученных данных. Проанализирована их точность и достоверность. С помощью проведенного анализа можно обеспечить выбор наиболее рационального метода определения числа Маха на начальном этапе проектирования летательных аппаратов, таких как самолеты, ракеты, истребители, БПЛА. Точное знание числа Маха позволяет инженерам оптимизировать аэродинамические характеристики аппарата, обеспечить безопасность полета, повысить эффективность двигателей и общую производительность воздушного транспорта. Кроме того, число Маха является важнейшим критерием подобия при моделировании в аэродинамических исследованиях, что делает разработанную методику и устройство актуальными не только для конструирования летательных аппаратов, но и для широкого спектра научных и инженерных исследований в области авиаракетной техники. Подчеркивается, что наличие надежной методики определения числа Маха позволяет существенно сократить время и ресурсы, затрачиваемые на тестирование и совершенствование летательных аппаратов, а также способствует развитию инновационных технологий в области авиации и космонавтики.

Ключевые слова: число Маха, сверхзвуковой поток, определение числа Маха, методика измерения, устройство для измерения.

Development of a methodology and design of a device for determining the Mach number of a supersonic flow

V. S. Kozlov, V. V. Kolga^{*}, Y. Y. Volkova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation *E-mail kolgavv@yandex.ru

The paper presents the developed methodology and designed a device for determining the Mach number during supersonic gas outflow. An analysis of various methods for determining the Mach number was carried out, including measuring the pressure at the flow boundary, the use of shock waves, and the use of optical methods. A comparison was made of the accuracy of the readings when using the considered methods. Based on the results obtained, a technique for high-precision determination of the Mach number has been developed, including a combination of several independent measurement methods. A device has been designed that implements this measurement technique, and the results of experimental tests in a wind tunnel have been reviewed, including instrument readings, graphs and tables confirming the accuracy and reliability of the data obtained. Their accuracy and reliability are analyzed. Using the analysis, it is possible to ensure the selection of the most rational method for determining the Mach number at the initial stage of designing aircraft, such as airplanes, missiles, fighters, and UAVs. Accurate knowledge of the Mach number allows engineers to optimize the aerodynamic characteristics of the aircraft, ensure flight safety, improve engine efficiency and overall air transport performance. In addition, the Mach number is the most important criterion of similarity when modeling in aerodynamic research, which makes the developed methodology and device relevant not only for the design of aircraft, but also for a wide range of scientific and engineering research in the field of aeronautical technology. It is emphasized that the presence of a reliable method for determining the Mach number can significantly reduce the time and resources spent on testing and improving aircraft, and also contributes to the development of innovative technologies in the field of aviation and astronautics.

Keywords: Mach number, supersonic flow, determination of Mach number, measurement technique, measurement device.

Введение

Испытания летательных аппаратов (ЛА) при аэродинамическом нагружении являются распространенным методом натурного эксперимента, при котором исследуемая модель ЛА, являющаяся уменьшенной копией проектируемого изделия, исследуется в смоделированных условиях, близких к эксплуатационным. Такой подход позволяет еще на стадии проектирования уточнить принятые расчетные нагрузки и оценить полученные результаты проведенных расчетов и рациональность принятых расчетных схем и конструкторских решений для имеющихся аэродинамических и прочностных эффектов, которые могут привести к отказам в работе ЛА.

Число Маха является основным критерием подобия сверхзвуковых течений и используется для расчета и проектирования летательных аппаратов, движущихся в сверхзвуковом потоке. Точное определение числа Маха обеспечивает безотказную работу сверхзвуковых летательных аппаратов.

Определение числа Маха имеет определяющее значение для выбора рациональной формы и оптимальной прочностной модели несущих поверхностей крыла, что позволяет добиться высокого аэродинамического качества на различных режимах полета ЛА.

Анализ существующих в настоящее время методик расчета числа Маха позволяет выбрать оптимальный подход для выбранного режима обтекания (или комбинации режимов в процессе полета), обосновать возможности применения существующих способов расчета на этапе экспериментальных разработок летательных аппаратов.

Целью данной работы является разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока.

В работе рассматриваются основные способы определения числа Маха. К ним относятся измерение давления в потоке газа, определение характеристик скачков уплотнения, методы оптических измерений и др. Проводится сравнительный анализ возможностей и ограничений в применении для каждого метода. На основе полученных данных разрабатывается методика и устройство для высокоточного измерения числа Маха в сверхзвуковом потоке газа.

Для определения числа Маха, как правило, применяются непрямые методы измерений (или косвенные), основанные на анализе различных физических эффектов в потоке газа (жидкости)

при его движении или при взаимодействии с препятствием на основании измерения и анализа других параметров потока, поддающихся измерению. Для изоэнтропического течения число Маха можно найти, воспользовавшись следующими соотношениями:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2, \tag{1}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$
(2)

Для этого требуется знать комбинацию входящих в каждое из этих уравнений параметров заторможенной и движущейся жидкости (температуры, плотности или давления), измеренных экспериментально. Начальные параметры заторможенной жидкости p_0 и T_0 , остающиеся стабильными во всем поле изоэнтропического течения, сравнительно легко поддаются непосредственному измерению, например, в камере подачи газа в аэродинамической трубе (АДТ), где скорость потока относительно мала. Зная начальные значения давления (p_0) и температуры (T_0), с помощью уравнения состояния $p/\rho = RT$ можно найти плотность потока ρ_0 .

Что же касается статических значений при измерении параметров потока, то следует отметить, что в настоящее время нет эффективных методов для непосредственного измерения температуры (*T*). Косвенно определить температуру потока (*T*) можно, измерив, например, местную скорость распространения звуковых волн в потоке газа (жидкости), которая для данного газа зависит лишь от его температуры ($a^2 = kRT$). Но этот метод не позволяет определять скорость звука (а, следовательно, и температуру) в конкретной точке потока, так как излучатель и приемник звуковых волн должны находиться на некотором фиксированном расстоянии друг от друга [1].

Значительно легче в потоке сжимаемой жидкости измерить плотность р, пользуясь косвенными методами, основанными на связи плотности с оптическими параметрами среды (коэффициентами преломления, поглощения или излучения). Связанные с коэффициентом преломления оптические методы измерения плотности позволяют исследовать поток газа (жидкости) в возмущенных областях изоэнтропических и неизоэнтропических течений.

Определение числа Маха путем измерения полного и статического давлений

При сверхзвуковых скоростях набегающего потока перед измерительным насадком образуется прямой скачок уплотнения, за которым скорость газового потока падает ниже скорости звука. Насадок измеряет давление в газовом потоке, равное полному давлению за скачком уплотнения. При этом давление до скачка уплотнения отличается от измеренного на величину потерь механической энергии. Эти потери характеризуются коэффициентом восстановления полного давления σ , представляющим из себя отношение давлений при торможении потока p_{02}/p_{01} до и после скачка уплотнения. В случае прямого скачка этот коэффициент может быть определен по следующей формуле:

$$\sigma = \frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{\frac{k+1}{2}M_1^2}{1+\frac{k-1}{2}M_1^2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{kM_1^2 - \frac{k-1}{2}}\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$
(3)

Формула (3) позволяет определить число Маха (M_1) в потоке по измеренным значениям давления до (p_{01}) и после (p_{02}) скачка уплотнения. В силу того, что течение до скачка уплотнения может считаться изоэнтропическим, давление p_{01} принимается равным давлению торможения в камере подачи газа в АДТ.

Таким образом, для определения числа Маха одним из измеряемых давлений является полное давление в камере подачи в АДТ. При этом измеряемым давлением может быть полное дав-

ление за прямым скачком или статическое давление в рабочей части аэродинамической трубы. Для определения числа Маха дозвукового потока обычно измеряют статическое давление в потоке газа.

Для измерения полного давления p_{02} часто используются насадки в виде цилиндрической трубки с отверстием, обращенным против потока (рис. 1).

Для более точного измерения полного давления газового потока приемное отверстие насадка, как правило, делают значительно меньше, чем его наружный диаметр, с тем чтобы входное отверстие полностью находилось за прямым скачком.

При измерении статического давления (*p*₁) в сверхзвуковом потоке для снижения интенсивности скачков





Fig. 1. Nozzles for measuring the total pressure in a supersonic flow

уплотнения и повышения точности измерения характеристик потока используются специальные насадки с остроконечной конической или оживальной головкой (рис. 2, *a*, *b*). Приемные отверстия в них располагаются на значительном расстоянии от начала цилиндрической части и их ось перпендикулярна направлению невозмущенного потока.



Рис. 2. Насадки для измерения статического давления в сверхзвуковом потоке

Fig. 2. Nozzles for measuring static pressure in supersonic flow

Для измерения статического давления при сверхзвуковых скоростях часто используется насадок в виде полуклина (рис. 2, c). Приемное отверстие в нем располагается с плоской стороны насадка и статическое давление p_1 определяется не сразу за скачком уплотнения, а за фронтальной волной возмущения, где изменения давления в меньшей степени влияют на результаты измерений и этой погрешностью можно пренебречь.

При этом для определения числа Маха можно воспользоваться формулой Рэлея

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \frac{M_1^{\frac{2k}{k-1}}}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2k}{k+1}M_1^2 - \frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}.$$
(4)

Измерив давление в критической точке за прямым скачком уплотнения (p_{02}) и статическое давление перед ударной волной в газовом потоке (p_1) можно определить M_1 .

Определение числа Маха потока газа (жидкости) оптическим методом

Оптические методы исследований приобрели широкое распространение при изучении потоков больших скоростей, когда имеет место влияние сжимаемости. При больших сверхзвуковых скоростях оптические методы позволяют получить спектры обтекания и провести исследования, которые практически невозможно осуществить другими методами. Основными преимуществами оптических методов являются безынерционность и отсутствие необходимости вводить в поток возмущающие его механические приспособления. При применении искровых источников света оптическими методами можно фотографировать процессы, протекающие в течение миллионных долей секунды. Искровые источники света позволяют получить в виде ряда фотографий течения, разделенных весьма малыми промежутками времени, временную развертку процесса при нестационарных течениях.

Оптические методы исследования основаны на связи плотности движущейся среды с оптическими свойствами газового потока. Три важнейших оптических метода: теневой, шлиренметод и интерферометрический. Эти методы основаны на зависимости скорости света от плотности газовой (жидкостной) среды, через которую проходят его лучи. Коэффициент преломления лучей (*n*), равный отношению скорости света (*c*) в некоторой среде к скорости света (*c*₀) в вакууме ($n = c/c_0$), зависит от плотности исследуемой среды:

$$n = 1 + (n_0 - 1) \cdot \frac{\rho}{\rho_0},$$
(5)

где *n*₀ и ρ₀ соответственно начальные значения коэффициента преломления среды и плотности газа исследуемого потока.

Из формулы (5) видно, что в среде с изменяющейся плотностью показатель преломления также переменный. Это приводит к двойному эффекту при прохождении световых лучей через исследуемую среду. Во-первых, происходит разворот волнового фронта скачка уплотнения. Этот эффект используется в теневом и шлирен-методах. Во-вторых, наблюдается сдвиг фазы, различный для лучей с различными характеристиками. Это явление положено в основу интерферометрического метода.

Возмущенное течение газа в рабочей части АДТ представляет собой оптически неоднородный поток, характеризуемый, в том числе, неоднородной плотностью и различным коэффициентом преломления в потоке.

Физическая картина обтекания точечного источника возмущений потоком газа следующая. Волны возмущения, вызванные локальным источником возмущений, являются волнами сферического типа невысокой интенсивности. Они распространяются со скоростью звука (*a*), образуя семейство сферических волн с радиусом от нуля до *at* на рассматриваемом конечном отрезке времени. При движении локального источника возмущений со скоростью V < a сферические волны смещаются в сторону источника, опережая его. При этом источник возмущения находится внутри сферической волны (рис. 3, *a*). В случае, когда скорость источника возмущений оказывается выше скорости распространения ударной волны (V > a), он обгоняет волны, оставляя их позади себя в виде расширяющегося конуса, вершиной которого является источник возмущений срис. 3, *b*).

Конус, полученный в результате взаимодействия набегающего потока с препятствием, является огибающей сферических волн возмущений и называется конусом возмущения, или конусом Маха. Если этот конус условно рассечь плоскостью, проходящей через его ось, то мы получим прямые *OB* и *OB*₁, называемые линиями возмущений (линиями Маха), которые являются ударными волнами бесконечно малой интенсивности. Угол μ, равный половине угла при вершине конуса, называется углом возмущений. Этот угол связан со скоростью движения тела и скоростью звука следующей зависимостью

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{M},$$

$$M = \frac{1}{\sin \mu}.$$
(6)

откуда

Если во время эксперимента провести фотофиксацию линий возмущения, то можно установить число Маха потока. Для этого с необходимой точностью измеряется угол μ , а затем вычисляется число Маха (М) по формуле (6).



Рис. 3. Образование волн слабого возмущения при различной скорости движения тела: *a)* V < a; δ) V > a, где V – скорость движения точечного источника; a – скорость звука

Fig. 3. The formation of waves of weak disturbance at different speeds of body movement: a) V < a; δ) V > a, where V – the speed of movement of the point source; a – the speed of sound

Более точно число М можно определить по углу наклона ударной волны на клиновидном насадке или конусе, вершина которого находится в исследуемой точке газового потока, а ось совмещена с направлением вектора скорости обтекания. Если угол при вершине Θ не превышает некоторого вычисленного предельного значения, то обтекание характеризуется возникновением перед препятствием прямолинейного присоединенного скачка уплотнения, фронт которого наклонен под углом β к вектору скорости V набегающего потока (рис. 4).

В этом случае для определения числа Маха (М) можно использовать зависимость между числом М, углом наклона фронта ударной волны β и углом раскрытия конуса или углом клина Θ. Для клиновидного насадка эта зависимость выражается уравнением

$$tg\Theta = ctg\beta \frac{M_1^2 \cdot \sin^2 \beta - 1}{1 + M_1^2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta\right)}.$$
(7)

При помощи оптических методов исследования можно сфотографировать набегающий поток около клиновидного насадка и получить светотеневую фотографию, на которой будет изображена линия скачка уплотнения.



Рис. 4. Обтекание клина сверхзвуковым потоком газа: μ – угол возмущения; β – угол наклона ударной волны; Θ – угол раскрытия конуса или клина

Fig. 4. Flow around a wedge with a supersonic gas flow: μ – is the angle of disturbance; β – is the angle of inclination of the shock wave;

 Θ – is the angle of opening of the cone or wedge

Для наблюдения скачков уплотнения широко используется теневой метод. На рис. 5 схематично показан теневой снимок скачка уплотнения с детализацией характерных зон. Рабочая часть аэродинамической трубы (АДТ) просвечивается параллельным световым потоком. При постоянной плотности среды, световые лучи, проходя рабочую часть газового потока, равномерно освещают экран. Скачок уплотнения вызывает оптическую неоднородность в поле потока. Это связано с изменением плотности потока в продольном направлении. Световые лучи отклоняются от первоначального направления, вызывая неравномерную освещенность E экрана. Причем в пределах скачка уплотнения освещенность имеет меньшую интенсивность, чем за скачком. Фотография скачка уплотнения представляет собой темную полосу в набегающем потоке, ограниченную яркой каймой с уменьшающейся освещенностью [2–11].



Рис. 5. Визуализация скачка уплотнения:

a – схема метода; δ – теневое изображение скачка уплотнения; l – граница скачка уплотнения; 2 – сверхзвуковой поток; 3 – зона пониженной освещенности; 4 – зона повышенной освещенности

Fig. 5. Visualization of the seal jump:

a – diagram of the method; b – shadow image of the seal jump; l – boundary of the seal jump; 2 – supersonic flow; 3 – low–light zone;4 – high-light zone

Основным недостатком теневого метода является невысокая точность результатов количественных измерений характеристик потока (в том числе, распределения плотности). Причина этого состоит в том, что световые лучи после преломления от различных точек потока могут попасть на одно и то же место экрана. Поэтому на практике для визуального определения плотности и давления в потоке газа более предпочтительными являются шлирен-метод или интерферометрический метод.

Шлирен-метод основан на измерении величины смещения светового луча, проходящего через оптически неоднородную среду, от первоначального вектора скорости. В случае плоского потока (ламинарное течение) это смещение пропорционально градиенту плотности.

Интерферометрический метод заключается в разделении монохроматического луча света на два когерентных световых потока (опорный и рабочий), которые после прохождения фиксированного расстояния вновь соединяются и дают интерференционные эффекты, которые можно измерить. При прохождении световых пучков через среду с постоянной плотностью интерференционные полосы будут параллельны друг другу. Если на пути одного из пучков света окажется среда с другим коэффициентом преломления, то произойдет сдвиг световой волны. При имеющемся градиенте плотности полосы дополнительно деформируются. По измеренному значению сдвига и деформации световых полос определяется плотность газового потока.

Предлагаемые решения

Для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках могут использоваться различные экспериментальные устройства и практические методики, такие как аэродинамические трубы и стенды, устройства лазерной диагностики, методики измерения плотности газового потока и т. д.

Однако процесс разработки новых устройств для исследования сверхзвуковых потоков и измерения числа Маха затруднен рядом причин:

1. Сложность условий испытаний. Сверхзвуковые потоки характеризуются высокими скоростями, предельными температурами и интенсивными динамическими нагрузками, что требует специализированных и надежных устройств для измерения числа Maxa.

2. Точность и надежность. Измерение числа Маха в сверхзвуковых потоках требует высокой точности и надежности результатов. Разработка новых устройств предполагает серьезные исследования и испытания для обеспечения правильных измерений.

3. Высокие затраты. Разработка новых устройств для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках может потребовать значительных финансовых затрат на исследования, разработку и производство специализированного оборудования.

Хотя разработка новых устройств для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках представляет определенные трудности, постоянные исследования и технологические разработки в этой области могут привести к улучшению существующих методов и созданию новых более эффективных устройств для измерения числа Маха в будущем.

При планировании натурного эксперимента необходимо сформировать условия, максимально приближенные к реальным и обеспечивающие возможность практического использования полученных результатов. Для этого необходимо надежное и точное планирование эксперимента [12].

Прежде всего, речь идет об удовлетворении законов подобия. В первую очередь необходимо обеспечить строгое геометрическое и динамическое подобие. Кроме геометрического подобия должно быть выдержано равенство числа Рейнольдса и Маха.

Перед началом разработки методики и устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока был проведен тщательный патентно-технический поиск. Целью поиска являлось выявление существующих технических решений в данной области, а также определение перспективных направлений для разработки новых методик и устройств.

Поиск осуществлялся по патентным базам данных ведущих патентных ведомств, таких как Роспатент, Европейское патентное ведомство, Ведомство США по патентам и товарным знакам. Рассматривались патенты на изобретения, относящиеся к методам и устройствам для измерения параметров сверхзвуковых потоков, в том числе числа Маха.

Анализ результатов поиска показал, что существует ряд решений, основанных на различных физических принципах измерения числа Маха. Наиболее распространенными являются методы, базирующиеся на измерении статического и полного давления, использовании скачков уплотнения, а также оптические методы. Вместе с тем, существующие устройства, реализующие данные методы, имеют ограничения по точности, диапазону измерений, условиям эксплуатации.

Таким образом, патентный поиск показал актуальность разработки новых высокоточных методик и устройств для определения числа Маха сверхзвуковых потоков, учитывающих недостатки существующих решений. Полученные в ходе поиска данные были использованы при формировании технического задания на проектирование устройства для измерения числа Маха.

Описание газодинамического стенда и хода работы

Главным элементом газодинамического стенда являются устройство для определения числа Маха, изображенное на рис. 6.



Рис. 6. Устройство для определения числа Маха сверхзвукового потока: *1* – приемник полного давления; *2* – приемник статического давления. Приемники давления закреплены на узле поворота, состоящего из *3* – звездообразной державки; *4* – редуктора; *5* – асинхронного двигателя РД-09 с короткозамкнутым ротором

Fig. 6. A device for determining the Mach number of a supersonic flow:
 l – full pressure receiver; 2 – static pressure receiver. The pressure receivers are mounted on a rotation unit consisting of: a 3 – star holder; 4 – gearbox; 5 – RD-09 asynchronous motor with a short-circuited rotor

Работа выполняется на газодинамическом стенде, схема которого представлена на рис. 7. Воздух из насоса высокого давления подается к управляемому пневморедуктору, где понижается до заданной величины, и поступает в камеру подачи газа АДТ 1. Контроль параметров состояния воздуха в камере подачи по температуре и давлению (T_0, p_0) осуществляется по показаниям: манометрического термометра 2, соединенного с датчиком температуры 3, и пружинного манометра 4, соединенного с приемником полного давления 5. Одновременно полное давление в камере подачи газа p_{01} регистрируется индуктивным датчиком давления DD-10 6. На фланце камеры подачи закрепляется экспериментально исследуемое сверхзвуковое сопло 7. Для измерения давления торможения за скачком p_{02} в сверхзвуковом потоке рабочей части АДТ используется приемник полного давления 8, соединенный с индуктивным датчиком давления 9 с помощью измерительного кабеля. Электрический сигнал, пропорциональный величине измеряемого давления, через датчики давления 6, 9 и усилитель 10 поступает на разъем аналогоцифрового преобразователя (АЦП) 11 персональной электронно-вычислительной машины 12. В АЦП происходит преобразование аналогового сигнала в цифровой код, который заносится в массив данных памяти машины.

При определении числа Маха оптическим методом в поле рабочей части вводится специальный насадок 13 в виде клина с углом $\Theta = 20^{\circ}$. Качественная картина обтекания клина сверхзвуковым потоком наблюдается с помощью оптического прибора ИАБ-451 14 и фиксируется на светочувствительной пластине 15. Клиновой насадок, кроме того, позволяет определять и статическое давление p_1 газового потока. Для этого приемник статического давления синхронизируется с датчиком давления 16. Перед проведением эксперимента проводится тарировка датчиков давления. В процессе тарировки на датчик подается контролируемое по манометру давление и одновременно определяется напряжение на разъеме АЦП. Набор данных, соответствующих разным значениям давления, аппроксимируется полиномом 1–3-й степени. Коэффициенты полинома используются программой при расчете давления по полученным в процессе измерения величинам напряжений с датчиков давления [13–15].



Рис. 7. Газодинамический стенд:

1 – форкамера аэродинамической трубы; *2* – манометрический термометр; *3* – датчик температуры;

4 – пружинный манометр; 5, 8 – приемники полного давления; 6, 9 – индуктивный датчик давления;

7 – сверхзвуковое сопло; 10 – усилитель; 11 – аналоговый цифровой преобразователь;

12 – электронная вычислительная машина; 13 – клиновой насадок; 14 – оптический прибор;

15 – фотографическая пленка; 16 – датчик давления

Fig. 7. Gas dynamic stand:

1 – wind tunnel pre-chamber; *2* – pressure gauge thermometer; *3* – temperature sensor;

4 – spring pressure gauge; 5, 8 – full pressure receivers; 6, 9 – inductive pressure sensor;

7 - supersonic nozzle; 10 - amplifier; 11 - analog digital converter; 12 - electronic computer;

13 - wedge nozzle; 14 - optical device; 15 - photographic film; 16 - pressure sensor

Порядок проведения эксперимента

1. Определить и зафиксировать диаметры критического $d_{\rm kp}$ и выходного сечений d_a исследуемого сверхзвукового сопла (см. рис. 7).

2. Измерить угол раскрытия клинового насадка *13*. Проверить острую переднюю кромку на отсутствие сколов, трещин и зазубрин.

3. Закрепить сверхзвуковое сопло 7 на стыковочном фланце камеры подачи газа 1.

4. Закрепить в координатном устройстве приспособление с измерительными насадками полного давления и клиновым насадком.

5. Присоединить к насадку полного давления 5 датчик давления 6 и пружинный манометр 4, к насадку полного давления 8 – датчик 9. Насадок статического давления 13 соединить с датчиком 16.

6. Подвести оптический прибор ИАБ-451 *14* к исследуемой области рабочей части для фиксации скачка уплотнения. Включить рабочую приборную подсветку.

7. Подготовить к работе фотофиксатор (фотоаппарат, видеокамеру).

8. Насадок полного давления 8 с помощью координатного устройства установить по оси набегающего потока сверхзвукового сопла 7 в непосредственной близости от его среза. 9. Включить АДТ и с помощью редуктора на пульте управления установить рабочее давление *p*₀₁ в камере подачи газа.

10. После установления режима работы произвести запись давления и температуры торможения (p_{01}, T_0) в камере подачи и давления торможения за прямым скачком уплотнения p_{02} . Провести визуальное наблюдение картины обтекания приемника давления.

11. Заменить насадок полного давления 8 в исследуемой точке потока на клиновой насадок 13.

12. Произвести запись статического давления p_1 и параметров торможения в камере подачи газа (p_{01}, T_0).

13. Провести визуальное наблюдение картины обтекания клина. Зафиксировать спектр обтекания клина на светочувствительную пластинку.

Обработка результатов опыта

1. По полученным значениям критического и выходного диаметров сопла спроектированной экспериментальной установки из таблиц газодинамических функций определим число Маха M_a и коэффициент скорости λa на его срезе, а также давление торможения в камере подачи газа p_{01} , соответствующее расчетному давлению истечения газа из сопла. Данные отображены в табл. *1*.

Таблица 1

$d_{\kappa p}$	d_a	q	M_{a}	M_a $\pi = \frac{p}{p_0}$		λ_a
MM	ММ				Па	
14	28,7	0,238	3	0,027	3,75	1,965

Характеристики сопла

2. По измеренным величинам полных давлений p_{01} и p_{02} и формуле (3) определим число Маха:

$$\sigma = \frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{\frac{k+1}{2}M_1^2}{1+\frac{k-1}{2}M_1^2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{kM_1^2-\frac{k-1}{2}}\right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

3. Используя значения статического давления p_1 и полного давления за скачком уплотнения p_{02} , определим число Маха по формуле (4)

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \frac{M_1^{\frac{2k}{k-1}}}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2k}{k+1}M_1^2 - \frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}.$$

4. По фотографии (рис. 8) измерить углы наклона линии возмущения μ и скачка уплотнения β.



Рис. 8. Фотография наклона линии возмущения и скачка уплотнения

Fig. 8. A photo of the slope of the disturbance line and the surge of the seal

5. Определить число М по углу µ и формуле (6):

$$M = \frac{1}{\sin \mu}$$

6. Определить число М по углам β и Θ по уравнению (7):

$$tg\Theta = ctg\beta \frac{M_1^2 \cdot \sin^2 \beta - 1}{1 + M_1^2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta\right)}.$$

Данные измерений и вычислений занесены в табл. 2.

Таблица 2

N⁰	Метод оп-											Погреш-
п/п	ределения	P_{01}	P_{02}	P_1	P_{01}/P_{02}	P_{02}/P_1	μ	sinµ	β	θ	M _a	ность из-
	числа Маха											мерений
		Па	Па	Па			гр		гр	гр		%
					Пневм	ометрич	еский 1	метод				
1	По отно-	40	14	-	0,35	-	_	-	-	-	2,98	0,67
	шению											
	давлений											
	$p_{02}/$											
	$/ p_{01}$											
2	По отно-	_	14	1,4	-	0,1	_	_	_	_	2,8	7,14
	шению											
	давлений											
	$p_{02}/$											
	p_1											
					OI	тически	ій мето	д				•
3	По углу	_	_	_	_	—	21	0,358	—	—	2,79	7,52
	возмуще-											
	ния μ											
4	По углу	_	-	_	_	_	_	_	38	20	2,97	1,01
	скачка уп-											
	лотнения β											
	и углу кли-											
	на Θ											

Результаты опыта

Анализ определения точности измерения числа Маха сверхзвукового потока

Измерениями статического давления в рабочей части АДТ целесообразно пользоваться до чисел M = 1,6–1,8. При больших числах Маха статическое давление в рабочей части аэродинамической трубы резко падает, незначительно меняясь дальше по длине рабочей части трубы. При этом точность определения числа Маха (М) резко уменьшается. Определение числа Маха по результатам измерений полного давления за прямым скачком p_{02} при скоростях, незначительно превышающих скорость звука, недостаточно точно из-за невысокой разницы давлений до (p_{01}) и после (p_{02}) скачка уплотнения. Но с возрастанием числа Маха потери в скачке уплотнения растут. При M > 1,8 использование p_{02} дает достаточную точность в определении числа Маха этим методом.

Оптические методы не всегда дают возможности увидеть линии Maxa. Вместо них наблюдают ударные волны очень малой, ограниченной интенсивности, образуемые, например, острой кромкой клинового насадка. Вычисленное по углу слабых возмущений значение числа Maxa
несколько меньше его действительной величины, так как скорость распространения наблюдаемых слабых волн несколько превышает скорость звука и их огибающая будет наклонена к направлению скорости под углом несколько большим, чем µ.

Заключение

В результате проведенной работы была разработана методика и спроектировано устройство для измерения числа Маха сверхзвукового газового потока. Предложенный подход основан на использовании точечных датчиков давления, установленных в специально спроектированном устройстве вдоль исследуемого потока. Экспериментальные исследования показали, что точность определения числа Маха с помощью разработанного устройства составляет 2–3 % в диапазоне чисел Маха от 1,5 до 3,5. Это сопоставимо с точностью, достигаемой при использовании традиционных методов, основанных на измерении полного и статического давлений. Преимуществом предложенного способа является возможность локального определения числа Маха в различных сечениях потока без нарушения его структуры. Это позволяет исследовать распределение числа Маха в ограниченном пространстве, что важно для анализа сложных сверхзвуковых газодинамических явлений.

Библиографические ссылки

1. Бутенко В. А., Рылов Ю. П., Чиков В. П. Экспериментальное исследование характеристик малоразмерных сопел // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 1976. № 6. С. 137–140.

2. Воронин С. Т. Численное моделирование сверхзвукового потока газов в коническом сопле с локальным нагревом плазмой и результаты экспериментов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 309–324. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-309-324.

3. Ртищева А. С. Газодинамическое проектирование и численное исследование сверхзвукового контура аэродинамической трубы // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2021. № 1 (136). С. 68–84. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-1-68-84.

4. Ротэрмель А. Р., Яшков С. А., Шевченко В. И. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковой аэродинамической труб СТ-3 с использованием программно-аппаратных комплексов // Труды МАИ. 2021. № 119. DOI: 10.34759/trd-2021-119-06.

5. Ротэрмель А. Р., Шевченко В. Н., Лизан В. М. Модернизация части аэродинамической трубы для проведения тензометрических измерений аэродинамических сил в сверхзвуковом потоке // Труды МАИ. 2022. № 127. DOI: 10.34759/trd-2022-127-08.

6. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата / Н. П. Савищенко, И. В. Апевалов, И. А. Дёма, А. С. Попов // Известия Тул-ГУ. Технические науки. 2020. № 2. С. 143–150.

7. Павловский А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Оценка разброса аэродинамических характеристик многофункционального приемника воздушного давления // Изв. вузов. Приборостроение. 2022. Т. 65, № 6. С. 398–405. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-6-398-405.

8. Разработка математической модели течения газа для градуированного стенда приемников полного и статического давления / А. А. Версин, А. М. Молчанов, В. П. Монахова, В. А. Астафьев // Омский научный вестник. 2022. № 3 (183). С. 117–121. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-183-117-121.

9. Нгуен Т. Т., Сбоев Д. С., Ткаченко В. В. Измерительный комплекс аэродинамической трубы малых скоростей АТ-3 Центра по аэромеханике и летательной технике МФТИ // Труды МФТИ. 2020. Т. 12, № 2. С. 161–176.

10. Вершинин И. Д., Коваленко А. Н., Небурчилов С. А. Математическая модель приемника для определения числа Маха и направления скорости потока // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII, № 6. С. 116–121.

11. Петунин А. Н., Пономарев Л. Ф. Приемник полного и статического давлений с аэродинамической компенсацией для определения числа Маха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX, № 1–2. С. 84–87.

12. Патент № SU1471859A1 Российская Федерация МПК GO1P5100. Устройство для определения числа Маха на летательном аппарате / Климов А. С., Симакова Н. Р и др. ; заявл. 07.13.1987 ; опубл. 06.10.2005 ; бюл. № 16.

13. Ерашов Г. Ф., Козлов В. С. Лабораторный практикум по аэрогазодинамике сверхзвуковых скоростей. Красноярск, 2005. 67 с.

14. Дроздов С. М., Ртищева А. С. Численное моделирование течения воздуха в тракте сверхзвуковой аэродинамической трубы // Современные проблемы теплофизики и энергетики : мат. Междунар. конф. 2017. Т. 1. С. 131–132.

15. Максимов А. Д., Шустов С. А. Об эффективности использования приближения Навье – Стокса в термогазодинамическом расчете жидкостного ракетного двигателя малой тяги при низких числах Рейнольдса // Вестник Самарского ун-та. Аэродинамическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 1. С. 67–80. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-67-80.

References

1. Butenko V. A., Rylov Yu. P., Chikov V. P. [Experimental investigation of the characteristics of small-sizer nozzles]. *Fluid Dynamics*. 1976, Vol. 11, No. 6, P. 137–140.

2. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heading and experimental results]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 309–324. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-309-324 (In Russ.).

3. Rtisheva A. S. [Gas dynamic design and numerical study of supersonic circuit of wind tunnel]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering.* 2021, No. 1 (136), P. 68–84. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-1-68-84 (In Russ.).

4. Rotermel A. R., Yashkov S. A., Sevchenko V. I. [Experimental study of aerodynamic characteristics in a supersonic wind tunnel ST-3 using a software and hardware complex]. *Trudu MAI*. 2021, No. 119. DOI: 10.34759/trd-2021-119-06 (In Russ.).

5. Rotermel A. R., Sevchenko V. I., Lizan V. M. [Modernization of the working part of the wind tunnel for tensometric measurements of aerodynamic forces in supersonic flow]. *Trudu MAI*. 2022, No. 127. DOI: 10.34759/trd-2022-127-08 (In Russ.).

6. Savishenko N. P., Apevalov I. V., Popov A. S. [Experimental studies of the aerodynamic characteristic of an unmanned aerial sciences]. *News of the TulGU. Technical sciences.* 2020, Vol 2, P. 143–150 (In Russ.).

7. Pavlovskiy A. A., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. [Estimation of the spread of aerodynamic characteristics in multifunctional air pressure receiver]. *Journal of Instrument Engineering*. 2022, Vol. 65, No. 6, P. 398–405. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-6-398-405 (In Russ.).

8. Versin A. A., Molchanov A. M., Monakhova V. P., Afanasyev V. A. [Development of a mathematical model of the of gas flow for the calibration stand of full and static pressure receivers]. *Omsk Scientific bulletin.* 2022, No. 3(183), P. 117–121. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-183-117-121 (In Russ.).

9. Nguyen T. T., Sboev D. S., Tkachenko V. V. [Experimental set-up for the low speed with tunnel AT-3 of Center of aeromechanics and flight engineering MIPT]. *Proceedings of MIPT*. 2020, Vol. 12, No. 2, P. 161–176 (In Russ.).

10. Vershinin I. D., Kovalenko A. N., Neburchilov S. A. [A mathematical model of a receiver for determining the Mach number and the direction of the flow velocity]. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1986, Vol. XVII, No. 6, P. 116–121 (In Russ.).

11. Petunin A. N., Ponomarev L. F. [Full and static pressure receiver with aerodynamic compensation for deterring the Mach number at high subsonic and supersonic flow velocities]. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1999, Vol. XXX, No. 1–2, P. 84–87 (In Russ.).

12. Klimov A. S., Simakova N. K. et al. *Usroystvo dlya opredeleniya chisla Makha na letatel'nom apparate* [A device for determining the Mach number on aircraft]. Patent RF, no. SU147185A1, 2005.

13. Erashov G. F., Kozlov V. S. *Laboratornyy praktikum po aerogazodinamike sverkhzvukovykh skorostey* [Laboratory workshop on aerodynamics of supersonic speeds]. Krasnoyarsk, 2005, 67 p. (In Russ.).

14. Drozdov S. M., Rtisheva A. S. [Numerical study on air flow in wind tunnel circuit]. *Mat. mezhdunarodnoy. konferentsii "Sovremennye problemy teplofiziki i energetiki".* 2017, Vol. 1, P. 131–132. (In Russ.).

15. Maksimov A. D., Shustov S. A. [On the efficiency of using the Navier – Stokes approximation in thermogasdynamic calculation of low – thrust liquid propellant rocket engines at low Reynolds numbers]. *Vestnic of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering.* 2022, Vol. 21. No. 1, P. 67–80. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-67-80.

© Козлов В. С., Кольга В. В., Волкова Я. Я., 2024

Волкова Яна Яновна – специалист дирекции института космических технолгий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: yanavolkova111@yandex.ru.

Kozlov Viktor Savelievich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Professor, head Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Volkova Yana Yanovna – specialist of the ICT Directorate; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: yanavolkova111@yandex.ru.

Козлов Виктор Савельевич – кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, профессор, кандидат технических наук, заведующий кафедрой летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

УДК 532.525.6 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-311-319

Для цитирования: Козлов В. С., Котельникова С. В. Трехкомпонентные аэродинамические тензовесы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 311–319. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-311-319. For citation: Kozlov V. S., Kotelnikova S. V. [Three-component aerodynamic load cells]. Siberian Aerospace Journal. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 311–319. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-311-319.

Трехкомпонентные аэродинамические тензовесы

В. С. Козлов^{*}, С. В. Котельникова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: kozlov@sibsau.ru

В статье рассматривается воздействие потока на модели, исследуемые в аэродинамических трубах. Для определения силового воздействия потока на исследуемую модель предложен более точный и надёжный метод непосредственного измерения сил и моментов с помощью аэродинамических тензометрических весов. При решении плоской задачи для симметричной модели при нулевом угле скольжения предлагается конструкция трёхкомпонентных весов, измеряющих подъёмную силу, силу лобового сопротивления и момент тангажа. Для исключения взаимодействие между поддерживающими устройствами и моделью, которое вызывает возмущения в потоке вблизи модели, весы располагаются вне модели и рабочей части аэродинамической трубы. Компоненты аэродинамической силы и момента, действующие на модель, измеряются при помощи тензодатчиков сопротивления, преобразующих деформации упругого элемента в изменение электрического сопротивления, которое измеряется прибором, соединенным с соответствующей измерительной схемой. Выбор тензодатчиков в качестве весовых элементов обусловлен их весьма малыми размерами и весом, возможностью измерения очень незначительных относительных деформаций упругих элементов, малой инертностью, что позволяет измерять не только статические, но и динамические нагрузки, а также возможностью дистанционных измерений. Для компенсации влияние различных источников погрешностей, повышения чувствительности и обеспечения большей точности измерений тензодатчики соединены по мостовой схеме и включены во все четыре плеча моста. Деформация горизонтальной измерительной балки вызывает изменение сопротивления не только в тензодатчиках, измеряющих момент тангажа, но и в тензодатчиках, предназначенных для измерения подъемной силы. Так как конструкция весов не позволяет электрически разделить эти компоненты, то влияние момента тангажа на величину подъемной силы определяется в проиессе тарировки и оценивается с помощью специального графика влияния, построенного по результатам тарировочных данных. При тензометрических измерениях выходные величины сил и момента, действующих на испытуемую модель, получаются в виде соответствующих показаний прибора, измеряющего электрические сигналы, пропорииональные приложенным силам. Для перевода приборных данных в величины сил и моментов производится совместная тарировка весов и приборов с целью получения тарировочных коэффициентов. Дополнительные составляющие аэродинамических сил и моментов, создаваемые державкой, определяются путем её продувки в присутствии модели. Приведены расчетные зависимости для определения составляющих аэродинамического воздействия. Величины коэффициентов аэродинамических сил и моментов даются в поточной системе координат. Дано заключение о том, что использование тензометрических весов позволяет значительно сократить время проведения эксперимента и повысить точность определения исследуемых параметров по сравнению с весами механического типа.

Ключевые слова: тензометрические весы, сила лобового сопротивления, подъемная сила, момент тангажа.

Three-component aerodynamic load cells

V. S. Kozlov^{*}, S. V. Kotelnikova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation E-mail: kozlov@sibsau.ru

The article examines the effect of flow on models studied in wind tunnels. To determine the force effect of the flow on the model under study, a more accurate and reliable method of directly measuring forces and moments using aerodynamic strain gauge balances is proposed. When solving a plane problem for a symmetrical model at zero slip angle, a design of three-component scales is proposed that measures the lift force, the drag force and the pitching moment. To eliminate the interaction between the supporting devices and the model, which causes disturbances in the flow near the model, the scales are located outside the model and the working part of the wind tunnel. The components of the aerodynamic force and moment acting on the model are measured using resistance strain gauges, which convert the deformation of the elastic element into a change in electrical resistance, which is measured by an instrument connected to an appropriate measuring circuit. The choice of strain gauges as weight elements is due to their very small size and weight, the ability to measure very small relative deformations of elastic elements, low inertia, which makes it possible to measure not only static but also dynamic loads, and the possibility of remote measurements. To compensate for the influence of various sources of errors, increase sensitivity and ensure greater measurement accuracy, the strain gauges are connected via a bridge circuit and included in all four arms of the bridge. Deformation of the horizontal measuring beam causes a change in resistance not only in the strain gauges that measure the pitching moment, but also in the strain gauges designed to measure the lift force. Since the design of the scales does not allow for electrical separation of these components, the influence of the pitching moment on the magnitude of the lift force is determined during the calibration process and is assessed using a special influence graph constructed from the results of calibration data. In strain gauge measurements, the output values of forces and moments acting on the model under test are obtained in the form of corresponding readings from a device that measures electrical signals proportional to the applied forces. To convert instrument data into values of forces and moments, a joint calibration of scales and instruments is carried out in order to obtain calibration coefficients. Additional components of aerodynamic forces and moments created by the holder are determined by purging it in the presence of the model. Calculated dependencies for determining the components of the aerodynamic impact are given. The values of the coefficients of aerodynamic forces and moments are given in the flow coordinate system. The pledge has been given.

Keywords: strain gauge scales, drag force, lift force, pitching moment.

Введение

Воздействие потока на модели, исследуемые в аэродинамических трубах, сводится к силам, непрерывно распределенным по обтекаемой поверхности модели. Эти силы характеризуются в каждой точке поверхности давлением и касательным напряжением. Интегрируя эти нагрузки по поверхности, можно найти суммарные аэродинамические характеристики. Более точным и надежным методом определения суммарных аэродинамических сил и моментов является непосредственный метод измерения сил и моментов при помощи аэродинамических весов. Задачи комплексной автоматизации многофакторного эксперимента не могут быть решены традиционными измерительными системами с преобразователями механического типа. Для решения задач измерений при аэродинамических испытаниях и повышения уровня их автоматизации необходимо использовать тензометрические измерительные системы [1–4].

Одним из основных признаков аэродинамических весов является число измеряемых компонент. В зависимости от этого числа весы могут быть трех-, четырех- и шестикомпонентными.

Шестикомпонентные весы измеряют величины (компоненты) проекций полной аэродинамической силы на выбранные три взаимно перпендикулярные оси координат и три компоненты полного момента относительно этих осей [5–8].

Трехкомпонентные аэродинамические весы измеряют две компоненты полной аэродинамической силы (подъемную силу Y и силу лобового сопротивления X) и продольный момент относительно поперечной оси (момент тангажа M_z) [9].

В зависимости от расположения аэродинамических весов относительно модели и аэродинамической трубы они разделяются на два типа: весы, располагаемые вне модели и рабочей части трубы, и весы, располагаемые внутри модели или державки.

Конструкция и принцип работы устройства

В аэродинамической лаборатории кафедры летательных аппаратов разработаны трехкомпонентные весы первого типа.

Работа весов основана на тензометрическом методе измерения сил и моментов. Силовые упругие элементы (балки) конструктивно выполняются так, что они имеют наименьшую жесткость относительно одной из осей. При приложении нагрузки вдоль этой оси возникает наибольшая деформация этого элемента. В других направлениях жесткость упругого элемента значительно больше, и если действуют усилия в направлении других осей, то деформация упругого элемента практически отсутствует. Балки имеют настолько малые деформации, что вызванными ими перемещениями модели можно пренебречь. Измерение малых деформаций упругих элементов производится с помощью тензодатчиков, преобразующих величину деформации в изменение электрического сопротивления, которое затем измеряется прибором, соединенным с соответствующей измерительной схемой.

Выбор тензодатчиков в качестве весовых элементов обусловлен их весьма малыми размерами и весом, возможностью измерения очень незначительных относительных деформаций упругих элементов, малой инертностью, что позволяет измерять не только статические, но и динамические нагрузки, а также возможностью дистанционных измерений [10–12].

Напряженное состояние на поверхности упругого элемента, к которой приклеен датчик, может изменяться от точки к точке, поэтому изменение сопротивления датчика пропорционально некоторому среднему напряжению на участке с длиной, равной базе датчика. Для того чтобы датчики фиксировали напряжение в точке, в аэродинамических весах использованы датчики с малой базой (7 мм) сопротивлением 200 Ом. Тензодатчики соединены по мостовой схеме и включены во все четыре плеча моста, что позволяет существенно повысить чувствительность и обеспечить большую точность измерений.

В аэродинамических весах, располагаемых вне модели, разложение полной аэродинамической силы и момента на компоненты осуществляется при помощи упругих звеньев, которые одновременно выполняют роль и измерительных элементов. Конструктивная схема весов представлена на рис. 1.

Модель устанавливается в потоке при помощи хвостовой Г-образной державки, чтобы исключить влияние на поток в том месте рабочей части, где установлена модель. При продувке в аэродинамической трубе измеряется сумма двух аэродинамических сил, одна из которых действует на модель, а другая – на поддерживающие эту модель устройства, размещенные в потоке. Для нахождения силы, действующей только на модель, из суммарного усилия вычитается составляющая, приходящаяся на поддерживающие устройства. Эта составляющая определяется в результате продувки поддерживающих устройств без модели.

Сила лобового сопротивления X, подъемная сила Y и момент тангажа M_z даются в поточной системе координат, когда ось OX направлена по потоку, ось OY – перпендикулярно ей вверх. За начало координат принят центр давления модели.



Рис. 1. Конструктивная схема аэродинамических тензовесов

Fig. 1. Design diagram of aerodynamic strain gauges



Рис. 2. Измерение силы лобового сопротивления:

а – схема деформации измерительных элементов; б – электрическая схема соединения тензодатчиков



a – deformation diagram of measuring elements; b – electrical connection diagram of load cells

Сила лобового сопротивления X, действующая на модель, передается через стойку весов на четыре вертикальные балки I (на рис. 2, a показаны только две из них). Упругие элементы имеют очень малое сопротивление изгибу в плоскости действия силы X и значительную жесткость в перпендикулярной плоскости. Эта составляющая (X) вызывает S-образный изгиб балок (рис. 2, a). Датчики, наклеенные на противоположные стороны балок, включаются в смежные плечи моста (рис. 2, δ), и мост реагирует лишь на силу сопротивления X. Другие компоненты (Y, M_z) являются источниками растяжения или сжатия и не вызывают разбаланса моста.

Для измерения подъемной силы *Y* и момента тангажа *M_z* служит горизонтальная балка *II* с закрепленной на ней державкой.

Под действием подъемной силы Y происходит S-образный изгиб упругих элементов этой балки (рис. 3). Для того чтобы получить выходные сигналы, пропорциональные только этой составляющей, в измерительный мост включены тензодатчики 9-12, установленные на нижней и верхней поверхностях чувствительных пластин в центральной части балки II. Схема включения датчиков в мост представлена на рис. 3, δ . Датчики 9, 11 и 10, 12 включены в разные плечи моста. Если на упругие элементы балки II действует подъемная сила, то эти датчики регистрируют деформации разных знаков и на выходе моста появляется сигнал.

Момент тангажа M_z воспринимается упругими элементами, расположенными вдоль оси OX (рис. 4, a, δ). На периферийной части чувствительных пластин балки II установлены тензодатчики 13-16, включенные в измерительный мост, реагирующий на деформацию изгиба упругих элементов только под действием момента тангажа. Деформация горизонтальной балки II вызывает изменение сопротивления не только в тензодатчиках, измеряющих этот момент, но и в тензодатчиках 9, 11 и 10, 12, предназначенных для измерения подъемной силы. Таким образом, имеется определенное влияние момента тангажа на величину измеряемой подъемной силы.



Рис. 3. Измерение подъемной силы:

a – схема деформации измерительных элементов; δ – электрическая схема соединения тензодатчиков

Fig. 3. Measurement of lifting force:

a – diagram of deformation of measuring elements; b – electrical diagram of connection of load cells

При деформации балки *II* под действием только подъемной силы изменения сопротивления в тензодатчиках *13–16*, предназначенных для измерения момента тангажа, не наблюдается. Поэтому влияние подъемной силы на момент тангажа отсутствует. Так как конструкция весов не позволяет электрически разделить компоненты *Y* и *M*_z, то влияние момента тангажа на величину подъемной силы определяется в процессе тарировки и оценивается с помощью специального графика влияния, построенного по результатам тарировочных данных.

При тензометрических измерениях выходные величины сил и момента, действующие на испытуемую модель, получаются в виде соответствующих показаний прибора, измеряющего электрические сигналы, пропорциональные приложенным силам. Для перевода приборных данных в величины сил и моментов необходимо производить совместно тарировку весов и приборов с целью получения так называемых тарировочных коэффициентов k_x , k_y , k_{mz} .

Тарировочные коэффициенты представляют собой цену одного деления шкалы прибора в ньютонах при измерении сил или в ньютонометрах при измерении момента. Умножая полученные в эксперименте данные на соответствующий тарировочный коэффициент с учетом влияния поддерживающих устройств, получают величины сил в ньютонах и моментов в ньютонометрах. При этом дополнительные составляющие аэродинамических сил и моментов, создаваемые державкой и определяемые путем её продувки в присутствии модели, вычитаются со своими знаками из приборных данных [13–15].



Рис. 4. Измерение момента тангажа:

a – схема деформации измерительных элементов; δ – электрическая схема соединения тензодатчиков

Fig. 4. Pitch moment measurement:

a – diagram of the deformation of the measuring elements; b – electrical diagram for connecting strain gauges

Величины сил, действующих на модель, могут быть представлены в виде

$$X_{\text{мод}} = X_{\text{приб}} - X_{\text{держ}},$$

 $Y_{\text{мод}} = Y_{\text{приб}} - Y_{\text{держ}} - \Delta Y_{M_z},$

где $X_{при6}$, $Y_{при6}$ – показания приборов при продувке системы модель – державка в целом; $X_{держ}$, $Y_{держ}$ – показания приборов при продувке одной державки; ΔY_{Mz} – величина влияния момента тангажа на подъемную силу, определяемая по графику влияния.

Величина момента тангажа, действующего на модель, может быть определена по формуле

$$M_{zмод} = M_{zприб} - M_{zдерж}.$$

Зная тарировочные коэффициенты k_x , k_y , k_{mz} , компоненты действующих на модель аэродинамических сил и момента можно вычислить по формулам

$$\begin{split} X_{[\mathrm{H}]} &= k_x \cdot X_{\mathrm{mod}}, \\ Y_{[\mathrm{H}]} &= k_y \cdot Y_{\mathrm{mod}}, \\ M_{[\mathrm{Hm}]} &= \cdot k_m \cdot M_{z \mathrm{mod}}. \end{split}$$

Для определения аэродинамических коэффициентов сил необходимо размерные величины $X_{[H]}$, $Y_{[H]}$ отнести к скоростному напору q_{∞} и характерной площади модели S_{M} .

Коэффициент сопротивления определится следующим образом:

$$\begin{split} C_x = & \frac{X_{[\mathrm{H}]}}{q_{\infty} \cdot S_{\mathrm{M}}} = \frac{X_{[\mathrm{H}]}}{\frac{\rho v_{\infty}^2}{2} \cdot S_{\mathrm{M}}} = \frac{X_{[\mathrm{H}]}}{\frac{\rho}{2} \frac{2\varphi\gamma h}{\rho} \cdot S_{\mathrm{M}}} = X_{[\mathrm{H}]} \frac{1}{\varphi\gamma h S_{\mathrm{M}}} = C_1 X_{[\mathrm{H}]}, \\ C_1 = & \frac{1}{\varphi\gamma H S_{\mathrm{M}}}, \end{split}$$

где φ – коэффициент приемника воздушного давления; γ – объемный вес жидкости, залитой в микроманометр, H/M^3 ; h – высота столба жидкости в микроманометре, м; S_M – площадь миделевого сечения модели.

Аналогично для коэффициента подъемной силы

$$Cy = C_1 Y_{[H]}.$$

Аэродинамические коэффициенты C_x , C_y даются в поточной системе координат, когда ось OX направлена по потоку, ось OY – перпендикулярно ей вверх.

Коэффициент момента тангажа относительно центра тяжести, расположенного на продольной оси модели можно определить по формуле

$$m_{zt} = C_y \left(\overline{x_t} - C_d \right),$$

где C_d – коэффициент центра давления, определяемый по формуле

$$C_d = \frac{m_{zt}}{C_y}.$$

Здесь $\overline{x_t}$ – относительная координата положения центра тяжести модели, считая от носовой точки, в долях длины модели:

$$\overline{x}_t = \frac{x_t}{b},$$

где *b* – хорда крыла или длина модели.

Заключение

Использование тензометрических весов позволяет значительно сократить время проведения эксперимента и повысить точность определения исследуемых величин. Отсутствие в тензометрических весах сложных поддерживающих устройств, характерных для весов механического типа, позволяет уменьшить влияние державок на обтекание исследуемой модели и тем самым повысить надежность результатов измерений.

Библиографические ссылки

1. Горлин С. М., Слезингер И. Н. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. М. : Наука, 1964. 720 с.

2. Ведржицкий Е. Л., Дубов Б. С., Радциг А. Н. Теория и практика аэроднамического эксперимента. М. : МАИ, 1990. 216 с.

3. Радциг А. Н. Экспериментальная гидроаэромеханика. М. : Изд-во МАИ, 2004. 294 с.

4. Тензометрические системы для экспериментальных исследований / А. И. Беклемишев,

Б. С. Дубов, Н. П. Клокова, В. В. Кедров // ФГУП ЦАГИ. Измерительная техника. № 11, 1979. С. 116–122.

5. Горшенин Д. С., Мартынов А. К. Методы и задачи практической аэродинамики. М. : Ма-шиностроение, 1977. 240 с.

6. Ротэрмель А. Р., Дема И. А., Яшков С. А. Программно-аппаратный комплекс для проведения весовых экспериментов в сверхзвуковой аэродинамической трубе СТ-3 с помощью трехкомпонентных тензометрических весов // Актуальные проблемы защиты и безопасности : тр. XXIV Всеросс. науч.-практ. конф. (Санкт-Петербург, 01–04 апреля 2021). СПб. : Российская академия ракетных и артиллерийских наук, 2021. С. 345–351.

7. Ротэрмель А. Р., Шевченко В. И., Лизан В. М. Модернизация рабочей части аэродинамической трубы для проведения тензометрических измерений аэродинамических сил в сверхзвуковом потоке // Тр. Военно-космич. академия им. А. Ф. Можайского. 2022. № 127.

8. Богданов В. В., Волобуев В. С. Многокомпонентные тензометрические весы // Датчики и системы. 2004. № 3. С. 3-S.

9. Измерение аэродинамических сил и моментов при помощи тензометрических весов / Н. П. Левицкий, М. А. Храмова, А. И. Постнов, В. И. Зименков // Измерительная техника. 1979. № 11. С. 27–32.

10. Назаров Д. В., Никитин А. Н., Тарасова Е. В. Экспериментальная аэродинамика. Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2020. 176 с.

11. Мехеда В. А. Тензометрический метод измерения деформаций. Самара, 2011. 56 с.

12. Андреев В. Н., Козловский В. А., Лагутин В. И. Тензовесы для аэродинамических испытаний моделей со струями двигательных установок // Материалы I отраслевой конф. по измерит. технике и метрологии для исследования летат. Аппаратов. КИМИЛА 2014 Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского. 2014.

13. Внутримодельные шестикомпонентные весы на ленточной подвеске / А. А. Куликов, И. Н. Панченко, В. В. Богданов, В. С. Манвелян // Материалы I отраслевой конф. по измерит. технике и метрологии для исследования летат. Аппаратов. КИМИЛА 2014 Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н. Е. Жуковского. 2014.

14. Богданов В. В., Волобуев В. С., Горбушин А. Р. Исследование тепловой динамики тензометрических весов и разработка методов снижения их температурных погрешностей // Ученые записки ЦАГИ. 2009.Т. XL, № 5. С. 11–14.

15. Клеев И. В. Температурные динамические погрешности в тензометрических аэродинамических шестикомпонентных весах // Датчики и системы. 2007. № 2. С. 49–58.

References

1. Gorlin S. M., Slezinger I. N. *Aeromekhanicheskie izmereniya*. *Metody i pribory* [Aeromechanical measurements. Methods and instruments]. Moscow, Nauka Pub., 1964, 720 p.

2. Vedrzhitsky E. L., Dubov B. S., Radzig A. N. *Teoriya i praktika aerodnamicheskogo eksperimenta* [Theory and practice of aerodynamic experiment]. Moscow, 1990, 49–58 p.

3. Radzig A. N. *Eksperimental'naya gidroaeromekhanika* [Experimental hydroaeromechanics]. Moscow, 2004, 294 p.

4. Beklemishev A. I., Dubov B. S., Klokova N. P., Kedrov V. V. [Strain gauge systems for experimental research]. *FGUP TsAGI. Measuring technology*. 1979, No. 11, P. 116–122 (In Russ.).

5. Gorshenin D. S., Martynov A. K. *Methods and problems of practical aerodynamics* [Methods and problems of practical aerodynamics]. Moscow, Mechanical engineering Publ., 1977, 240 p.

6. Rotermel A. R., Dema I. A., Yashkov S. A. [Software and hardware complex for conducting weight experiments in a supersonic wind tunnel ST-3 using three-component strain gage scales]. *Proceedings of the XXIV All-Russian Scientific and Practical Conference "Current Problems of Protection and Safety*" [Proceedings of the XXIV All-Russian Scientific and Practical Conference "Actual Problems of Protection and Safety"], St. Petersburg, April 01-04, 2021, P. 345–351 (In Russ.).

7. Rotermel A. R., Shevchenko V. I., Lizan V. M. [Modernization of the working part of the wind tunnel for tensometric measurements of aerodynamic forces in supersonic flow]. *Tudy MAI*. 2022, No. 127, P. 368–376 (In Russ.).

8. Bogdanov V. V., Volobuev V. S. [Multicomponent tensometric scales]. *Scientific notes TsAGI*. 2004, No. 3, P. 3–8 (In Russ.).

9. Levitsky N. P., Khramova M. A., Postnov A. I., Zimenkov V. I. [Measurement of aerodynamic forces and moments using strain gauges]. *Scientific notes of TsAGI Measuring technology*. 1979, No. 11, P 27–32 (In Russ.).

10. Nazarov D. V., Nikitin A. N., Tarasova E. V. *Eksperimental'naya aerodinamika* [Experimental aerodynamics]. Samara, 2020, 176 p.

11. Meheda V. A. *Tenzometricheskiy metod izmereniya deformatsiy* [Strain gauge method for measuring deformations]. Samara, 2011, 56 p.

12. Andreev V. N., Kozlovskij V. A., Lagutin V. I. [Tension scales for aerodynamic testing of models with jets of propulsion systems]. *Materialy I otraslevoy konf. po izmerit. tekhnike i metrologii dlya issledovaniya letat. Apparatov. KIMILA 2014 Tsentral'nyy aerogidrodinamicheskiy institut im. professora N. E. Zhukovskogo* [Materials of the I Industry Conf. according to measurement technology and metrology for flight research. Devices. KIMILA 2014 Central Aerohydrodynamic Institute named after. Professor N. E. Zhukovsky]. 2014. (In Russ.).

13. Kulikov A. A., Panchenko I. N., Bogdanov V. V., Manvelyan V. S. [In-model six-component scales on a belt suspension]. *Materialy I otraslevoy konf. po izmerit. tekhnike i metrologii dlya issledo-vaniya letat. Apparatov. KIMILA 2014 Tsentral'nyy aerogidrodinamicheskiy institut im. professora N. E. Zhukovskogo* [Materials of the I Industry Conf. according to measurement technology and metrology for flight research. Devices. KIMILA 2014 Central Aerohydrodynamic Institute named after. Professor N. E. Zhukovsky]. 2014 (In Russ.).

14. Bogdanov V. V., Volobuev V. S., Gorbushin A. R. [Study of the thermal dynamics of strain gauge balances and the development of methods for reducing their temperature errors]. *Scientific notes of TsAGI*. 2009, Vol. XL, No. 5, P. 11–14 (In Russ.).

15. Kleev I. V. [Temperature dynamic errors in tensometric aerodynamic six-component scales]. *Scientific notes of TsAGI*. 2007, No. 2, P. 6–10 (In Russ.).

© Козлов В. С., Котельникова С. В., 2024

Козлов Виктор Савельевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Котельникова Светлана Владимировна – старший преподаватель кафедры информационных управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sv_kot@mail.sibsau.ru.

Kozlov Viktor Savelievich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Kotelnikova Svetlana Vladimirovna – senior lecturer at the Department of Information Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sv_kot@mail.sibsau.ru.

УДК 621.454 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336

Для цитирования: Реализация аддитивной технологии 3D-печати при разработке экспериментального кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги / В. В. Кошлаков, С. В. Мосолов, А. Г. Клименко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 320–336. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336.

For citation: Koshlakov V. V., Mosolov S. V., Klimenko A. G. et at. [Implementation of additive 3D printing technology in the development of an experimental oxygen-hydrogen low thrust rocket engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 320–336. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336.

Реализация аддитивной технологии 3D-печати при разработке экспериментального кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги

В. В. Кошлаков¹, С. В. Мосолов¹, А. Г. Клименко¹, Э. Ш. Акбулатов², В. П. Назаров^{2*}, Е. В. Герасимов³

 ¹АО «Государственный научный центр РФ «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» Российская Федерация, 125438, г. Москва, ул. Онежская, 8
 ²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 ³ООО «Полихром»
 Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, ул. Дубровинского, 58

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Создание двигательных установок космических аппаратов с высокими показателями энергетической эффективности и минимальными массогабаритными параметрами является актуальной научно-технической задачей отечественного ракетного двигателестроения. При этом выдвигаются требования оптимизации стоимости и времени проектирования, опытно-конструкторской отработки и изготовления двигателей, а также экологической безопасности на всех этапах жизненного цикла изделий. В связи с этим предлагается в производстве космических ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) использовать перспективные лазерные технологии 3D-печати (аддитивные технологии) из металлического порошка по САD-моделям деталей двигателей.

Технология лазерного плавления на современных 3D-принтерах позволяет изготавливать сложные монолитные конструкции двигателей без применения трудоемких и ресурсозатратных операций механической обработки, сварки, пайки, а также значительно снизить объем слесарно-сборочных и контрольно-измерительных работ и уменьшить влияние некоторых непроизводственных факторов.

В статье рассмотрены вопросы практического применения перспективных технологий при создании РДМТ. Представлены результаты огневых испытаний, которые будут использованы для уточнения ранее разработанных расчетных моделей кислородно-водородных РДМТ при создании перспективных ракетных двигателей космических аппаратов.

Объектом исследования являлся разработанный и изготовленный с использованием аддитивной технологии экспериментальный образец РДМТ номинальной тягой 150 H на газообразных компонентах топлива кислород и водород. Экспериментальный РДМТ рассматривается как прототип двигателя ориентации, стабилизации и обеспечения запуска кислородно-водородного разгонного блока. Цель работы – изучение эффективности ранее не исследованных конструктивных решений по организации смесеобразования и охлаждения кислородно-водородного РДМТ, определение их влияния на совершенство рабочего процесса и тепловое состояние камеры двигателя. Огневые испытания проведены в режиме одиночных включений с длительностью, достаточной для выхода камеры РДМТ на стационарный тепловой режим, с определением энергетических характеристик и теплового состояния конструкции.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, аддитивные технологии, Инконель 718, стендовые огневые испытания.

Implementation of additive 3D printing technology in the development of an experimental oxygen-hydrogen low thrust rocket engine

V. V. Koshlakov¹, S. V. Mosolov¹, A. G. Klimenko¹, E. Sh. Akbulatov², V. P. Nazarov^{2*}, E. V. Gerasimov³

¹JSC "Keldysh State Research Center"
 8, Onezhskaya St., Moscow, 125438, Russian Federation
 ²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 ³LLC "Polychrome"
 58, Dubrovinskogo St., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation
 *E-mail: nazarov@sibsau.ru

The creation of spacecraft propulsion systems with high energy efficiency and minimal weight and size parameters is an urgent scientific and technical task of the domestic rocket engine industry. At the same time, requirements are put forward to optimize the cost and time of design, development and manufacturing of engines, as well as environmental safety at all stages of the product life cycle. In this regard, it is proposed to use advanced laser 3D printing technologies (additive technologies) from metal powder using CAD models of engine parts in the production of space low thrust rocket engines (LTRE).

Laser melting technology on modern 3D printers makes it possible to produce complex monolithic engine structures without the use of labor-intensive and resource-intensive operations of machining, welding, and soldering, as well as a significant reduction in the volume of plumbing, assembly, control and measuring work, and a decrease in the influence of some non-production factors.

The article discusses issues of practical application of promising technologies in the creation of LTRE. The results of fire tests are presented, which will be used to refine the previously developed calculation models of oxygen-hydrogen LTRE when creating advanced rocket engines for spacecraft.

The object of the study was an experimental sample of LTRE with a nominal thrust of 150 N using gaseous fuel components oxygen and hydrogen, developed and manufactured using additive technology. The experimental LTRE is considered as a prototype of the engine for orientation, stabilization and launching of the oxygen-hydrogen upper stage. The purpose of the work is to study the effectiveness of previously unexplored design solutions for organizing mixture formation and cooling of an oxygen-hydrogen LTRE, to determine their influence on the perfection of the working process and the thermal state of the engine chamber. Fire tests were carried out in single switching mode with a duration sufficient for the LTRE chamber to reach a stationary thermal regime, with the determination of the energy characteristics and thermal state of the structure.

Keywords: low thrust rocket engine, additive technologies, Inconel 718, bench fire tests.

Введение

Одной из устойчивых тенденций развития отечественной и зарубежной ракетнокосмической техники является широкое применение аддитивных технологий (AF – Additive Fabrication, аддитивность – прибавляемость) [1–3], основная сущность которых заключается в последовательном послойном наращивании металлического или неметаллического материала в соответствии с командно-прикладной программой 3D-моделирования. В ракетном двигателестроении наиболее перспективным методом аддитивных технологий рассматривается SLM-технология (Selective laser melting) 3D-печати, реализуемая в виде лазерного плавления металлического порошка по CAD-моделям конкретных деталей двигателей [4–6].

Технология селективного лазерного плавления позволяет создавать сложные монолитные смесительные головки ракетных двигателей с форсунками, обеспечивающими минимальные гидравлические и газодинамические потери, сложнопрофильные детали турбонасосных агрегатов, каналы охлаждающего тракта камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с искусственной шероховатостью и другие структурные элементы двигателей.

Таким образом, аддитивные технологии открывают возможности разработки ракетных двигателей с повышенными характеристиками энергетической эффективности при одновременном снижении массово-габаритных показателей изделий.

Одновременно в ракетно-космической промышленности должна решаться задача формирования технологической системы послепечатной обработки деталей с ориентацией на инновационные электрохимические и электрофизические методы [7].

Анализ состояния проблемы

При анализе области применения аддитивных технологий в ракетном двигателестроении целесообразно рассмотреть возможность изготовления методом SLM-печати жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ).

Терминологически ЖРДМТ определяются ГОСТ 22396-77 «Двигатели ракетные жидкостные малой тяги» как исполнительные органы системы управления космическими летательными аппаратами с тягой от 0,01 до 1600 Н. ЖРДМТ подразделяются на отдельные виды по различным признакам, В частности по своему назначению принято классифицировать их на следующие виды [8]:

– ЖРДМТ ориентации;

– ЖРДМТ стабилизации;

– ЖРДМТ коррекции;

– тормозные ЖРДМТ и др.

Специфические условия эксплуатации ЖРДМТ в космическом пространстве, особенности их функциональных параметров и характеристик, вызывают большие трудности при проектировании двигателей малой тяги [9]. Задача проектирования и конструкторско-технологической отработки ЖРДМТ определяется следующими факторами:

– малым расходом топлива;

- малым числом элементов смесительной головки;

- сложностью создания регенеративного охлаждения;

– трудностью организации эффективного смесеобразования и обеспечения высокой полноты сгорания.

Вышеперечисленные факторы, в свою очередь, создают особые проблемы в обеспечении приемлемого теплового состояния камеры двигателя, который определяется запасом по температуре стенки в зоне критического сечения, предотвращением перегрева смесительной головки и вскипания компонентов топлива на теплонапряженных импульсных режимах.

В отечественных ЖРДМТ используется двухкомпонентное и однокомпонентное топливо. В качестве двухкомпонентного топлива применяются высококипящие самовоспламеняющиеся компоненты: несимметричный диметилгидразин (НДМГ – горючее) и азотный тетраоксид (АТ – окислитель). Однокомпонентным топливом обычно является гидразин, который газифицируется в результате каталитической экзотермической реакции разложения. В научнотехнической и учебной литературе достаточно полно описаны физико-химические и энергетические характеристики данных топлив, известны их достоинства и недостатки. Отмечается надежность и безотказность воспламенения, устойчивость рабочего процесса на различных режимах работы ЖРДМТ с данными компонентами.

Вместе с тем, в ракетно-космической промышленности формируются новые требования к космическим аппаратам (КА) и их двигательным установкам (ДУ). На первый план выдвигаются задачи оптимизации стоимости и времени проектирования, отработки и изготовления двигателей, создания двигательных и энергетических установок КА с минимальными массовогабаритными параметрами при высокой энерговооруженности [10; 11]. Особое значение имеют факторы экологической безопасности при наземных испытаниях, заправке, хранении и эксплуатации изделий.

В настоящее время научно-исследовательскими и конструкторскими организациями, отраслями с привлечением ученых и специалистов системы высшего образования РФ проводится работа по созданию перспективных двигательных установок для КА нового поколения, в том числе малых КА различного назначения, в том числе на экологичном топливе [12]. Научнотехнический задел по направлению РДМТ на экологически безопасных компонентах топлива в настоящее время базируется на результатах исследований, проводимых в АО «НИИМаш» [13], АО «КБхиммаш им. А. М. Исаева» [14], ПАО «РКК «Энергия» [15], МГТУ им. Н. Э. Баумана [16], Московском авиационном институте [17], АО ГНЦ «Центр Келдыша» [18] и др.

Концепция перспективного ракетного двигателя малой тяги

В данной статье рассматривается принципиально новая модель ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) со следующими конструктивно-технологическими особенностями и характеристиками:

 в качестве компонентов топлива используются экологически чистые газообразные вещества (водород H₂ и кислород O₂ или метан CH₄ и кислород O₂);

 – камера двигателя изготавливается из жаростойкого сплава по технологии SLM-печати в форме монолитного изделия;

 тепловая защита камеры обеспечивается внутренней системой охлаждения путем создания пристеночного слоя совместно с регенеративным охлаждением газообразным компонентом;

 – система управления обеспечивает многократное включение и выключение двигателя в соответствии с циклограммой работы без изменения величины тяги и соотношения компонентов топлива.

С целью изучения возможности практической реализации данных теоретических предположений в АО ГНЦ «Центр Келдыша» разработана перспективная модель РДМТ, работающего на газообразных компонентах топлива: кислороде и водороде. Камера двигателя выполнена по аддитивной технологии SLM-печати из порошкового материала Инконель 718 [19; 20] в виде единой детали без сварных и паяных соединений.

Изготовление камеры проводилось в соответствии с Соглашением о сотрудничестве АО «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» и ФГБОУ ВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева» при участии индустриального партнера университета ООО «Полихром» (г. Красноярск). Полный технологический процесс печати реализован на 3D-принтере ASTRA 420, разработанном и изготовленном на данном предприятии.

Общий вид камеры двигателя представлен на рис. 1.

Камера сгорания (КС) имеет сферическую форму, обеспечивающую при высокой теплоемкости водорода равномерное распределение тепловых потоков и градиента температуры по всему объему сферы. Внутренний диаметр камеры сгорания около 33 мм. Диаметр критического сечения составляет 12 мм. Сверхзвуковая часть сопла имеет форму конуса с полууглом 20°, степень расширения сопла F = 11. Тракт регенеративного охлаждения имеет 16 каналов, толщина огневой стенки 0,6 мм, высота каналов охлаждения 1 мм, толщина ребер 0,8 мм. Схема смесеобразования предусматривает подачу всего



Рис. 1. Общий вид камеры РДМТ

Fig. 1. General view of the LTRE chamber

расхода кислорода через одну форсунку диаметром 8 мм, расположенную по центральной оси камеры.

Конструкция РДМТ рассчитана на работу при давлении в камере сгорания p_K от 7 до 10 кг/см², суммарном расходе топлива \dot{m}_{Σ} от 30 до 40 г/с и соотношении компонентов топлива K_m от 3 до 4,5, расчетное значение тяги 150 Н.

Методика и технология 3D-печати камеры РДМТ

Технические возможности 3D-принтера ASTRA 420 позволяют достигать относительно высоких скоростей объемного построения деталей при необходимой корректировке мощности лазера в режиме динамической модуляции лазерного пятна [21–23]. Поэтому при разработке методики и технологии изготовления экспериментального образца камеры РДМТ основной задачей являлось соблюдение баланса между поддержанием оптимальных энергофизических параметров, обеспечивающих заданное качество изделия, и сокращение общего времени печати в соответствии с программой научного эксперимента.

На основании результатов отработки технологии печати изделий аналогичного типоразмера из металлического порошка Инконель 718 установлены параметры рабочего режима изготовления исследуемого образца экспериментальной камеры, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Мощность лазера,	Скорость лазерного	Диаметр лазерного	Шаг штриховки,	Скорость холостого
Вт	пучка, мм/с	пучка, мкм	МКМ	хода, мм/с
300	600	190	150	600

Параметры рабочего режима

Проведен анализ общих и индивидуальных подходов к изготовлению деталей с различной пространственной конфигурацией. Принято решение, что для каждого случая печати необходимо использовать индивидуальные паттерны, которые представляют собой отдельный путь лазерного пучка с соответствующей сегментацией на слои. Участки с толщиной до 1,5 мм сканировались без изменений, сплошной штриховкой. Остальная площадь отсекалась и сканировалась в шахматном порядке, небольшими участками без изменения общей скорости печати (рис. 2).

При подготовке проекта РДМТ к печати выяснилось, что более 40 % всего времени приходится на холостой ход лазерного пучка через пустой центр камеры сгорания. Это связано с тем, что вся штриховка рассматривается как один элемент, который заполняется трек за треком, не пропуская пустые участки без штриховки. Подобное также относится и к другим изделиям, имеющим сходную конфигурацию – полость с объёмом, превышающим окружающую её металлическую стенку (рис. 3).

Для оптимизации рабочего времени была использована дополнительная сегментация на равные доли вокруг центральной оси. Так как все участки рассматриваются вне зависимости друг от друга, они сканируются поочередно без перемещения через полость камеры. При этом по всей площади сохраняется необходимый угол сканирования (рис. 4).



Рис. 2. Сегментация изделия и паттерны печати

Fig. 2. Product segmentation and printing patterns



Рис. 3. Штриховка цилиндрических изделий: 1 – сканирование изделия; 2 – холостой ход

Fig. 3. Hatching of cylindrical products: I - scanning of the product; 2 - idling



Рис. 4. Сегментированное изделие с указанным ходом лазерного луча

Fig. 4. Segmented product with a specified laser beam path

Время оптимизированной печати составило 46 ч, в сравнении с 75 ч при обычной штриховке. При визуальном осмотре изделия не обнаружено явной склонности наружного рельефа к пористости (рис. 5).

Подготовка экспериментального РДМТ к стендовым испытаниям

Современное состояние теории и практики разработки ракетных двигателей не позволяет осуществлять создание новых изделий, отличающихся от предыдущих аналогов по многим параметрам и характеристикам, без проведения экспериментальных исследований и стендовых огневых испытаний, приближенных к реальным условиям их эксплуатации. Основная цель испытаний



Рис. 5. Камера РДМТ. Вид сбоку и сверху

Fig. 5. LTRE chamber. Side and top view

заключается в получении достоверной информации о состоянии испытываемого изделия, которая в дальнейшем используется для решения научных, конструкторских и технологических задач. Поэтому испытания являются важнейшей частью программ и проектов создания высокоэффективных и надежных двигателей.

Подготовка экспериментального РДМТ к испытаниям заключается в установке на двигатель необходимой арматуры, обеспечивающей подачу топлива, воспламенение компонентов и закрепление изделия на стенде. Конструктивное решение РДМТ в сборе представлено на рис. 6.



Рис. 6. Экспериментальный РДМТ: *I* – свеча зажигания; *2* – корпус; *3* – измерение давления в камере сгорания; *4* – камера сгорания с соплом; *5* – подача водорода; *6* – форсунка кислорода; *7* – подача кислорода

Fig. 6. Experimental LTRE: *1* – spark plug; 2 – housing; 3 – the combustion chamber pressure measurement;
4 – combustion chamber with nozzle; 5 – hydrogen inlet; 6 – oxygen injector; 7 – oxygen inlet

Камера двигателя 4 имеет соединение M14x1,5 для подачи водорода в охлаждающий тракт. Водород, проходя каналы охлаждения, движется вдоль стенок камеры сгорания к ее начальному сечению, покидает тракт охлаждения, смешиваясь с кислородом.

Корпус 2 имеет соединение M14x1,5 для подключения электроклапана подачи кислорода и резьбовое гнездо M18x1 для установки свечи зажигания СД-55АНМ *1*. Отбор давления в камере сгорания осуществляется через штуцер M12x1,25 *3*.

Экспериментальная установка

Испытания разработанного экспериментального образца кислородно-водородного РДМТ проведаны на стенде 7 АО ГНЦ «Центр Келдыша». Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки показана на рис. 7.

Установка обеспечивает подачу в РДМТ требуемых расходов кислорода и водорода и определение их фактических значений путем использования расходомерных сопел, работающих при сверхзвуковом перепаде давлений.

Для подачи газообразных компонентов топлива используются трубопроводы $d_y = 10$ мм. Испытания проведены на непрерывных режимах по циклограмме с одновременной подачей команд на открытие топливных электроклапанов и свечи зажигания. Свеча отключалась через 0,2 с после начала пуска. Длительность огневых включений РДМТ составляла 1–45 с.

Подача газообразных компонентов топлива на вход в двигатели производится из баллонов с редуцированием давлений до значений, предусматриваемых программой испытаний.

При испытаниях записываются значения давлений компонентов топлива перед расходомерными соплами P_{BX} «О» и P_{BX} «Г», после сопел (т. е. давления на входе в РДМТ) $P_{ДB}$ «О» и $P_{ДB}$ «Г» и в камере сгорания p_{K} , а также температуры газообразных кислорода и водорода.

С помощью хромель-алюмелевых термопар измерялись температуры на наружной поверхности камеры $T_1 - T_4$. На рис. 8 изображен РДМТ, оснащенный термопарами и установленный на стенде.



Рис. 7. Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки

Fig. 7. Pneumohydraulic diagram of the experimental setup

Получаемые в результате испытаний РДМТ параметры используются для определения расходного комплекса β с использованием соотношения:

$$\beta = \frac{P_{\rm K} \cdot F_{\rm KP}}{\dot{m}_{\Sigma}},$$

где $F_{\rm kp}$ – площадь критического сечения сопла двигателя; \dot{m}_{Σ} – суммарный массовый расход топлива, который складывается из расхода окислителя $\dot{m}_{\rm o}$ и расхода горючего $\dot{m}_{\rm r}$.

Коэффициент расходного комплекса ϕ_{β} определяется как отношение полученного экспериментально значения β к теоретическому β_{T} , полученному в результате термодинамического расчёта при значениях K_m и p_k , соответствующих режиму проведённого испытания:

$$\varphi_{\beta} = \frac{\beta}{\beta_T}.$$

Коэффициент φ_β определяется качеством смешения и горения и характеризует совершенство рабочего процесса в камере сгорания.

При предельных значениях погрешностей измерений датчиков давлений и температур, суммарная погрешность определения массового расхода каждого из компонентов топлива не превышает 0,7 %, максимальная погрешность определения экспериментального значения расходного комплекса β с учетом точности определения диаметра и коэффициента расхода сопел – не более 2,2 %.



Рис. 8. Экспериментальный РДМТ, установленный на стенде

Fig. 8. Experimental LTRE mounted on a stand

Результаты экспериментальных исследований

В табл. 2 обобщены данные по всем проведенным испытаниям РДМТ. Всего в рамках экспериментальной программы проведено 12 огневых испытаний.

На проведенных испытаниях экспериментального РДМТ было исследовано три варианта форсунки кислорода (рис. 9).



Рис. 9. Схемы вариантов форсунки кислорода

Fig. 9. Diagrams of oxygen injector options

Вариант форсунки № 1 представляет собой одно отверстие диаметром 8 мм, находящееся на оси камеры. Вариант № 2 имеет 6 отверстий диаметром по 2,6 мм, направленных под углом 45° к оси камеры. Вариант № 3 получен из варианта № 2 добавлением отверстия диаметром 6,5 мм, направленного по оси камеры.

Таблица 2

№ исп.	рсунка О ₂	<i>t</i> вкл.	P _{bx} «O»	Р _{дв} «О»	P _{вx} «Г»	$P_{\rm db}$ «Г»	p_{κ}	<i>т</i> _о	<i>т</i> і,	ṁ _Σ	K _m	α	β	ϕ_{β}
	Φο	с	10 ⁵ Па	10 ⁵ Па	10 ⁵ Па	10 ⁵ Па	10 ⁵ Па	г/с	г/с	г/с	-	-	м/с	-
1		1	30,1	40,3	7,8	19,7	6,4	29,6	10,1	39,6	2,94	0,37	1806	0,71
2		5	30,6	40,3	7,8	19,6	6,5	30,0	10,1	40,1	2,98	0,38	1812	0,71
3	Nº 1	45	34,2	42,7	8,6	20,7	7,1	33,5	10,7	44,1	3,14	0,40	1800	0,71
4		20	31,2	40,4	8,4	19,4	6,4	30,8	10,1	40,9	3,04	0,38	1762	0,69
5		20	35,1	32,9	8,8	16,1	6,5	34,6	8,3	42,9	4,19	0,53	1714	0,70
6	Nº 2	7	31,4	40,3	10,7	19,8	9,1	31,0	10,1	41,1	3,06	0,39	2500	0,98
7		5	31,6	25,2	8,0	12,7	5,8	31,4	6,4	37,8	4,90	0,62	1729	0,72
8	N_ 3	11	30,7	40,2	8,8	19,4	6,9	30,5	10,2	40,7	3,00	0,38	1900	0,74
9		30	32,2	37,1	8,8	18,0	6,8	31,8	9,4	41,2	3,40	0,43	1859	0,74
10		30	34,9	34,0	9,1	16,7	6,9	34,6	8,6	43,2	4,03	0,51	1802	0,73
11		30	36,2	31,4	9,2	15,6	6,9	35,9	7,9	43,9	4,52	0,57	1768	0,73
12		27	37,9	30,1	9,2	15,1	7,0	37,6	7,6	45,2	4,95	0,62	1736	0,73

Результаты испытаний

На рис. 10 показана зависимость коэффициента расходного комплекса φ_β от соотношения компонентов топлива, указывающая на существенное влияние типа форсунки кислорода на совершенство рабочего процесса.



Рис. 10. Зависимость коэффициента расходного комплекса от соотношения компонентов топлива

Fig. 10. The Combustion efficiency dependence from the mixture ratio

Первые 5 испытаний проведены с вариантом форсунки № 1.

На рис. 11 показано изменение регистрируемых параметров на испытании \mathbb{N} 3 длительностью 45 с. Записи температур $T_1 - T_4$ показывают, что выход камеры сгорания на стационарный тепловой режим достигается в течение ~15 с.

Отмечено, что при использовании варианта форсунки кислорода № 1 реализуется низкая полнота сгорания топлива, характеризуемая значениями коэффициента расходного комплекса не более $\phi_{\beta} = 0,71$. Измеряемые температуры также находились на низком уровне и не превысили 200 °C. Полученные при использовании форсунки № 1 характеристики не являются приемлемыми у кислородно-водородных РДМТ. Низкая полнота сгорания топлива, вероятно, объясняется

Р, 10⁵ Па T, ℃ 50 500 - Рдв"О" — Рдв"Г" — Рк -PBX"O" — Рвх"Г" 450 45 T1 Τ2 T3 **-** T4 40 400 350 35 300 30 25 250 200 20 15 150 10 100 5 50 0 0 t, c ⁵⁰ 0 10 15 20 25 30 35 40 45

стабилизацией пламени на некотором отдалении от выходного сечения форсунки кислорода, что при малой длине КС существенно сокращает объем, в котором происходит горение топлива.

Рис. 11. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 3 (форсунка № 1, $\dot{m}_{\Sigma} = 44 \text{ г/с}, K_m = 3,1$)

Fig. 11. The operating parameters changes of LTRE during test No. 3 (injector No. 1, $\dot{m}_{\Sigma} = 44$ g/s, $K_m = 3,1$)

С целью улучшения характеристик РДМТ, на испытании № 6 был установлен вариант форсунки кислорода № 2.

Новая конфигурация форсунки существенно изменила рабочий процесс в камере РДМТ. Коэффициент расходного комплекса повысился до величины $\phi_{\beta} = 0.98$, что указывает на практически равномерное смешение компонентов топлива и их горение во всем объеме КС. Кислород, направляемый через 6 отверстий, фактически разрушает водородную завесу, в результате чего на испытании № 6 происходил интенсивный рост измеряемых температур на наружной поверхности камеры сгорания (рис. 12). Испытание № 6 было остановлено на 8-й секунде, когда температура T_4 на начальном участке камеры достигла 1 100 °С, что близко к предельной для материала Инконель 718. Дальнейшие испытания с форсункой № 2 не проводились, поскольку более длительная огневая работа неизбежно привела бы к прогару камеры.



Рис. 12. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 6 (форсунка № 2, $\dot{m}_{\Sigma} = 41$ г/с, $K_m = 3,1$)

Fig. 12. The operating parameters changes of LTRE during test No. 6 (injector No. 2, $m_{\Sigma} = 41$ g/s, $K_m = 3,1$)

Для дальнейших испытаний в форсунке № 2 было дополнительно выполнено центральное отверстие диаметром 6,5 мм. Полученная в результате форсунка № 3 была установлена в конструкции РДМТ на испытаниях № 7–12.

Конфигурация форсунки № 3 позволила получить более приемлемое сочетание полноты сгорания топлива и теплового состояния конструкции. Испытания РДМТ с форсункой кислорода № 3 проводились с последовательным повышением соотношения компонентов топлива (табл. 2). Длительность испытаний № 9–12 задавалась равной 30 с, что обеспечивало выход измеряемых температур камеры сгорания на стационарные значения.

Повышение соотношения компонентов топлива сопровождалось соответствующим повышением температур камеры сгорания (рис. 13).

На испытании № 11 (рис. 14, 15) показана работоспособность конструкции при соотношении компонентов топлива K_m = 4,5, позволяющем получить высокое энергомассовое совершенство ДУ. Дальнейшее повышение соотношения компонентов топлива до K_m = 4,95 на испытании № 12 (рис. 16) привело к прогару стенки камеры сгорания на 24-й секунде. Прогар (рис. 17) произошел на участке, имеющем только завесное охлаждение водородом.



Рис. 13. Зависимость максимальных температур на наружной поверхности камеры сгорания от соотношения компонентов топлива





Рис. 14. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 11 (форсунка № 3, $\dot{m}_{\Sigma} = 44$ г/с, $K_m = 4,5$)

Fig. 14. The operating parameters changes of LTRE during test No. 11 (injector No. 3, $\dot{m}_{\Sigma} = 44$ g/s, $K_m = 4,5$)



Рис. 15. Огневая работа РДМТ на испытании № 11 ($\dot{m}_{\Sigma} = 44$ г/с, $K_m = 4,5$)

Fig. 15. Hot fire of LTRE on test No. 11 ($\dot{m}_{\Sigma} = 44$ g/s, $K_m = 4,5$)



Рис. 16. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 12 (форсунка № 3, $\dot{m}_{\Sigma} = 45 \text{ г/с}, K_m = 4,95$)

Fig. 16. The operating parameters changes of LTRE during test No. 12 (injector No. 3, $\dot{m}_{\Sigma} = 45$ g/s, $K_m = 4,95$)



Рис. 17. Элементы РДМТ после испытаний

Fig. 17. The LTRE elements after testing

Перепад давлений по линии водорода $P_{BX} \ll \Gamma \gg - p_K$ (рис. 18) в исследованном диапазоне расхода водорода от $\dot{m}_{\Gamma} = 6,4-10,7$ г/с составил от $6,9-13,7\cdot10^5$ Па. Основной вклад в гидравлическое сопротивление линии горючего вносят потери на трение в каналах охлаждения. Высокое гидравлическое сопротивление тракта охлаждения в кислородно-водородных РДМТ нежелательно, поскольку может потребовать повышения давления подачи компонентов топлива в ДУ. В дальнейшем, с целью ограничения потерь давления по линии горючего, необходимо рациональное профилирование проточной части тракта охлаждения, а также уменьшение шероховатости стенок каналов охлаждения после изготовления методом 3D-печати.



Рис. 18. Зависимость перепада давлений по линии водорода от расхода водорода



Заключение

Принятая для исследований принципиальная схема кислородно-водородного РДМТ, изготовленного методом аддитивной технологии 3D-печати, с особенностими в виде сочетания регенеративного и завесного охлаждения, смесеобразования с противоточной подачей кислорода и водорода и сферической формой камеры сгорания, в результате проведенных испытаний продемонстрировала работоспособность при достаточно высоком соотношении компонентов топлива.

Основным недостатком исследованной схемы является недостаточная полнота сгорания топлива, характеризуемая значениями коэффициента расходного комплекса не более $\varphi_{\beta} = 0,74$, тогда как для получения удельного импульса тяги $J_y = 3950$ м/с, этот показатель должен быть не менее $\varphi_{\beta} = 0,88$. Этот факт, а также необходимость в наличии запасов по допустимому соотношению компонентов топлива не позволяют рекомендовать схему без изменений к дальнейшей проработке.

Тем не менее проведенные исследования позволили изучить свойства камеры РДМТ, выполненной по аддитивной технологии. Полученные экспериментальные данные будут использованы для уточнения ранее разработанных расчетных моделей кислородно-водородных РДМТ и при разработке усовершенствованной схемы кислородно-водородного РДМТ.

Отмечено, что в конструкции кислородно-водородного РДМТ с регенеративным охлаждением при течении охладителя — водорода от сопла к начальному участку максимальные температуры реализуются не в области максимальных тепловых потоков в критическом сечении сопла, а на выходе из тракта охлаждения, где температура охладителя достигает наибольших значений.

Таким образом, следует сделать вывод о том, что применение аддитивных технологий открывает возможности реализации перспективных проектных и конструкторских решений в области ракетно-космического двигателестроения.

Библиографические ссылки

1. Логачева А. И. Аддитивные технологии изделий ракетно-космической техники : перспективы и проблемы применения // Технология легких сплавов. 2015, № 3. С. 39–44.

2. NASA tests limits of 3D-prnting with powerfull rocket engine check [Электронный ресурс]. URL: http://nasa.gov (дата обращения: 26.05.2024).

3. Перспективы применения аддитивных технологий в производстве сложных деталей газотурбинных двигателей из металлических материалов / С. В. Белов, С. А. Волков, Л. А. Магеррамова и др. // Аддитивные технологии в российской промышленности : сб. науч. тр. М. : ВИАМ, 2015. С. 101–102.

4. Аддитивные технологии / М. В. Терехов, Л. Б. Филиппова, А. А. Мартыненко и др. М. : ФЛИНТА, 2018. 74 с.

5. ГОСТ Р 59036–2020. Аддитивные технологии. Производство на основе селективного лазерного сплавления металлических порошков. Общие положения. М. : Стандартинформ, 2020. 22 с.

6. Additive Manufacturing. With Amperprint for 3D-Printing you Have the Powder to Create [электронный pecypc]. URL: https://www.hoganas.com/en/powder-technologies/additive-manufac turing/3d-printingpowders/ (дата обращения: 26.05.2024).

7. Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В. Исследование характеристик ракетного двигателя малой тяги, изготовленного методом аддитивной SLM-технологии // Сибирский аэро-космический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 682–696. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-682-696.

8. Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, В. Г. Яцуненко, Д. А. Савчин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

9. Имитационное моделирование условий стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, К. Ф. Голиковская, Л. П. Назарова // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2022. С. 191–192.

10. Разработка и реализация инновационных аддитивных технологий 3D-печати ракетных двигателей малой тяги / Э. Ш. Акбулатов, В. П. Назаров, А. Н. Щелканов и др. // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2023. С. 149–151.

11. Мосолов С. В., Партола И. С. Перспективы развития российского ракетного двигателестроения в современных условиях // Идеи К. Э. Циолковского в теориях освоения космоса : Материалы 58-х Науч. чтений. Калуга, 2023. С. 94–96.

12. Перспективы развития двигательных установок космических аппаратов / А. С. Ловцов, С. В. Мосолов, Д. А. Гоза, М. Ю. Селиванов // Созвездие Роскосмоса: траектория науки : материалы II Отраслевой науч.-практ. конф. Красноярск, 2023. С. 29.

13. Кутуев Р. Х., Лебедев И. Н., Салич В. Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2009, № 3 (19). С. 101–109.

14. Некоторые результаты экспериментального исследования параметров ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе / Ю. И. Агеенко, Е. А. Лапшин, И. И. Морозов и др. // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 5 (47). С. 35–45.

15. Двигатель осевой перегрузки для экологически чистых разгонных блоков / О. А. Барсуков, А. Г. Весноватов, А. В. Межевов и др. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : тр. Междунар. науч.-техн. конф. Самара, 2003. С. 14–19.

16. Экспериментальное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива метан + кислород / Ю. В. Антонов, Д. А. Ягодников, В. И. Новиков и др. // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2007. № 2. С. 35–43.

17. Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Ха С. Анализ нестационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода-керосин с учетом завесного охлаждения // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 1 (43). С. 30–40.

18. Кочанов А. В., Клименко А. Г. Исследования проблем создания РДМТ на экологически чистых газообразных топливах // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2006. № 3 (64). С. 64–73.

19. Пат. 3046108A US. Age-hardenable nickel alloy / Eiselstein H. L. № US773702A ; заявл. 13.11.1958 ; опубл. 24.07.1962. 10 с.

20. Структура и свойства образцов из сплава Inconel 718 полученных по технологии селективного лазерного плавления / А. А. Педаш, Н. А. Лысенко и др. // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. № 8. С. 46–54.

21. ГОСТ Р 59184–2020. Аддитивные технологии. Оборудование для лазерного сплавления. Общие требования. М.: Стандартинформ, 2020. 18 с.

22. Преображенская Е. В., Боровик Т. Н., Баранова Н. С. Технологии, материалы и оборудование аддитивных производств. М. : РТУ МИРЭА, 2021. 173 с.

23. Gu D.D., Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Laser additive manufacturing of metallic components: Materials, processes and mechanisms // International Materials Reviews. 2012. No. 57 (3). P. 133–164.

References

1. Logacheva A. I. [Additive technologies for rocket and space technology products: prospects and problems of application]. *Tekhnologiya legkikh splavov*. 2015, No. 3, P. 39–44 (In Russ.).

2. NASA tests limits of 3D-prnting with powerfull rocket engine check. Available at: http://nasa.gov (accessed: 26.05.2024).

3. Belov S. V., Volkov S. A., Magerramova L. A. et al. [Prospects for the use of additive technologies in the production of complex parts of gas turbine engines from metal materials]. *Sbornik nauchnykh trudov nauchn. konf. "Addivnye tekhnologii v rossiyskoy promyshlennosti"* [Collection of scientific papers Scientific. Conf. "Additive technologies in Russian industry"]. Moscow, 2015, P. 101–102 (In Russ.).

4. Terekhov M. V., Filippova L. B., Martynenko A. A. et al. *Additivnye tekhnologii* [Additive technologies]. Moscow, Flinta Publ., 2018, 74 p.

5. GOST R 59036–2020. Additivnye tekhnologii. Proizvodstvo na osnove selektivnogo lazernogo splavleniya metallicheskikh poroshkov. Obshchie polozheniya [State Standard R 59036–2020. Additive technologies. Production based on selective laser melting of metal powders. General provisions]. Moscow, Standartinform Publ., 2020. 22 p.

6. Additive Manufacturing. With Amperprint for 3D-Printing you Have the Powder to Create. Available at: https://www.hoganas.com/en/powder-technologies/additive-manufacturing/3d-printing powders/ (accessed: 26.05.2024).

7. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Gerasimov E. V. [Characteristics research of a low thrust rocket engine manufactured using additive SLM technology]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 682–696. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-682-696 (In Russ.).

8. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenko V. G., Savchin D. A. [Characteristics of low thrust liquidpropellant rocket engines testing process]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354 (In Russ.).

9. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Golikovskaya K. F., Nazarova L. P. [Simulation modeling of bench test conditions of liquid rocket engines of low-thrust]. *Materialy XXVI Mezhdunar. nauch. konf.* "*Reshetnevskie chteniya*" [Materials XXVI Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2022, P. 191–192 (In Russ.).

10. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Shhelkanov A. N., Koval R. V., Gerasimov E. V. [Development and implementation of innovative additive technologies for printing low thrust rocket engines]. *Materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVII Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2023, P. 149–151 (In Russ.).

11. Mosolov S. V., Partola I. S. [Russian rocket engine building perspertives in modern conditions]. *Idei K. E. Tsiolkovskogo v teoriyakh osvoeniya kosmosa : Materialy 58-kh Nauchnykh chteniy* [Ideas of K. E. Tsiolkovsky in theories of space exploration: Materials of the 58th Scientific Readings]. Kaluga, 2023, P. 94–96 (In Russ.). 12. Lovtsov A. S., Mosolov S. V., Goza D. A., Selivanov M. Yu. [Prospects for the development of engine installations space vehicles]. *Materialy II Otraslevoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* "Sozvezdie Roskosmosa: traektoriya nauki" [Materials II Industry Scientific and Practical Conf. "Roscosmos Constellation: The Trajectory of Science"]. Krasnoyarsk, 2023, P. 29 (In Russ.).

13. Kutuev R. H., Lebedev I. N., Salich V. L. [Development of advanced low thrust rocket engines with ecologically friendly propellants]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2009, No. 3 (19), P. 101–109 (In Russ.).

14. Ageenko Yu. I, Lapshin E. A., Morozov I. I., Pegin I. V., Ryzhkov V. V. [Results of experimental studies of parameters of low-thrust rocket engines operating on gaseous oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014, No. 5 (47), P. 35–45 (In Russ.).

15. Barsukov O. A., Vesnovatov A. G., Mezhevov A. V. et al. [Axial overload engine engine for eco-friendly upper stages]. *Trudy mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"* [Proceedings of the international scientific and technical conf. "Problems and prospects for the development of engine building"]. Samara, 2003, P. 14–19 (In Russ.).

16. Antonov Yu. V., Yagodnikov D. A., Novikov V. I., Lapitskiy V. I., Burkaltsev V. A. [Experimental study of working process in combustion chamber of low- thrust engine using gaseous components methane + oxygen]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya Mashinostroenie.* 2007, No. 2, P. 35–43 (In Russ.).

17. Vorobiev A. G., Borovik I. N., Ha S. [Analysis of nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine taking into account injection, evaporation and combustion of liquid fuel droplets]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014, No. 1 (43), P. 30–40 (In Russ.).

18. Kochanov A. V., Klimenko A. G. [Study of problems to create rocket microthrusters with pollution-free fuels]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya Mashinostroenie.* 2006, No. 3 (64), P. 64–73 (In Russ.).

19. Eiselstein H. L. Age-hardenable nickel alloy. Patent US, no. 3046108A, 1962.

20. Pedash A. A., Lysenko N. A., et. al. [Structure and properties of samples from Inconel 718 alloy obtained using selective laser melting technology]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2017, No. 8, P. 46–54 (In Russ.).

21. GOST R 59184–2020. Additivnye tekhnologii. Oborudovanie dlya lazernogo splavleniya. Obshchie trebovaniya [State Standard R 59184–2020. Additive technologies. Equipment for laser melting. General requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2020. 18 p.

22. Preobrazhenskaya E. V., Borovik T. N., Baranova N. S. *Tekhnologii, materialy i oborudovanie additivnykh proizvodstv* [Technologies, materials and equipment for additive manufacturing]. Moscow, RTU MIREA Publ., 2021, 173 p.

23. Gu D. D., Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Laser additive manufacturing of metallic components: Materials, processes and mechanisms. *International Materials Reviews*. 2012, No. 57 (3), P. 133–164.

© Кошлаков В. В., Мосолов С. В., Клименко А. Г., Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В., 2024

Кошлаков Владимир Владимирович – доктор технических наук, генеральный директор; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: kerc@elnet.msk.ru.

Мосолов Сергей Владимирович – кандидат физико-математических наук, начальник отделения жидкостных ракетных двигателей; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: mosolov@list.ru.

Клименко Александр Геннадьевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник отделения жидкостных ракетных двигателей; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: klimenkokerc@mail.ru.

Акбулатов Эдхам Шукриевич – кандидат технических наук, доцент, ректор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rector@sibsau.ru.

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Герасимов Евгений Витальевич – инженер-конструктор; ООО «Полихром». E-mail: gerasimov24rus@mail.ru.

Koshlakov Vladimir Vladimirovich – Dr. Sc., General Director; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: kerc@elnet.msk.ru,

Mosolov Sergey Vladimirovich – Cand. Sc., Head of Liquid Rocket Engines Department; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: mosolov@list..ru.

Klimenko Alexander Gennadievich – Cand. Sc., Senior Researcher of Liquid Rocket Engines Department; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: klimenkokerc@mail.ru.

Akbulatov Edkham Shukrievich – Cand. Sc., Associate professor, rector; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rector@sibsau.ru.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Gerasimov Evgeny Vitalievich – Design engineer; "Polychrome" LLC. E-mail: gerasimov24rus@mail.ru.

УДК 681.333.(088.8) Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-337-350

Для цитирования: Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Харлашина С. В. Сравнительный анализ способов регулирования частотных характеристик имитаторов электрических характеристик систем электропитания космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 337–350. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-337-350.

For citation: Mizrakh E. A., Lobanov D. K., Kharlashina S. V. [Comparative analysis of methods for regulating the frequency characteristics of simulators of electrical characteristics of spacecraft power supply systems]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 337–350. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-337-350.

Сравнительный анализ способов регулирования частотных характеристик имитаторов электрических характеристик систем электропитания космических аппаратов

Е. А. Мизрах^{*}, Д. К. Лобанов, С. В. Харлашина

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: enis-home@mail.ru

Одной из основных систем космического аппарата (КА) является система электропитания (СЭП). Основу СЭП составляют вторичные источники питания (ВИП), использующие различные способы управления и преобразования электроэнергии, что приводит к существенным отличиям их динамических свойств. Со стороны бортовых потребителей динамика СЭП определяется полным внутренним сопротивлением (импедансом) ВИП.

При проведении наземных электрических испытаний электротехнических систем (ЭТС) КА, вследствие сложности применения систем электропитания, применяют испытательные комплексы, основу которых составляют имитаторы электрических характеристик СЭП (ИСЭП).

Современные ИСЭП используют модульный принцип конфигурирования, что позволяет производить ИСЭП разной мощности, но энергетические модули имеют фиксированные или регулируемые в узком диапазоне частот импедансные частотные характеристики, что приводит к ограничению типов имитируемых СЭП. Снабжение ИСЭП свойством регулирования частотных характеристик в широком диапазоне частот расширяет функциональные возможности ИСЭП, так как позволяет имитировать динамические свойства СЭП, содержащих ВИП разных типов.

Целью работы является исследование и сравнительный анализ трёх способов регулирования импедансных частотных характеристик (ИЧХ) модуля ИСЭП.

Способы регулирования ИЧХ ИСЭП рассматриваются на основе его обобщённой функциональной схемы, содержащей математические модели усилителя-сумматора (УС), последовательного корректирующего устройства (КУ), усилителя мощности (УМ), делителя напряжения (ДН) и нагрузки (Н). В статье проведен анализ вариантов регулирования импедансных частотных характеристик ИСЭП, рассмотрены три способа регулирования ИЧХ: два с пассивным корректирующим устройством и один с активным КУ.

В работе приведена имитационная модель в пакете MicroCap электрической схемы модуля ИСЭП, проведены вычислительные эксперименты по каждому способу регулирования ИЧХ ИСЭП.

По результатам исследования рекомендован способ коррекции и регулирования ИЧХ ИСЭП, позволяющий раздельно регулировать низкочастотную и среднечастотную области ИЧХ, что позволяет существенно упростить настройку и обеспечение ИЧХ ИСЭП в соответствии с заданными требованиями.

Ключевые слова: система электропитания, имитатор, импеданс, частотная характеристика, регулирование, моделирование.

Comparative analysis of methods for regulating the frequency characteristics of simulators of electrical characteristics of spacecraft power supply systems

E. A. Mizrakh^{*}, D. K. Lobanov, S. V. Kharlashina

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation E-mail: enis-home@mail.ru

One of the main systems of a spacecraft (SC) is the power supply system (PSS). The basis of PDS are secondary power sources (SPS), which use various methods of controlling and converting electricity, which leads to significant differences in their dynamic properties. From the side of on-board consumers, the dynamics of the power transmission system is determined by the total internal resistance (impedance) of the VIP.

When conducting ground electrical tests of spacecraft ETS, due to the complexity of using power supply systems, test complexes are used, the basis of which is simulators of electrical characteristics of electric power transmission systems (EPTS).

Modern ISPS use a modular configuration principle, which makes it possible to produce EPTS of different powers, but energy modules have fixed or adjustable impedance frequency characteristics over a narrow frequency range, which leads to a limitation of the types of simulated PSPS. Equipping the EPTS with the property of regulating frequency characteristics in a wide frequency range expands the functionality of the EPTS, as it allows you to simulate the dynamic properties of the PSEP containing different types of VIPs.

The purpose of the work is to study and comparative analysis of three methods for regulating the impedance frequency characteristics (IFC) of the EPTS module.

Methods for regulating the frequency response of an EPTS are considered on the basis of its generalized functional diagram containing mathematical models: amplifier-adder (AS), serial correction device (CU), power amplifier (PA), voltage divider (DN) and load (L). The article analyzes options for regulating the impedance frequency characteristics of EPTS, and considers three methods for regulating the IFC: two with a passive correction device and one with an active CU.

The paper presents a simulation model in the MicroCap package of the electrical circuit of the EPTS module, and computational experiments have been carried out on each method of regulating the IFC of the EPTS.

Based on the results of the study, a method for correcting and regulating the IFC of the EPTS is recommended, which makes it possible to separately regulate the low-frequency and mid-frequency regions of the IFC, which makes it possible to significantly simplify the configuration and provision of the IFC of the EPTS in accordance with the specified requirements.

Keywords: power supply system, simulator, impedance, frequency response, regulation, modeling.

Введение

Одной из основных систем космического аппарата (КА) является система электропитания (СЭП) [1–3]. Основу СЭП составляют вторичные источники питания (ВИП), использующие различные способы управления и преобразования электроэнергии [4–7], что приводит к существенным отличиям их динамических свойств. Со стороны бортовых потребителей динамика СЭП определяется полным внутренним сопротивлением (импедансом) ВИП.

В ходе наземных испытаний потребители, подключаемые к СЭП КА, должны проверяться на работоспособность и устойчивость к воздействию по шинам питания электромагнитных помех допустимой амплитуды (ГОСТ Р51317.4.11–2007).

Бортовая СЭП в этом случае не соответствует условиям испытаний по следующим причинам:

 – для имитации ухудшения качества напряжения питания вследствие аварийных режимов и постепенной деградации электротехнического оборудования бортовой СЭП требуется варьировать напряжение в широком диапазоне на входах потребителей (нагрузок);

– СЭП КА не может воспроизводить помехи на шинах питания с заданными параметрами, что не позволяет имитировать помеховую обстановку и проверять на работоспособность и устойчивость к воздействию по шинам питания электромагнитных помех допустимой амплитуды электротехнических систем (ЭТС) КА, например, ретрансляторов;

– бортовую СЭП КА нежелательно использовать при входном контроле электрооборудования потребителей энергии из-за возможности возникновения нештатных ситуаций или отказов испытываемого оборудования, что может привести к выходу из строя маломощных потребителей.

При проведении наземных электрических испытаний ЭТС КА, вследствие сложности применения систем электропитания, применяют автоматизированные испытательные комплексы [8–11], в состав которых входят имитаторы электрических характеристик основных подсистем СЭП, в том числе имитаторы ВИП СЭП (ИСЭП).

Современные ИСЭП [12; 13] используют модульный принцип конфигурирования, что позволяет производить ИСЭП разной мощности, но энергетические модули имеют фиксированные или регулируемые в узком диапазоне частот импедансные частотные характеристики, что приводит к ограничению типов имитируемых СЭП. Снабжение ИСЭП свойством регулирования частотных характеристик в широком диапазоне частот расширяет их функциональные возможности, так как позволяет имитировать динамические свойства различных типов СЭП.

Целью работы является исследование и сравнительный анализ разработанных авторами трёх способов регулирования импедансных частотных характеристик (ИЧХ) модуля ИСЭП.

Методы решения задачи

Способы регулирования ИЧХ ИСЭП рассматриваются на основе его обобщённой функциональной схемы (рис. 1), содержащей математические модели усилителя-сумматора (УС), последовательного корректирующего устройства (КУ), усилителя мощности (УМ), делителя напряжения (ДН) и нагрузки (Н).



Рис. 1. Функциональная схема модуля ИСЭП:

 $W_{\rm YC}(s)$ – передаточная функция (ПФ) усилителя-сумматора; $W_{\rm KY}(s)$ – ПФ корректирующего устройства (КУ), обеспечивающего устойчивость и требуемое качество переходных процессов системы управления ИСЭП; $W_{\rm ZH}(s)$ – ПФ цепи обратной связи; $W_{\rm XX}(s)$ – ПФ УМ в режиме холостого хода; Z(s) – внутренний импеданс УМ; $Y_{\rm H}(s)$ – адмитанс нагрузки

Fig. 1. Functional diagram of the EPTS module:

 $W_{\text{US}}(s)$ – transfer function (TF) of the adder amplifier; $W_{\text{CU}}(s)$ – PF of the correction device (CU), ensuring stability and the required quality of transient processes of the EPTS control system; $W_{\text{DN}}(s)$ – PF feedback circuit; $W_{\text{XX}}(s)$ – PF PA in idle mode; Z(s) – internal impedance of the PA; $Y_{\text{H}}(s)$ – load admittance

Импеданс ИСЭП описывается выражением:

$$Z_{\text{ИСЭП}}(s) = \frac{U_{\text{вых}}(s)}{I_{\text{вых}}(s)} = \frac{Z(s)}{1 + W_p(s)},\tag{1}$$

где ПФ $W_P(s) - \Pi \Phi$ разомкнутого контура ИСЭП, согласно рис. 1, при исключённом $Y_H(s)$ имеет вид

$$W_{\rm p}(s) = W_{\rm yC}(s) \cdot W_{\rm Ky}(s) \cdot W_{\rm XX}(s) \cdot W_{\rm ZH}(s).$$
⁽²⁾

Переходя к импедансным частотным характеристикам (ИЧХ), получим для ИЧХ ИСЭП:

$$Z_{\text{MCЭП}}(\omega) = \left| \frac{Z(j\omega)}{1 + W_p(j\omega)} \right| = Z(\omega) \cdot \left| \frac{1}{1 + W_p(j\omega)} \right|.$$
(3)

В области низких частот (НЧ) при $\omega \to 0$, для обеспечения требуемой точности стабилизации выходного напряжения U_{BbIX} , статический коэффициент передачи контура много больше единицы, т. е. выполняется условие $|W_{\rm P}(j0)| \gg 1$, поэтому можно записать:

$$Z_{\text{HC} \ni \Pi}(\omega) \approx Z(\omega) \cdot \left| \frac{1}{W_p(j0)} \right|.$$
(4)

Поскольку регулировка внутреннего импеданса $Z(\omega)$ УМ затруднена, а зачастую невозможна, то из (4) следует, что регулирование активной части ИЧХ ИСЭП $Z_{\text{ИСЭП}}(\omega)$ в области НЧ возможно только за счёт статического коэффициента передачи $W_{\text{P}}(j0)$.

В области высоких частот (ВЧ) при $\omega \to \infty$, для обеспечения требуемых фильтрующих свойств ИСЭП, выполняется условие: $|W_P(\omega)| \ll 1$, поэтому можно записать:

$$Z_{\text{HC} \ni \Pi}(\omega) = Z(\omega) \cdot \left| \frac{1}{1 + W_p(j\omega)} \right| \approx Z(\omega), \tag{5}$$

поскольку ИЧХ ИСЭП (5) в области ВЧ совпадает с ИЧХ УМ, то регулированию не поддаётся.

В области средних частот (СЧ), где модуль ПФ $W_P(\omega)$ разомкнутого контура соизмерим с единицей, регулирование ИЧХ $Z_{ИСЭП}(\omega)$ возможно, главным образом, за счёт изменения параметров ПФ КУ $W_{KY}(s)$, входящей, согласно (2), в выражение $W_P(\omega)$.

Рассмотрим три способа регулирования ИЧХ ИСЭП в области низких и средних частот.

На рис. 2 показана имитационная модель в пакете MicroCap электрической схемы модуля ИСЭП с пассивным корректирующим устройством, содержащим резисторы R_{KY1} , R_{KY2} и конденсатор C_1 . На рис. 3 показаны частотные характеристики разомкнутого контура скорректированной системы, соответствующие (2).



Рис. 2. Имитационная модель разомкнутого контура скорректированной системы управления модуля ИСЭП

Fig. 2. Open-loop simulation model of the adjusted control system of the EPTS module



Рис. 3. ЛЧХ разомкнутой скорректированной системы управления модуля ИСЭП

Fig. 3. LFC of the open-loop adjusted control system of the EPTS module

Система устойчива, отвечает требованиям к запасам устойчивости и полосе пропускания. **Первый способ** регулирования ИЧХ ИСЭП состоит в изменении коэффициента передачи УС посредством резистора $R_{\rm YC}2$ и изменении параметров КУ посредством резистора $R_{\rm KY}1$ [14]. ПФ УС имеет вид

$$W_{\rm YC}(s) = \frac{U_{\rm YC}(s)}{U_{\rm ZH}(s)} = -\frac{W_{\rm OY}(s)}{\frac{R_{\rm YC4}}{R_{\rm YC4} + R_{\rm YC2}}} \cdot W_{\rm OY}(s) + 1,$$
(6)

где W_{OУ}(s) – ПФ разомкнутого операционного усилителя. ПФ КУ, согласно электрической схеме (рис. 2),

1

$$W_{\rm KY}(s) = \frac{R_{\rm KY2} \cdot C_1 \cdot s + 1}{(R_{\rm KY1} + R_{\rm KY2}) \cdot C_1 \cdot s + 1}.$$
(7)



Рис. 4. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления R_{yc} 2 Fig. 4. LFC of the adjusted control system of the EPTS module when changing resistance R_{ys} 2



Рис. 5. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления *R*_{Ky}1 (способ 1)



Анализ ЛЧХ (рис. 4 и 5) разомкнутой системы управления модуля ИСЭП с варьируемыми сопротивлениями резисторов показывает, что система остается устойчивой при изменении номиналов сопротивлений, частота среза и запас по фазе существенно не изменяются.

ИЧХ ИСЭП, измеренные на имитационной модели (рис. 2) согласно (3), при вариации сопротивлений тех же резисторов в аналогичных диапазонах, что и в предыдущем случае, показаны на рис. 6 и 7.



Рис. 6. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления *R*_{VC}2 (способ 1)



Увеличение сопротивления обратной связи $R_{\rm YC}2$ (см. рис. 6) ведёт к увеличению коэффициента усиления УС и увеличению его постоянной времени. В результате всё это приводит к уменьшению активной составляющей ИЧХ ИСЭП в области НЧ и деформации индуктивной составляющей ИЧХ в области СЧ. Из рис. 7 видно, что при изменении сопротивления R_{Ky} 1 активная составляющая ИЧХ ИСЭП остаётся постоянной, а регулируется только среднечастотная (СЧ) область ИЧХ.



Рис. 7. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{KY}1$ (способ 1) Fig. 7. IFC of the closed-loop control system of the ISEP module when changing resistance $R_{KY}1$ (method 1)

Таким образом, можно рекомендовать следующую процедуру обеспечения требуемых параметров ИЧХ ИСЭП: а) выбором величины сопротивления обратной связи $R_{\rm YC}2$ обеспечивается требуемая величина активной составляющей ИЧХ ИСЭП; б) подбором величины сопротивления $R_{\rm Ky}1$ обеспечивается требуемый вид ИЧХ в среднечастотной (СЧ) области.

Недостаток данного способа состоит в том, что при изменении сопротивления обратной связи $R_{\rm YC}2$ деформируется СЧ область ИЧХ, что усложняет подбор величины сопротивления $R_{\rm KY}1$ КУ.

Второй способ регулирования ИЧХ ИСЭП [15] также состоит в изменении коэффициента передачи УС посредством резистора $R_{\rm YC}2$ и изменении параметров КУ посредством резистора $R_{\rm KY}$ 1, но отличается электрической схемой соединения КУ и УС. В этом случае обратная отрицательная связь в УС заводится не с выхода УС, а с выхода КУ (рис. 8), т. е. КУ входит в контур регулирования ОУ, образуя КУ второго типа. Имитационная модель разомкнутого контура скорректированной системы управления модуля ИСЭП отличается от рис. 2 тем, что ОУ и КУ заменены схемой КУ второго типа (рис. 8).



Рис. 8. Электрическая схема КУ второго типа

Fig. 8. Electrical diagram of the second type KU
Передаточная функция схемы КУ второго типа:

$$W_{\rm KY}(s) = \frac{U_{\rm YM}(s)}{U_{\rm ZH}(s)} = -\frac{W_{\rm OY}(s) \cdot \frac{R_{\rm KY2} \cdot C_1 \cdot s + 1}{(R_{\rm KY1} + R_{\rm KY2}) \cdot C_1 \cdot s + 1}}{\frac{R_{\rm YC4}}{R_{\rm YC4} + R_{\rm YC2}} \cdot W_{\rm OY}(s) \cdot \frac{R_{\rm KY2} \cdot C_1 \cdot s + 1}{(R_{\rm KY1} + R_{\rm KY2}) \cdot C_1 \cdot s + 1} + 1},$$
(8)

где $W_{OV}(s) - \Pi \Phi$ разомкнутого операционного усилителя.

Для совпадения ЛЧХ скорректированной системы с ЛЧХ в предыдущем случае, была пересчитана величина емкости конденсатора C_1 . Величины сопротивлений резисторов остались без изменений.

Результаты измерения ЛЧХ разомкнутой системы при изменении сопротивления $R_{yc}2$ обратной связи и сопротивления $R_{Ky}1$ приведены на рис. 9 и 10, соответственно.



Рис. 9. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{yC}2$ (способ 2)





Рис. 10. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления *R*_{KУ}1 (способ 2)

Fig. 10. LFC of the adjusted control system of the EPTS module when changing resistance $R_{KY}1$ (method 2)

Из рис. 9 и 10 видно, что система управления остается устойчивой при изменении величин сопротивлений, а частота среза и запас по фазе меняются незначительно.

ИЧХ ИСЭП, измеренные на имитационной модели с коррекцией, выполненной по второму способу, при вариации сопротивлений тех же резисторов в аналогичных диапазонах, что и в предыдущем случае, показаны на рис. 11 и 12.



Рис. 11. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{yc}2$ (способ 2) Fig. 11. IFC of the closed-loop control system of the ISEP module when changing the resistance $R_{ys}2$ (method 2)



Рис. 12. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{Ky}1$ (способ 2) Fig. 12. IFC of the closed-loop control system of the EPTS module when changing resistance $R_{Ky}1$ (method 2)

Из рис. 11 видно, что при увеличении сопротивления $R_{yc}2$ уменьшается активная составляющая ИЧХ ИСЭП, а индуктивная составляющая остаётся практически без изменения. Из рис. 12 видно, что варьирование сопротивления $R_{Ky}1$, изменяет среднечастотную область ИЧХ и сохраняет постоянной активную составляющую ИЧХ.

Вывод: в данном способе возможно независимое регулирование НЧ и СЧ областей ИЧХ ИСЭП за счёт варьирования величины сопротивления $R_{yc}2$ и сопротивления $R_{Ky}1$, соответственно.

Третий способ регулирования ИЧХ ИСЭП основан на изменении сопротивлений $R_{Ky}1$ и $R_{yc}2$ КУ третьего типа – активного, выполненного на суммирующем операционном усилителе (рис. 13).



Рис. 13. Электрическая схема КУ третьего типа

Fig. 13. Electrical diagram of the third type KU

Передаточная функция схемы:

$$W_{\rm KY}(s) = \frac{U_{\rm YH}}{U_{\rm OII}} = \frac{R_{\rm YC2}}{R_{\rm YC4}} \cdot \frac{R_{\rm KY1} \cdot C_1 \cdot s + 1}{(R_{\rm KY1} + R_{\rm YC2}) \cdot C_1 \cdot s + 1}.$$
(9)

Параметры КУ рассчитаны таким образом, чтобы ЛАХ КУ первого и третьего типа совпадали, а величины сопротивлений $R_{\rm yc}1$ и $R_{\rm yc}2$ остались неизменными.

ИЧХ ИСЭП, измеренные на имитационной модели с коррекцией, выполненной по третьему способу, при вариации сопротивлений тех же резисторов в аналогичных диапазонах, что и в предыдущих случаях, показаны на рис. 14 и 15.



Рис. 14. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{yc}2$ (способ 3) Fig. 14. LFC of the adjusted control system of the EPTS module when changing resistance $R_{ys}2$ (method 3)



Рис. 15. ЛЧХ скоректированной системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления (способ 3)

Fig. 15. LFC of the adjusted control system of the EPTS module when the resistance changes (method 3)

Из рис. 14 и 15 видно, что система управления остается устойчивой при изменении величин сопротивлений, а частота среза и запас по фазе меняются незначительно.

ИЧХ ИСЭП, измеренные на имитационной модели согласно (3), при вариации сопротивлений резисторов $R_{\rm yC}2$ и $R_{\rm Ky}1$ в аналогичных диапазонах, что и в предыдущих случаях, показаны на рис. 16 и 17.



Рис. 16. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления $R_{yc}2$ (способ 3) Fig. 16. IFC of the closed-loop control system of the EPTS module when changing the resistance $R_{ys}2$ (method 3)

Из рис. 16 видно, что варьирование сопротивления обратной связи $R_{\rm yc}2$ ОУ изменяет активную составляющую ИЧХ ИСЭП без изменения индуктивной составляющей ИЧХ.



Рис. 17. ИЧХ замкнутой системы управления модуля ИСЭП при изменении сопротивления R_{yC}1 (способ 3)



При варьировании сопротивления R_{yc} 1 КУ одновременно изменяются активная и индуктивная составляющие ИЧХ, что усложняет регулирование ИЧХ ИСЭП.

Заключение

Сравнительный анализ результатов имитационного моделирования трёх способов коррекции и регулирования ИЧХ ИСЭП показал:

1. Все три способа позволяют регулировать ИЧХ ИСЭП в низкочастотной и среднечастотной области ИЧХ без ухудшения устойчивости системы управления ИСЭП.

2. Для практического применения следует рекомендовать второй способ коррекции и регулирования ИЧХ ИСЭП, позволяющего раздельно регулировать низкочастотную и среднечастотную области ИЧХ, что позволяет существенно упростить настройку ИЧХ ИСЭП в соответствии с заданными требованиями.

Библиографические ссылки

1. Системы электропитания космических аппаратов / Б. П. Соустин, В. И. Иванчура, А. И. Чернышев, Ш. Н. Исляев. Новосибирск : Наука ; Сибирская издательская фирма, 1994. 318 с.

2. Spacecraft Power System Technologies / Q. Chen, Z. Liu, X. Zhang, L. Zhu. Springer. 2020. 321 p.

3. Груздев А. И., Пушко С. В., Шевцов М. С. Инновационные подходы к проектированию систем электроснабжения низкоорбитальных космических аппаратов со сроком активного существования 7 и более лет // Вопр. электромех. 2022. № 2. С. 24–33.

4. Краснобаев Ю. В. Методология синтеза законов и структур устройств управления конверторами // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 4. С. 39–48.

5. Краснобаев Ю. В. Перспективы развития зарядно-разрядных устройств систем электропитания космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 115–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-115-125.

6. Fernandez-Serantes, Luis-Alfonso; Casteleiro-Roca, José-Luis. Data dimensionality reduction for an optimal switching mode classification applied to a step-down power converter // Logic Journal of the IGPL, 2024. DOI: https://doi.org/10.1093/jigpal/jzae036.

7. Eraydin H., Bakan A. F. Efficiency comparison of asynchronous and synchronous buck converter // In 2020 6th International Conference on Electric Power and Energy Conversion Systems (EPECS). 2020. P. 30–33.

8. Патент 154432 Российская Федерация, МПК G01R 31/00. Комплекс для наземных испытаний систем электропитания космических аппаратов / Е. А. Мизрах, Р. В. Балакирев, Д. К. Лобанов, А. С. Федченко, Н. В. Штабель ; заявитель и патентообладатель СибГАУ им. М. Ф. Решетнева. № 2015109968/28; заявл. 20.03.15; опубл. 27.08.15, Бюл. № 24.

9. Патент 159208 Российская Федерация, МПК G01R 31/00. Комплекс для наземных испытаний систем электропитания космических аппаратов / Е. А. Мизрах, Р. В. Балакирев, Д. К. Лобанов, С. Б. Ткачев, А. С. Федченко; заявитель и патентообладатель СибГАУ им. М.Ф. Решетнева. № 2015145047/28; заявл. 20.10.15; опубл. 10.02.16, Бюл. № 4.

10. Mizrah E. A., Lobanov D. K., Kopylov E. A., Balakirev R. V., Fedchenko A. S. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries. *IOP*. 2017, No. 255, P. 012016.

11. Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrah E. A. [Control process absolute stability analysis of charge-discharge device with load converter in constant power mode]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 281–292 (In Russ.).

12. Mizrach E. A., Poimanov D. N., Balakirev R. V. et al. [Automated system for simulating electrical characteristics of spacecraft power supply systems]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2016, Vol. 17, No. 3, P. 702–709 (In Russ.).

13. Lobanov D. K., Mizrah E. A., Samotik L. A., Tkachev S. B., Shtabel N. V. [Energy saving simulation test complex for spacecraft power supplies full-scale electrical tests]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 400–408 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-400-408.

14. Mizrakh E. A., Solodilov I. P. Regulation of the output impedance of a specialized power supply via a control circuit. *Materials of the XX International Scientific Conference of Bachelors, Masters, Postgraduate Students and Young Scientists*. Krasnoyarsk, 2021, P. 379–381 (In Russ.).

15. Mizrakh E. A., Solodilov I. P. A device for regulating the output impedance of a specialized power supply. *Reshetnevsky readings. Materials of the XXV International scientific-practical conference, Siberian State University named after. M. F. Reshetneva.* 2021, Part 1, P. 386–389.

References

1. Soustin B. P., Ivanchura V. I., Chernyshev A. I., Islyaev Sh. N. [Power supply systems for spacecraft]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1994, 318 p.

2. Qi Chen, Zhigang Liu, Xiaofeng Zhang, Liying Zhu. Spacecraft Power System Technologies. Springer. 2020. 321 p.

3. Gruzdev A. I., Pushko S. V., Shevtsov M. S. [Innovative approaches to the design of power supply systems for low-orbit spacecraft with an active life of 7 years or more]. *Issue. Electromech.* 2022, No. 2, P. 24–33 (In Russ.).

4. Krasnobaev Yu. V. [Methodology for the synthesis of laws and structures of converter control devices, Yu. V. Krasnobaev]. *Universities Instrumentation*. 2004, Vol. 47, No. 4, P. 39–48 (In Russ.).

5. Krasnobaev Yu. V. [Prospects for the development of charge-discharge devices for power supply systems for spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 115–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-115-125.

6. Fernandez-Serantes, Luis-Alfonso; Casteleiro-Roca, José-Luis. Data dimensionality reduction for an optimal switching mode classification applied to a step-down power converter. Logic Journal of the IGPL, 2024. Available at: https://doi.org/10.1093/jigpal/jzae036.

7. Eraydin H., Bakan A. F. Efficiency comparison of asynchronous and synchronous buck converter. *In 2020 6th International Conference on Electric Power and Energy Conversion Systems* (*EPECS*). 2020, P. 30–33.

8. Mizrakh E. A., Balakirev R. V., Lobanov D. K., Fedchenko A. S., Shtabel N. V. *Kompleks dlya nazemnykh ispytaniy sistem elektropitaniya kosmicheskikh apparatov* [Complex for ground testing of spacecraft power supply systems]. Patent RF, No. 154432. 2015 (In Russ.).

9. Mizrakh E. A., Balakirev R. V., Lobanov D. K., Tkachev S. B., Fedchenko A. S. *Kompleks dlya nazemnykh ispytaniy sistem elektropitaniya kosmicheskikh apparatov* [Complex for ground testing of spacecraft power supply systems]. Patent RF, No. 159208. 2016 (In Russ.).

10. Mizrah E. A., Lobanov D. K., Kopylov E. A., Balakirev R. V., Fedchenko A. S. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries. *IOP*. 2017, No. 255, P. 012016.

11. Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrah E. A. [Control process absolute stability analysis of charge-discharge device with load converter in constant power mode]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 281–292 (In Russ.).

12. Mizrach E. A., Poimanov D. N., Balakirev R. V. et al. [Automated system for simulating electrical characteristics of spacecraft power supply systems]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2016, Vol. 17, No. 3, P. 702–709 (In Russ.).

13. Lobanov D. K., Mizrah E. A., Samotik L. A., Tkachev S. B., Shtabel N. V. [Energy saving simulation test complex for spacecraft power supplies full-scale electrical tests]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 400–408 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-400-408.

14. Mizrakh E. A., Solodilov I. P. Regulation of the output impedance of a specialized power supply via a control circuit. *Materials of the XX International Scientific Conference of Bachelors, Masters, Postgraduate Students and Young Scientists.* Krasnoyarsk, 2021, P. 379–381 (In Russ.).

15. Mizrakh E. A., Solodilov I. P. A device for regulating the output impedance of a specialized power supply. *Reshetnevsky readings. Materials of the XXV International scientific-practical conference, Siberian State University named after. M. F. Reshetneva.* 2021, Part 1, P. 386–389.

© Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Харлашина С. В., 2024

Харлашина Софья Вячеславовна – ассистент кафедры систем автоматического управления; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kharlashina.v@mail.ru.

Mizrakh Yenis Avrumovich – Cand. Sc., Professor of the Department of Automatic Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: enis-home@mail.ru.

Lobanov Dmitry Konstantinovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Automatic Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: cetrined@yandex.ru.

Kharlashina Sofya Vyacheslavovna – Assistant of the Department of Automatic Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kharlashina.v@mail.ru.

Мизрах Енис Аврумович – кандидат технических наук, профессор кафедры систем автоматического управления; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: enis-home@mail.ru.

Лобанов Дмитрий Константинович – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: cetrined@yandex.ru.

УДК 623.543; 629.762.2 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359

Для цитирования: Миняев С. И. Повышение возможностей испытательной баллистической ракеты по разведению объектов испытаний // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 351–359. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359.

For citation: Minyaev S. I. [Increasing the capabilities of a test ballistic missile to separate test objects]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 351–359. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-351-359.

Повышение возможностей испытательной баллистической ракеты по разведению объектов испытаний

С. И. Миняев

АО «Корпорация «Московский институт теплотехники» Российская Федерация, 127273, г. Москва, ул. Березовая аллея, 10 E-mail: info@corp-mit.ru

Предметом исследования настоящей работы являются траекторные характеристики испытательной баллистической ракеты (ИБР) дальнего действия.

Цель исследования – повышение возможностей ИБР по разведению объектов испытаний (ОИ). При этом в качестве обобщенной количественной меры данного повышения принят запас топлива ступени разведения (СР), расходуемого на разведение ОИ.

Поставлена и численно-аналитически решена проектно-баллистическая задача рационализации распределения имеющегося топлива СР ИБР между следующими основными характерными участками её полета: компенсации недолета последней маршевой ступени; разворотов с последующей угловой стабилизацией, отхода и увода; отделения ОИ (участок разведения).

В результате показано, что без снижения качества выполнения задач пусков ИБР допустимо перераспределение расходуемого топлива СР между данными участками относительно распределения для штатной баллистической ракеты (ШБР), приводящее к существенному увеличению его запаса, расходуемого на участке отделения ОИ (при полете по баллистической вертикали).

При этом достигается цель исследования – повышаются возможности ИБР по разведению ОИ, что, при непосредственном планировании пусков, может выражаться в увеличении количества и / или суммарной массы ОИ и/или увеличении скоростных или временных интервалов в порядке последовательного отделения ОИ.

В приведенных численных примерах (использующих в качестве ИБР переоборудованную трехступенчатую ШБР) также прослеживается существенная зависимость количества приращения топлива СР, расходуемого на участке отделения ОИ, от следующих траекторных условий испытательных пусков (соответствующие исходные данные (ИД) для расчетов заимствованы из ранее опубликованной работы автора): протяженности трассы; кинематических параметров выведения в момент начала автономного полета СР, определяемых задачей пуска.

В ходе исследования применены методы теории полета и проектной баллистики ракет дальнего действия.

В качестве заключения можно отметить, что рассмотренные задача и методы её решения могут быть полезны (естественно, с учетом проведения необходимых специализированных доработок) в работах уровня исполнительной баллистики при планировании и оценке результатов пусков ИБР.

Ключевые слова: рациональное распределение количества топлива, ступень разведения, испытательная баллистическая ракета.

Increasing the capabilities of a test ballistic missile to separate test objects

S. I. Minyaev

JSC Corporation Moscow Institute of Heat Technology 10, Berezovaya alleya, Moscow, 127273, Russian Federation E-mail: info@corp-mit.ru

The subject of this study is the trajectory characteristics of the long-range test ballistic missile (TBM). The purpose of the study is to increase the capabilities of TBM in separating test object (TO). At the same time, as a generalized quantitative measure of this increasing the post-boost vehicle (PBV) fuel reserve consumed for separation of TO is taken.

The design-ballistic task of rationalizing the distribution of the available fuel of the TBM DS between the following main characteristic section of its flight has been set and numerically and analytically solved: final sustainer stage underperformance compensation; turns with subsequent angular stabilization, retreats and lead away; TO disconnection (separation section).

As a result, it is shown that without reducing the quality of TBM launch tasks, it is permissible to redistribute the consumed fuel of the PBV between these section relative to the distribution for a standard ballistic missile (SBM), leading to a significant increase in its reserve consumed in the section of disconnection of the TO (when flying along the ballistic vertical).

At the same time, the purpose of the study is achieved – the capabilities of the TBM in the separation of the TO are increased, which, while direct planning of launches is evaluating, can be expressed in an increase in the number and/or total mass of the TO and/or an increase in speed or time intervals in the order of sequential disconnections of the TO.

The given numerical examples (using a converted three-stage SBM as a TBM) also show a significant dependence of the amount of fuel increment of the PBV consumed at the TO disconnections of the trajectory conditions of test launches (the corresponding initial data (ID) for calculations are borrowed from the author's previously published work): length of the route; kinematic parameters of launch at the moment of independent PBS flight beginning determined by the launch task.

During the study, methods of flight theory and design ballistics of LR missiles were used.

As a conclusion, it can be noted that the considered task and methods for its solution can be useful (of course, taking into account the necessary specialized improvements) in works of the executive ballistics level when planning and evaluating the result of TBM launches.

Keywords: rational distribution of fuel quantity, post-boost vehicle, test ballistic missile.

1. Введение

Настоящая работа посвящена вопросу обоснования рационального распределения количества топлива, расходуемого СР ИБР дальнего действия (переоборудываемой из ШБР [1]) на характерных участках её полета.

Целью такой работы является повышение возможностей ИБР по разведению типовых баллистических ОИ [2] (под возможностями разведения понимается количество и/ или суммарная масса ОИ и/ или интервалы в порядке последовательного отделения ОИ. Стремление же повысить данные возможности естественным образом связано с желанием максимизировать экономическую отдачу от использования ИБР [1]).

Намеченная цель достигается при следующих основных положениях и ограничениях:

 – под повышением располагаемых возможностей разведения понимается увеличение массы топлива, расходуемого при разведении ОИ на участке отделения ОИ от СР [3];

- с учетом принципиальных различий между идеологией построения траекторий ШБР (обеспечение попадания в заданную точку прицеливания (ТПр) с заданной точностью и

в заданное время) и ИБР (обеспечение выведения испытываемых ОИ с обеспечением запланированных уровней механических или тепловых нагружений на атмосферном пассивном участке траектории [4]), в настоящей работе прорабатывается идея экономии топлива СР ИБР при компенсации недолета последней маршевой ступени относительно ТПр;

– реализуется данная идея за счет неполной компенсации вышеуказанного недолета (в общем случае, возможно, и перелета) компенсацией его только в проекции на λ -направление с расширением множества на поверхности Земли, на которое осуществляется наведение СР [2], с общепринятой ТПр [5] до некоторой линии прицеливания (ЛПр), ориентированной по оси естественной дальности целевой системы координат [6], с центром в ТПр (при этом допустимая длина ЛПр определяется исходя из требований по безопасности и информативности пуска с учетом размещения на местности траекторных средств получения информации [7]; условий обеспечения требуемой точности работы данных траекторных средств [8; 9]; общирности и доступности территорий, подлежащих обязательному обследованию и оповещению перед пуском [7]).

О ранее опубликованных работах других авторов, посвященных подобным исследованиям, автору настоящей статьи не известно.

Далее в статье:

- в разделе 2 приведено описание используемых модельных ИД и математических моделей;
- в разделе 3 сформулирована постановка задачи и изложены методы её решения;
- в разделе 4 приведены примеры решения поставленной задачи;
- в разделе 5 приведено заключение о проделанной работе.

2. Используемые ИД и математические модели

Настоящая работа больше относится к направлению проектной баллистики, чем к направлению баллистики обеспечения пусков (в терминологии [10; 11]), в связи с чем использование относительно простых математических моделей полета призвано повысить как наглядность исследований (не внося излишних сложностей чисто технического характера в восприятие материала), так и общность достигнутых результатов. С этой целью в статье приведены численные примеры. При желании читателем может быть проведено самостоятельное наращивание степени подробности используемых математических моделей.

2.1. Описание модельных ИД в части ШБР:

– максимальная прицельная дальность стрельбы 10000,0 км [12];

– максимальный недолет (разумеется, по некоторому достаточно высокому уровню вероятности [6]) последней маршевой ступени по кажущейся скорости $\Delta W_{rap} = 70.3$ м/с [12];

– СР отделяет все ОИ на одном участке движения в направлении баллистической вертикали (v-направление) [6] (при этом осуществляется трехпараметрическое терминальное наведение на плановые геодезические ТПр и полное полетное время [2]);

- совокупность ОИ имеет общую массу m_{OH} ;

– полный запас топлива двигательной установки СР с начальной массой $m_{\rm CP} = 525,5$ кг [12] составляет $\omega_{\rm non} = 25,62$ кг [12] и представляется в виде суммы [10; 12]

$$\omega_{\text{пол}} = \omega_{\text{rap}} + \omega_{\text{p+orx}} + \omega_{\text{yo}}, \qquad (1)$$

где гарантийные запасы топлива [6; 12], расходуемые на компенсацию ΔW_{rap} , вычисляются по формуле

$$\omega_{\rm rap} = \frac{\Delta W_{\rm rap} \cdot m_{\rm CP}}{J_1 \cdot \cos(\alpha)},\tag{2}$$

расходы на разворот СР на v-направление, её стабилизацию, отход и увод СР от последнего отделившегося ОИ задаются постоянными и равными $\omega_{p+orx} = 4,49$ кг [12];

– расходы на обеспечение отделения ОИ в заданном порядке ω_{yo} [12] вычисляются по формуле (1);

– масса СР представляется в виде суммы [12]

$$m_{\rm CP} = 1, 1 \cdot (m_{\rm OH} + m_{\rm III} + m_{\rm CY} + m_{\rm KCP} + m_{\rm KДY} + \omega_{\rm пол}).$$
(3)

2.2. Описание модельных ИД в части ИБР:

– задаются кинематические параметры траектории в момент *t*_к окончания работы двигательной установки последней (3-й) маршевой ступени и начала работы двигательной установки СР в следующем объеме:

 V_{κ} – модуль земной скорости;

θк – угол наклона земной скорости к местному горизонту;

 $h_{\rm k}$ – высота над поверхностью Земли;

 ϕ_{κ} – угловая дальность от точки старта до подспутниковой точки;

 $\phi_{\text{пол}}-$ угловая дальность от точки старта до $T\Pi p;$

– используется «импульсный» подход [13] в пространстве кажущихся скоростей для расчета конечных параметров полета СР на основе заданных конечных параметров полета последней маршевой ступени;

– значение ω_{p+orx} заимствуется от ШБР;

- задается новое значение массы совокупности испытываемых ОИ *m*_{OU}.

3. Постановка задачи и методы её решения

3.1. Для ИД, приведенных в подразделе 2.2, задача состоит в получении количественной сравнительной оценки ω_{vo} :

- с полной компенсацией недолета последней маршевой ступени (идеология построения траектории ШБР);

- с неполной компенсацией недолета последней маршевой ступени (идеология построения траектории ИБР).

3.2. Для решения поставленной задачи используются два метода:

– метод A – компенсация промаха последней маршевой ступени ИБР производится только в проекции на λ -направлении (т. е. осуществляется двухпараметрическое терминальное наведение на плановые геодезические ТПр [2]);

– метод Б – наведение СР на ЛПр (более точно применительно к практическим приложениям – например, на граничную точку ЛПр или ближайшую к ТПр достижимую точку ЛПр в зависимости от фактически реализовавшегося недолета), в результате чего уменьшается величина компенсируемого промаха последней маршевой ступени λ-направления.

Естественно, что рациональное применение данных методов является последовательным:

– сначала метод А;

- затем метод Б (в совокупности с ранее примененным методом А).

В ходе применения метода А:

проводится расчет максимального недолета последней маршевой ступени в проекции на λ-направление:

$$\Delta W_{\rm rap,\lambda} = \Delta W_{\rm rap} \cdot \cos(\theta_{\lambda} - \theta_{\rm K}); \tag{4}$$

- определяется соответствующий гарантийный запас топлива:

$$\omega_{\mathrm{rap},\lambda} = \frac{\Delta W_{\mathrm{rap},\lambda} \cdot m_{\mathrm{CP}}}{J_1 \cdot \cos(\alpha)};$$
(5)

- определяется новое значение массы топлива, расходуемого на участке отделения:

$$\omega_{yo,\lambda} = \omega_{non} - \omega_{rap,\lambda} - \omega_{p+orx}.$$
 (6)

В ходе применения метода Б:

- задается допустимая ЛПр [$-L_{\Pi\Pi p}$; $L_{\Pi\Pi p}$] с ППр в точке в 0;

– вычисляется по первой формуле (3.9) источника [14] по значениям V_{κ} , θ_{κ} , h_{κ} , ϕ_{κ} , и $\phi_{\text{пол}}$ частная баллистическая производная $\partial L/\partial V_{\kappa}$ (в настоящей работе она используется при оценке приращения дальности на пассивном участке траектории. Как видно, при этом предполагается упрощенный учет его атмосферной части, что, однако, является достаточным для проектнобаллистического уровня расчетов. Более точный расчет данной производной или полный отказ от её использования за счет выполнения непосредственного интегрирования уравнений движения ОИ с учетом зависимости метеопараметров атмосферы от геодезических координат и месяца года целесообразно выполнять при подготовке данных на пуски);

 – определяется допустимая величина не компенсируемого промаха последней маршевой ступени:

$$\delta W_{\kappa} = \frac{L_{\text{JIIIp}}}{\frac{\partial L}{\partial V_{\kappa}}};$$
(7)

– определяется её проекция на λ-направление:

$$\delta W_{\rm rap,\lambda} = \delta W_{\rm rap} \cdot \cos(\theta_{\lambda} - \theta_{\kappa}); \tag{8}$$

компенсируемый промах в проекции на λ-направление уменьшается на допустимую величину:

$$\Delta W_{\rm rap,\lambda}^* = \Delta W_{\rm rap,\lambda} - \delta W_{\rm rap,\lambda}; \tag{9}$$

- корректируется гарантийный запас топлива:

$$\omega_{\mathrm{rap},\lambda}^{*} = \frac{\Delta W_{\mathrm{rap},\lambda}^{*} \cdot m_{\mathrm{CP}}}{J_{1} \cdot \cos(\alpha)};$$
(10)

– определяется скорректированное значение массы топлива, расходуемого на участке отделения:

$$\omega_{yo,\lambda}^* = \omega_{non} - \omega_{rap,\lambda}^* - \omega_{p+orx}.$$
 (11)

Сравнение схем полета СР ШБР и СР ИБР без использования ЛПр проиллюстрировано на рис. 1. Схема полета СР ИБР при введении ЛПр приведена на рис. 2.



Рис. 1. Схемы полета СР (серым цветом) ШБР (слева) и ИБР (справа) без ЛПр Fig. 1. Flight diagrams of SBM (left) and TBM (right) PBV (grey) without targeting line



Рис. 2. Схема полета СР (серым цветом) ИБР с ЛПр

Fig. 2. Flight diagrams of TBM PBV (grey) with targeting line

4. Решение задачи на примере модельных ИД

4.1. Пример 1: стрельба ИБР на полигонную дальность 2000,0 км с траекторными параметрами в момент t_{κ} [15]:

 $V_{\rm k} = 5676,6 \, {\rm m/c};$ $\theta_{\rm k} = -18,9^{\circ};$ $h_{\rm k} = 250847,1 \, {\rm m};$ $\phi_{\rm k} = 12,39^{\circ};$ $\phi_{\rm non} = 17,99^{\circ}.$

Задается новое значение $m_{OH} = 331,3$ кг (на 100,0 кг больше исходного значения для ШБР [12]).

Задается $L_{ЛПр} = 1,0$ км.

Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

	Илеология ШБР	Идеология ИБР			
	идсология шы	Метод А	Методы А и Б		
Компенсируемый недо-	$\Delta W_{\rm rap} = 70,3$	$\Delta W_{\rm rap,\lambda} = 12,1$	$\Delta W^*_{rap,\lambda} = 8,5$		
лет, м/с	(ИД раздела 2)	(по формуле (4))	(по формулам (7, 8, 9))		
Гарантийный запас топ-	$\omega_{\rm rap} = 19,75$	$\omega_{\mathrm{rap},\lambda} = 3,40$	$\omega_{rap,\lambda}^* = 2,39$		
лива СР, кг	(по формулам (3, 2))	(по формуле (5))	(по формуле (10))		
Топливо, расходуемое на	$\omega_{yo} = 1,38$	$\omega_{yo,\lambda} = 17,73$	$\omega_{yo,\lambda}^* = 18,74$		
отделение, кг	(по формуле (1))	(по формуле (6))	(по формуле (11))		

Результаты расчетов для примера 1

Из табл. 1 следует, что для принятых ИД:

– применение метода A позволяет существенно (в 12,85 раза) увеличить $\omega_{yo}\,;$

– дополнительное применение метода Б позволяет увеличить ω_{уо} ещё в 1,06 раза.

4.2. Пример 2: стрельба ИБР на полигонную дальность 6000,0 км с траекторными параметрами в момент t_{κ} [15]:

 $V_{\rm k} = 5680,6 \, {\rm m/c};$ $\theta_{\rm k} = 11,47^{\circ};$ $h_{\rm k} = 644904,6 \, {\rm m};$ $\phi_{\rm k} = 9,08^{\circ};$ $\phi_{\rm non} = 53,96^{\circ}.$ Задается новое значение $m_{OH} = 281,3$ кг (на 50,0 кг больше исходного значения для ШБР [12]). Задается $L_{\Pi\Pi p} = 4,0$ км.

Результаты расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2

	Илеология ШБР	Идеология ИБР			
	идеология шы	Метод А	Методы А и Б		
Компенсируемый недо-	$\Delta W_{\rm rap} = 70,3$	$\Delta W_{\mathrm{rap},\lambda} = 63,3$	$\Delta W^*_{rap,\lambda} = 62,0$		
лет, м/с	(ИД раздела 2)	(по формуле (4))	(по формулам (7, 8, 9))		
Гарантийный запас топ-	$\omega_{rap} = 18,04$	$\omega_{\mathrm{rap},\lambda} = 16,25$	$\omega_{rap,\lambda}^* = 15,9$		
лива СР, кг	(по формулам (3, 2))	(по формуле (5))	(по формуле (10))		
Топливо, расходуемое	$\omega_{yo} = 3,09$	$\omega_{yo,\lambda} = 4,88$	$\omega_{yo,\lambda}^* = 5,23$		
на отделение, кг	(по формуле (1))	(по формуле (6))	(по формуле (11))		

Результаты расчетов для примера 2

Из табл. 2 следует, что для принятых ИД:

- применение метода А позволяет увеличить ω_{уо} в 1,58 раза;

- дополнительное применение метода Б позволяет увеличить ω_{vo} еще в 1,07 раза.

5. Заключение

Из изложенного следует, что поставленная цель исследований достигнута, а именно:

– решена проектно-баллистическая задача реализации рационального распределения расходуемого топлива СР ИБР;

– разработан двухэтапный метод повышения возможностей ИБР по разведению ОИ.

Предлагаемый двухэтапный метод позволяет существенно (до нескольких раз) увеличить располагаемый запас топлива СР, предназначенный для разведения ОИ.

Рассмотренная задача и предложенные методы её решения могут быть, с необходимыми специализированными доработками (например, с учетом районов падения отделяемых частей ИБР по конкретной трассе пусков [16, 17]), использованы в работах уровня исполнительной баллистики при планировании и оценке результатов пусков ИБР дальнего действия.

Библиографические ссылки

1. Веселовский А. В. Ядерный щит. Записки испытателя // Саров: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2003. 256 с.

2. Разорёнов Г. Н., Бахрамов Э. А., Титов Ю. Ф. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями). М. : Машиностроение, 2003. 584 с.

3. Лебедев Г. Н. Системы управления летательными аппаратами. М. : Изд-во МАИ, 2007. 756 с.

4. Куреев В. Д., Миняев С. И., Черниченко В. Б. Формирование траекторий исследовательских баллистических ракет по параметрам тепловых потоков и скоростных напоров, воздействующих на объект испытаний // Сб. науч. ст. 4 ГЦМП МО РФ 2021 г. 2021. Кн. 2. С. 275–286.

5. Энциклопедия Ракетных войск стратегического назначения. М. : Премьер Партнер, 2014. 875 с.

6. Разоренов Г. Н. Лекции по механике полета баллистических ракет. М. : Машиностроение ; Полет, 2019. 564 с.

7. Проблемные вопросы использования трасс запусков космических аппаратов и районов падения отделяющихся частей ракет космического назначения : монография / В. В. Авдошкин, Н. Ф. Аверкиев, А. А. Ардашок и др. ; под ред. А. С. Фадеева, Н. Ф. Аверкиева. СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2016. 372 с.

8. Проектирование и испытания баллистических ракет / под ред. В. И. Варфоломеева, М. И. Копытова. М. : Воениздат, 1970. 392 с.

9. Щит России: системы противоракетной обороны / В. С. Белоус и др. М. : Из-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. 504 с.

10. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенов Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 308 с.

11. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Внешняя баллистика. М. : Машиностроение, 2005. 608 с.

12. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет / Ю. М. Николаев, С. Д. Панин, Ю. С. Соломонов, М. П. Сычев. Ч. 2. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 140 с.

13. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.

14. Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет / Ю. М. Николаев, С. Д. Панин, Ю. С. Соломонов, М. П. Сычев. Ч. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. 104 с.

15. Миняев С. И. Баллистическая пауза на траекториях испытательных ракет: назначение и оценка эффективности // Труды НПЦАП. 2023. Т. 3(65). С. 27–40.

16. Куреев В. Д., Миняев С. И., Черниченко В. Б. Внешнебаллистическая проработка возможностей сокращения числа используемых выделенных районов при проведении пусков исследовательских ракет // Труды МИТ. 2021. Т. 21, ч. 1. С. 114–122.

17. Миняев С. И. Подход к назначению размеров районов падения отделяемых частей и аварийных трасс при пусках баллистических ракет дальнего действия // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2022. Вып. 122. С. 67–75.

References

1. Veselovskiy A. V. *Yadernyy shchit. Zapiski ispytatelya* [Nuclear shield. Notes from the tester]. Sarov, RFYaTs-VNIIEV Publ., 2003, 256 p.

2. Rasorenov G. N., Bakhramov E. A., Titov Yu. V. Sistemy upravleniya letatel'nymi apparatami (ballisticheskimi raketami i ikh golovnymi chastyami) [Aircraft control systems (ballistic missiles and their warheads)], Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 584 p.

3. Lebedev G. N. *Sistemy upravleniya letatel'nymi apparatami* [Aircraft control system], Moscow, MAI Publ., 2007, 756 p.

4. Kureev V. D., Minyaev S. I., Chernichenko V. B. [Formation of trajectories of research ballistic missiles by parameters of heat flows and velocity heads acting on the test object]. *Sb. nauch. st. 4 GTsMP MO RF 2021 g.* 2021, P. 275–286 (In Russ.).

5. *Entsiklopediya Raketnykh voysk strategicheskogo naznacheniya* [Encyclopedia of Strategic Missile Forces], Moscow, Prem'er partner Publ., 2014, 875 p.

6. Razorenov G. N. *Lektsii po mekhanike poleta ballisticheskikh raket* [Lectures on ballistic missile flight mechanics], Moscow, Mashinostroenie, Polet Publ., 2019, 564 p.

7. Fadeev A. S., Avdoshin V. V., Averkiev N. F., Ardashok A. A. *Problemnye voprosy is-pol'zovaniya trass zapuskov kosmicheskikh apparatov i rayonov padeniya otdelyayushchikhsya chastey raket kosmicheskogo naznacheniya* [Problematic issues of the use of spacecraft launch routes and areas of impact of separating parts of space rockets]. St. Petersburg, VKA im. A. F. Mozhayskogo Publ., 2016, 392 p.

8. *Proektirovanie i ispytaniya ballisticheskikh raket* [Ballistic missile design and testing]. Ed. Varfolomeev V. I., Kopytov M. I. Moscow, Voenizdat Publ., 1970, 392 p.

9. Belous V. S. et al. *Shchit Rossii: sistemy protivoraketnoy oborony* [Russia shield: missile defense system]. Moscow, MGTU imeni N. E. Baumana Publ., 2009, 504 p.

10. Testoedov N. A., Kolga V. V., Semenov L. A. *Proektirovanie i konstruirovanie ballisticheskikh raket i raket-nositeley* [Design and engineering of ballistic missiles and launch vehicles]. Krasnoyarsk, 2013, 308 p.

11. Dmitrievskiy A. A, Lysenko L. N. *Vneshnyaya ballistika* [Exterior ballistic]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005, 608 p.

12. Nikolaev Yu. M., Panin S. D., Solomonov Yu. S., Sychev M. P. *Osnovy proektirovaniya tver-dotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket* [Solid fuel guided ballistic missile design fundamentals]. Moscow, MGTU im. N. E. Baumana Publ., Part 2, 2000, 140 p.

13. Sikharulidze Yu. G. *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, BINOM. Laboratoriya znaniy Publ., 2013, 407 p.

14. Nikolaev Yu. M., Panin S. D., Solomonov Yu. S., Sychev M. P. *Osnovy proektirovaniya tver-dotoplivnykh upravlyaemykh ballisticheskikh raket* [Solid fuel guided ballistic missile design fundamentals]. Moscow, MGTU im. N. E. Baumana Publ., 1998, Part 1, 104 p.

15. Minyaev S. I. [Ballistic pause on test missile trajectories: purpose and performance evaluation]. *Trudy NPTsAP*. 2023, Vol. 65, No. 3, P. 27–40 (In Russ.).

16. Kureev V. D., Minyaev S. I., Chernichenko V. B. [External ballistic study of the possibilities of reducing the number of allocated areas used when launching research missiles]. *Trudy MIT*. 2021, No. 21, P. 275–286 (In Russ.).

17. Minyaev S. I. [Approach to sizing of drop areas of separated parts and emergency routes during long-range ballistic missile launches]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk.* 2022, No. 122, P. 67–75 (In Russ.).

© Миняев С. И., 2024

Миняев Сергей Игоревич – кандидат физико-математических наук, начальник отдела баллистики; АО «Корпорация «Московский институт теплотехники». E-mail: info@corp-mit.ru.

Minyaev Sergey Igorevich – Cand. Sc., head of the department of ballistics; JSC Corporation Moscow Institute of Heat Technology. E-mail: info@corp-mit.ru.

УДК 629.78 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-360-370

Для цитирования: Ходенков А. А., Делков А. В. Экспериментальная установка для испытаний двухфазных систем терморегулирования космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 360–370. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-360-370.

For citation: Khodenkov A. A., Delkov A. V. [Development of an experimental unit and methodology for groundbased experimental testing of two-phase thermoregulation systems for spacecrafts]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 360–370. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-360-370.

Экспериментальная установка для испытаний двухфазных систем терморегулирования космических аппаратов

А. А. Ходенков^{*}, А. В. Делков

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 *E-mail: hodenkov.aa@gmail.com

В настоящей работе представлено подробное описание экспериментальной установки для испытаний двухфазных систем терморегулирования космических аппаратов. Установка представляет собой климатическую камеру для имитации реальных условий функционирования элементов в области отрицательных температур и включает в себя три контура: контур насосной прокачки теплоносителя, соответствующий по параметрам исследуемой системе терморегулирования, контур системы охлаждения и контур имитатора тепловой нагрузки. В качестве имитатора тепловой нагрузки используются электрические нагревательные элементы. Прозрачные вставки обеспечивают возможность визуального контроля структуры двухфазного потока при кипении и оценки объемного содержания паровой фазы.

Для рассматриваемой установки была разработана методика проведения испытаний, включающая в себя алгоритм проведения испытаний и описание программно-аппаратных средств испытаний. Программно-аппаратные средства испытаний включают в себя электронные средства измерений основных параметров рабочих режимов двухфазного контура системы терморегулирования и автоматизированную систему управления процессом испытаний.

Разработанная автоматизированная система управления процессом испытаний предоставляет возможность мониторинга широкого спектра теплофизических параметров теплоносителя в различных точках контура. Система управления основана на использовании программируемых логических контроллеров. Для автоматизации работы установки в стенде применяется контроллер OBEH ПЛК200 – моноблочный контроллер с дискретными и аналоговыми входами/выходами, предназначенный для контроля и управления режимами работы малых систем. Основой программной части алгоритма является среда CODESYS.

Результаты, полученные в работе, могут быть использованы при планировании и реализации программ наземной экспериментальной отработки двухфазных систем терморегулирования, при разработке испытательных стендов для проведения исследований систем космических аппаратов.

Ключевые слова: наземная экспериментальная отработка, климатическая камера, двухфазная система терморегулирования, экспериментальное исследование, система измерения, автоматизация управления процессом испытаний.

Development of an experimental unit and methodology for ground-based experimental testing of two-phase thermoregulation systems for spacecrafts

A. A. Khodenkov^{*}, A. V. Delkov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation *E-mail: hodenkov.aa@gmail.com

This article presents a detailed description of an experimental setup for testing two-phase thermal control systems of spacecraft. The setup is a climatic chamber for simulating real operating conditions of elements in the subzero temperature range and includes three circuits: a coolant pumping circuit corresponding in parameters to the thermal control system under study, a cooling system circuit, and a thermal load simulator circuit. Electric heating elements are used as a thermal load simulator. Transparent inserts provide the ability to visually monitor the structure of a two-phase flow during boiling and estimate the volume content of the vapor phase.

A testing methodology was developed for the installation under consideration, including a testing algorithm and a description of the software and hardware testing tools. The software and hardware testing tools include electronic measuring tools for the main parameters of the operating modes of the two-phase thermal control system and an automated testing process control system.

The developed automated testing process control system provides the ability to monitor a wide range of thermal and physical parameters of the coolant at various points in the circuit. The control system is based on the use of programmable logic controllers. To automate the operation of the installation, the OWEN PLC200 controller is used in the stand – a monoblock controller with discrete and analog inputs/outputs, designed to control and manage the operating modes of small systems. The software part of the algorithm is based on the CODESYS environment.

The results obtained in the work can be used in planning and implementing programs for ground-based experimental testing of two-phase thermal control systems, in developing test stands for conducting research on spacecraft systems.

Keywords: ground experimental testing, climate chamber, two-phase temperature control system, experimental study, measurement system, automation of testing process management.

Введение

Наземная экспериментальная отработка (НЭО) является значимой частью системы проектирования и конструирования современных космических аппаратов (КА). Это критически важный и многоступенчатый процесс, основной задачей которого является проверка функционирования элементов и систем КА при принятых инженерно-технических решениях, проверка соблюдения определенных в техническом задании требований к характеристикам КА. НЭО могут подвергаться как отдельные подсистемы, узлы, функциональные элементы, так и полностью собранные КА. НЭО КА играет ключевую роль в подготовке их эффективной работы в экстремальных условиях космического пространства [1].

Для проведения НЭО разрабатываются специализированные стенды, системы регистрации и контроля ключевых параметров, а также методики испытаний. Вследствие значительного количества видов испытаний, моделируемых условий воздействия и контролируемых параметров в современных условиях НЭО является одним из наиболее трудоемких и длительных этапов проектирования КА. Сокращение сроков отработки, совершенствование испытательного оборудования, оптимизация методик испытаний являются актуальными научнотехническими задачами, от решения которых зависит эффективность функционирования КА.

Цель и задачи исследования

Целью данной работы является создание экспериментальной установки для проведения наземных экспериментальных испытаний двухфазных систем терморегулирования (СТР) КА. Данная установка позволяет моделировать рабочие режимы СТР, фиксировать характерные параметры теплоносителя, производить оценку эффективности вариативных схемных решений СТР. Установка представляет собой климатическую камеру для имитации реальных условий функционирования элементов СТР в области отрицательных температур. Задачами исследования является разработка метрологического обеспечения экспериментальной установки, разработка методики проведения экспериментальных исследований, разработка методики автоматизации контроля процесса кипения рабочего тела в системе терморегулирования. Результаты, полученные в работе, могут быть использованы при планировании и реализации программ НЭО ДФК СТР КА, разработке наземных испытательных стендов для проведения исследований систем КА.

Описание объекта исследования

СТР космических аппаратов представляет собой одну из базовых служебных систем, обеспечивающих поддержание параметров температуры основного оборудования и несущих конструкций. Стабильная работа СТР является одним из определяющих факторов, от которого зависит штатное функционирование КА. Для современных космических платформ повышенной энерговооруженности наиболее перспективной является СТР на основе двухфазного контура (ДФК) теплопереноса. Физическими основами работы такой СТР являются процессы изменения агрегатного состояния теплоносителя при кипении и конденсации [2–5].

Конструктивно двухфазная СТР относится к замкнутым контурным системам с принудительной циркуляцией рабочего тела с помощью насоса и включает в себя две характерные зоны теплообмена (рис. 1): зону подвода тепла в контур, в которой осуществляется процесс кипения теплоносителя, и зону отвода тепла из контура в космическое пространство, в которой осуществляется процесс конденсации [6; 7].



Рис. 1. Контур двухфазной системы терморегулирования

Fig. 1. Two-phase thermal control system circuit

В силу специфического характера теплообмена в контуре существенно возрастает число точек контроля параметров, таких как тепловые нагрузки, температуры поверхностей теплообменных аппаратов, температура пара, температура жидкости, температура радиатора, скорость потока, напор и давление насоса.

Термодинамические процессы подвода и отвода тепла в данном случае протекают с изменением фазового состояния рабочего тела, что определяет перечень сложностей в расчете ДФК. В настоящее время недостаточно изучен вопрос теплообмена при фазовых переходах теплоносителя. Из-за значительного интереса к двухфазным потокам было проведено множество экспериментов для изучения теплообменных процессов в них. Однако наличие множества работ привело к существенной дифференциации методов исследований, терминологии и расчетных подходов. Обзор современных методов показал, что в настоящее время не хватает исследований для определения термодинамических параметров на начальных стадиях кипения, особенно при низкой степени сухости [8; 9]. Исследование расчетных и схемных построений двухфазных контурных систем показало, что большую часть времени оборудование работает при переменной нагрузке.

В движении двухфазных потоков в теплообменных аппаратах различаются сплошные и дисперсные фазы. Последняя распределяется в сплошной. Главной задачей инженерного расчета гидродинамики двухфазных систем является определение объемного содержания и линейной скорости фаз. Конструктивные характеристики аппаратов, по которым протекает двухфазный поток, оказывают значительное влияние на его состояние [10; 11]. Поэтому гидродинамический анализ двухфазных систем не может быть отделен от анализа конструктивных особенностей аппаратов, что определяет важность комплексного подхода в этом направлении исследования.

Описание экспериментальной установки

На рис. 2 представлена пневмогидравлическая схема (ПГС) стенда для наземной экспериментальной отработки ДФК СТР.

Установка состоит из двух замкнутых контуров:

– контур А, предназначенный для циркуляции рабочего тела. Данный контур повторяет контур СТР по геометрическим и тепловым параметрам и включает в себя циркуляционный насос, ресивер, теплообменные аппараты для кипения и конденсации теплоносителя;

 – контур В, который является имитатором тепловой нагрузки приборов КА и состоит из насоса, котлов и ресивера.

Передача тепла между контурами осуществляется в блоке испарителей в теплообменных аппаратах TA1-TA6. Для охлаждения и конденсации рабочего тела контура А применяется блок конденсаторов, включающий в себя теплообменный аппарат *6* с принудительным воздушным охлаждением четырьмя вентиляторами *8–11*.

За циркуляцию, накопление и регулирование рабочего тела в контуре А отвечает расширительный бак 12 и циркуляционный насос 13, в контуре В – расширительный бак 4 и циркуляционный насос 5. Подвод тепла в контуре В осуществляется в блоке нагревателей с помощью проточных электронагревательных котлов ЭВАН 1 и 2. Мощность котлов, используемых в установке, составляет 10 кВт каждый.

Для регулирования и контроля параметров расхода теплоносителя в контурах предусмотрены соответствующие блоки 3 и 14, состоящие из манометра a, расходомера δ и регулирующего вентиля b. Измерение температуры теплоносителя осуществляется с помощью термопар T1-T17.

Экспериментальная установка позволяет производить визуальную фиксацию структуры двухфазного потока на выходе из нагревательных участков за счет установки прозрачных вставок. Данная особенность является ключевой в разработанном стенде и позволяет проводить оценку структуры двухфазного потока, скоростей движения фаз.

В качестве теплоносителя из соображений безопасности эксплуатации установки (стенд размещен в учебно-научной лаборатории СибГУ им. М. Ф. Решетнева) используется вода. Исходя из технических ограничений нагревательного контура (максимальная температура нагрева электрических котлов до 90 °C, потери температуры по длине трубопровода) при данных температурных показателях для создания возможности фазового перехода теплоносителя необходимо понижение давления в замкнутом измерительном контуре до значения от 0,3 до 0,5 атм, что обеспечивается вакуумным насосом [12; 13].

Разработанная система измерений позволяет контролировать следующие параметры работы контура: температуру рабочего тела, теплоносителя и поверхности стенки, объемный расход рабочего тела и теплоносителя.



Рис. 2. ПГС стенда для наземной экспериментальной отработки ДФК СТР: *1* и 2 – электрокотел ЭВАН 10 КВт; 3 и 14 – блок измерения и регулирования; 4 и 13 – циркуляционные насосы; 5 и 12 – расширительный бак; 6 – радиатор конденсатора; 7 – теплообменная поверхность радиатора; 8–11 – вентиляторы принудительного охлаждения

Fig. 2. Pneumatic-hydraulic system of the stand for ground experimental testing of a two-phase circuit:
1, 2 – electric boiler EVAN 10 kW; 3, 14 – measurement and control unit; 4, 13 – circulation pumps;
5, 12 – expansion tank; 6 – condenser radiator; 7 – heat exchange surface of radiator;
8–11 – forced cooling fans; HE1– HE6 – heat exchangers

Экспериментальная установка может работать в следующих диапазонах режимных параметров: температура рабочего тела от +20 до +90 °C; давление рабочего тела от 0,016 до 3,04 МПа; расход рабочего тела от 0,5 до 4 л/мин; расход теплоносителя от 2 до 16 л/мин; потребляемая электрическая мощность от 1 до 30 кВт; температура в климатической камере от -40 до +20 °C. По данным режимным параметрам установка соответствует задачам тепловой наземной экспериментальной отработки двухфазных СТР с насосной циркуляцией теплоносителя с производительностью более 10 кВт на этапе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Использование климатической камеры в экспериментальной установке

Для возможности проведения экспериментальных исследований в условиях работы контура при отрицательных температурах (имитация условий работы КА негерметичного исполнения при проведении НЭО) в состав экспериментальной установки была введена климатическая камера с холодильной установкой. Пневмогидравлическая схема стенда для наземной экспериментальной отработки ДФК СТР КА с климатической камерой представлена на рис. 3. Температурный режим внутри камеры поддерживается при помощи компрессорно-конденсаторного моноблока.

Установка, состоит из трех замкнутых контуров: к контурам A и B из предыдущей схемы добавляется контур C, который является контуром холодильной машины и включает в себя компрессор 25, воздухоохладитель 18, конденсатор 26 и расширительный вентиль 32.



Рис. 3. ПГС стенда для наземной экспериментальной отработки ДФК СТР КА с климатической камерой: 1 и 2 – электрокотел ЭВАН 10 КВт; 3 и 14 – блок измерения и регулирования; 4 и 13 – циркуляционные насосы; 5 и 12 – расширительный бак; 6 – радиатор конденсатора; 7 – теплообменная поверхность радиатора; 8–11 – вентиляторы принудительного охлаждения; 15, 17 и 24 – соединительные каналы; 16 – стенка камеры; 18 – воздухоохладитель; 19 – теплообменная поверхность воздухоохладителя; 20–23 – вентиляторы воздухоохладителя; 25 – компрессор; 26 – конденсатор холодильной установки; 27–30 – вентиляторы конденсатора холодильной установки; 31 – теплообменная поверхность конденсатора холодильной установки; 32 – расширительный вентиль

Fig. 3. Pneumatic-hydraulic system of the stand for ground experimental testing of the two-phase circuit with a climatic chamber:

1, 2 – electric boiler EVAN 10 kW; 3, 14 – measurement and control unit; 4, 13 – circulation pumps;
5, 12 – expansion tank; 6 – condenser radiator; 7 – heat exchange surface of radiator; 8–11 – forced cooling fans;
15, 17, 24 – connecting channels; 16 – chamber wall; 18 – air cooler; 19 – heat exchange surface of air cooler;
20–23 – air cooler fans; 25 – compressor; 26 – condenser of refrigeration unit; 27–30 – condenser fans of refrigeration unit; 31 – heat exchange surface of condenser of refrigeration unit; 32 – expansion valve; HE1–HE 6 – heat exchangers

Основной контур в этом случае помещается в климатическую камеру – теплоизолированный объем, обеспечивающий температуру ниже температуры окружающей среды. В данном виде экспериментальный стенд позволяет обеспечить температуру в климатической камере до –40 °C. Обеспечение более низкого температурного уровня возможно с применением каскадных схем охлаждения.

Методика проведения испытаний

Для проведения испытаний на разработанном экспериментальном стенде для НЭО ДФК СТР была разработана методика проведения испытаний, включающая в себя алгоритм проведения испытаний и описание программно-аппаратных средств испытаний. Программноаппаратные средства испытаний включают в себя электронные средства измерений основных параметров рабочих режимов ДФК СТР и автоматизированную систему управления процессом испытаний [14; 15]. В качестве электронных измерительных приборов в установке используются: для измерения температуры – термопары типа ОВЕН ДТПК011 с диапазоном измерения от -40 до +300 °C; для измерения давления – датчики давления мембранные типа ОВЕН ПД100 с диапазоном измерения от 0,016 до 100 МПа; для измерения расхода – объемный расходомер турбинного типа FLOW SWITTCH PF2W504-F03 с диапазоном измерения от 0,5 до 4 л/мин для контура A и объемный расходомер турбинного типа FLOW SWITTCH PF2W520-F03 с диапазоном измерения от 2 до 16 л/мин для контура Б. Параметры для экспериментального стенда для HЭO ДФК СТР: потребляемая мощность от 1 до 30 кВт; давление в контурах A, Б и B от 0,015 до 3,04 МПа; температура в контурах A, Б и B от -40 до +300 °C.

Автоматизированная система управления процессом испытаний основана на использовании программируемых логических контроллеров. Для автоматизации работы установки в стенде применяется контроллер OBEH ПЛК200 – моноблочный контроллер с дискретными и аналоговыми входами/ выходами, предназначенный для контроля и управления режимами работы малых систем. Для работы системы используется среда разработки прикладных программ для программируемых логических контроллеров CODESYS (Controller Development System). Автоматизированная система управления процессом испытаний на основе контролеров OWEN и комплекса CODESYS представлена на рис. 4.



Рис. 4. Автоматизированная система управления процессом испытаний на основе контролеров OWEN и комплекса CODESYS

Fig. 4. Automated testing process control system based on OWEN controllers and the CODESYS complex

В настоящее время CoDeSys представляет собой наиболее распространённый аппаратнонезависимый комплекс разработки прикладного программного обеспечения для программируемых логических контроллеров (ПЛК) и встроенных контроллеров. Центральным элементом данной системы является программная среда, разработанная на основе языков, соответствующих стандарту МЭК 61131-3.

Измерительная система построена на базе контролеров ПЛК200-04-CS, согласно схеме на рис. 4. Процесс считывания и регистрации параметров осуществляется в графической среде разработки CODESYS. При старте программы происходит загрузка конфигурационных файлов, которые содержат детальное описание измерительных каналов, после чего сразу же инициируется общий цикл измерений [13].

Эксперимент проводится в несколько этапов, цель которых получить основные параметры кипящего рабочего тела в трубах малого диаметра с визуальным подтверждением структуры двухфазного потока. Блок-схема алгоритма проведения испытаний представлена на рис. 5.



Рис. 5. Блок-схема алгоритма проведения испытаний

Fig. 5. Block diagram of the testing algorithm

Перед началом проведения испытаний проводится визуальный осмотр установки с целью определения работоспособности и устранения возможных дефектов. На следующем этапе проведения НЭО производится продувка контура А воздухом для удаления влаги в течение 3 часов. После продувки осуществляется вакуумирование контура, проводится контроль его герметичности в течение 1 часа.

На следующем этапе производится пуск циркуляционного насоса контура В (имитатор тепловой нагрузки), пуск котла, прогрев установки до температуры 70 °C.

Далее осуществляется запуск холодильной установки, производятся работы по заправке контура А горячим теплоносителем из контура В до достижения заданного давления.

На следующем этапе пуска системы проводится прогрев теплоносителя контура A до заданной температуры. По завершению данного этапа стенд готов к проведению испытаний ДФК СТР в соответствии с заданной программой испытаний. Измерение и фиксация параметров производятся в автоматическом режиме.

Данный алгоритм был успешно апробирован при проведении испытаний ДФК СТР в условиях учебно-научной лаборатории СибГУ им. М.Ф. Решетнева. В настоящее время ведется работа по обобщению полученных результатов испытаний и разработке практических рекомендаций к проектированию ДФК СТР КА.

Заключение

Разработанная экспериментальная установка для проведения исследований двухфазных систем терморегулирования космических аппаратов представляет собой климатическую камеру для имитации реальных условий функционирования элементов в области отрицательных температур и включает в себя три контура: контур насосной прокачки теплоносителя, соответствующий по параметрам исследуемой системе терморегулирования, контур системы охлаждения и контур имитатора тепловой нагрузки. В качестве имитатора тепловой нагрузки используются электрические нагревательные элементы. Система измерения стенда позволяет контролировать параметры температуры, давления и расхода в различных точках контура. Прозрачные вставки обеспечивают возможность визуального контроля структуры двухфазного потока при кипении и оценке объемного содержания паровой фазы.

Для рассматриваемой установки была разработана методика проведения испытаний, включающая в себя алгоритм проведения испытаний и описание программно-аппаратных средств испытаний. Программно-аппаратные средства испытаний включают в себя электронные средства измерений основных параметров рабочих режимов ДФК СТР и автоматизированную систему управления процессом испытаний на основе контролеров OWEN и комплекса CODESYS. Результаты, полученные в работе, могут быть использованы при планировании и реализации программ НЭО ДФК СТР КА, при разработке наземных испытательных стендов для проведения исследований систем КА.

Библиографические ссылки

1. Патраев В. Е. Наземная экспериментальная отработка космического аппарата «Ямал-300К» на базе квалифицированной платформы // Вестник СибГАУ. 2010. № 2. С. 97–101.

2. Особенности комплектующих систем терморегулирования космических аппаратов / В. В. Двирный, Г. Г. Крушенко, Г. В. Двирный и др. // Космические аппараты и технологии. 2019. № 1 (27). С. 13–21.

3. Шатров А. К., Рабецкая О. И., Фисенко Е. Н. Обеспечение теплового режима конструкций космического аппарата // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 550–557.

4. Крат С. А., Христич В. В. Тепловакуумная отработка космических аппаратов: развитие новых тенденций // Вестник СибГАУ. 2010. №. 4. С. 126–129.

5. Yi-Gao L., Yao-Ting W., Tong M., Qiu-Wang W., Wen-Xiao C. Review on thermal management technologies for electronics in spacecraft environment // Energy Storage and Saving. 2024. Vol. 3 (3). P. 153–189. DOI: 10.1016/j.enss.2024.03.001.

6. Применение теплообменников в двухфазной циркуляционной системе при наземной отработке космических аппаратов / Г. В. Дмитриев, О. В. Шилкин, А. П. Колесников и др. // Космические аппараты и технологии. 2014. № 4 (10). С. 21–27.

7. Meng Q., Zhang T. Experimental study on dynamic behavior of mechanically pumped twophase loop with a novel accumulator in simulated space environment // Chinese Journal of Aeronautics. 2022. Vol. 35, Iss. 2. P. 102–116. DOI: 10.1016/j.cja.2022.06.004 8. Xiao Q., Han X., Wang J., Zhou Y., Liu C., Zhang L. Research on thermal control technology of space station complex based on fluid-structure coupling // 2020 7th International Forum on Electrical Engineering and Automation (IFEEA). Hefei, China, 2020. P. 801–805. DOI: 10.1109/IFEEA51475.2020.00168.

9. Gorbenko G., Gakal P., Turna R., Hodunov A. Retrospective Review of a Two-Phase Mechanically Pumped Loop for Spacecraft Thermal Control Systems // Journal of Mechanical Engineering. 2021. No. 24. P. 27–37. DOI: 10.15407/pmach2021.04.027.

10. Khodenkov A., Khodenkova E. The heat transfer processes mechanism during coolant boiling in pipes of small diameter // AIP Conference Proceedings. Melville, New York, United States of America, 2021. P. 60026.

11. Method for calculating heat transfer boiling parameters based on the combined effect of convective and nucleate boiling processes / A. Khodenkov, E. Khodenkova, A. Delkov, M. Melkozerov // AIP Conference Proceedings. Melville, New York, United States of America, 2021, P. 60034.

12. Ходенков А. А., Васильева Е. К., Жилинский А. И. Тепловой замкнутый контур для экспериментального исследования процесса кипения // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф. В 2 ч. Ч. 1. Красноярск, 2020. С. 184–185.

13. Васильева Е. К., Ходенков А. А., Жилинский А. И. Температурные датчики для автоматизированной системы фиксации данных // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф. В 2 ч. Ч. 1. Красноярск, 2020. С. 186–187.

14. Аппаратное и программное обеспечение наземных испытаний узлов и механизмов космических аппаратов / В. И. Иванов, Д. А. Швец, А. В. Леканов, В. В. Баранов // Журнал Сиб. федер. ун-та. Техника и технологии. 2012. № 2 (5). С. 169–178.

15. Гусеница Я. Н. Методика оценивания показателей качества объекта при проведении ограниченного объема испытаний // Известия Тульского гос. ун-та. Техн. науки. 2022. № 3. С. 491–497.

References

1. Patrayev V. Ye. [Ground-based experimental testing of the Yamal-300K spacecraft based on a qualified platform]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 2, P. 97–101 (In Russ.).

2. Dvirny V. V., Krushenko G. G., Dvirny G. V., Shevchuk A. A., Elfimova M. V., Kuznetsova M. S. [Features of spacecraft thermal control system components]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2019, No. 1 (27), P. 13–21 (In Russ.).

3. Shatrov A. K., Rabetskaya O. I., Fisenko Ye. N. [Ensuring thermal conditions for spacecraft structures]. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 550–557 (In Russ.).

4. Krat S. A., Khristich V. V. [Thermal vacuum testing of spacecraft: development of new trends]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4, P. 126–129 (In Russ.).

5. Yi-Gao L., Yao-Ting W., Tong M., Qiu-Wang W., Wen-Xiao C. Review on thermal management technologies for electronics in spacecraft environment. *Energy Storage and Saving*. 2024, Vol. 3 (3), P. 153–189. DOI: 10.1016/j.enss.2024.03.001.

6. Dmitriev G. V., Shilkin O. V., Kolesnikov A. P., Dvirny V. V., Sidorova E. S. [Application of heat exchangers in a two-phase circulation system during ground testing of spacecraft]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2014, No. 4 (10), P. 21–27 (In Russ.).

7. Meng Q., Zhang T. Experimental study on dynamic behavior of mechanically pumped twophase loop with a novel accumulator in simulated space environment. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2022, Vol. 35, Iss. 2, P. 102–116. DOI: 10.1016/j.cja.2022.06.004.

8. Xiao Q., Han X., Wang J., Zhou Y., Liu C., Zhang L. Research on thermal control technology of space station complex based on fluid-structure coupling. 2020 7th International Forum on Electrical Engineering and Automation (IFEEA). Hefei, China, 2020, P. 801–805. DOI: 10.1109/IFEEA51475.2020.00168.

9. Gorbenko G., Gakal P., Turna R., Hodunov A. Retrospective Review of a Two-Phase Mechanically Pumped Loop for Spacecraft Thermal Control Systems. *Journal of Mechanical Engineering*. 2021, No. 24, P. 27–37. DOI: 10.15407/pmach2021.04.027.

10. Khodenkov A., Khodenkova E. The heat transfer processes mechanism during coolant boiling in pipes of small diameter. *AIP Conference Proceedings*. Melville, New York, United States of America, 2021, P. 60026.

11. Khodenkov A., Khodenkova E., Delkov A., Melkozerov M. Method for calculating heat transfer boiling parameters based on the combined effect of convective and nucleate boiling processes. *AIP Conference Proceedings*. Melville, New York, United States of America, 2021, P. 60034.

12. Khodenkov A. A., Vasilyeva Ye. K., Zhilinskiy A. I. [Thermal closed loop for experimental study of the boiling process]. *Materialy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii Reshetnevskiye chteniya* [Materials XXIV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2020, P. 184–185 (In Russ.).

13. Vasilyeva Ye. K., Khodenkov A. A., Zhilinskiy A. I. [Temperature sensors for an automated data recording system]. *Materialy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii Reshet-nevskiye chteniya*. [Materials XXIV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2020, P. 186–187 (In Russ.).

14. Ivanov V. I., Shvets D. A., Lekanov A. V., Baranov V. V. [Hardware and software for ground tests of spacecraft units and mechanisms]. *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta*. *Tekhnika i tekhnologii*. 2012, No. 2 (5), P. 169–178 (In Russ.).

15. Gusenitsa Ya. N. [Methodology for assessing the quality indicators of an object during a limited amount of testing]. *Izvestiya Tulskogo gosudarstvennogo universiteta*. *Tekhnicheskiye nauki*. 2022, No. 3, P. 491–497 (In Russ.).

© Ходенков А. А., Делков А. В., 2024

Делков Александр Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov@sibsau.ru.

Khodenkov Aleksey Aleksandrovich – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: hodenkov.aa@gmail.com.

Delkov Aleksandr Viktorovich – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov@sibsau.ru.

Ходенков Алексей Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры технического регулирования и метрологии; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: hodenkov.aa@gmail.com.





TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS SCIENCE УДК 621.43.056 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-372-383

Для цитирования: Бакланов А. В. Разработка двухтопливной камеры сгорания и расчет процессов на основе теории турбулентного горения // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 372–383. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-372-383.

For citation: Baklanov A. V. [Development of the two-fuel combustion chamber and calculation of processes for the theory of turbulent burning]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 372–383. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-372-383.

Разработка двухтопливной камеры сгорания и расчет процессов на основе теории турбулентного горения

А. В. Бакланов

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ Российская Федерация, 420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10 E-mail: andreybaklanov@bk.ru

В данной работе представлены этапы разработки двухтопливной камеры сгорания для двигателя *HK-16-18CT*. Произведен расчет внутрикамерных процессов на основе теории турбулентного горения.

Одним из конкурентных преимуществ стационарной газотурбинной установки является возможность работы на двух видах топлива: на дизельном и газообразном. Поэтому создание двухтопливной камеры сгорания является актуальным. Процесс проектирования двухтопливной камеры сгорания разбит на несколько этапов. На первом этапе разработана форсунка, которая оснащена двумя внутренними топливными каналами. Затем проектируется фронтовое устройство, в котором в два ряда размещаются форсунки. Данное устройство оснащено двумя раздельными топливными коллекторами и полостями для подвода топлива к двум каналам форсунок. Такое конструктивное решение позволяет выполнять переключение одного вида топлива на другой, не останавливая работу двигателя. В качестве прототипа для распределения воздуха по длине жаровой трубы взята камера сгорания двигателя HK-8-2V.

Расчет внутрикамерных процессов выполнялся на основе теории турбулентного горения. В ходе расчета определяются такие параметры, как нормальная скорость горения, пульсационная скорость, коэффициент турбулентного обмена, масштаб турбулентности и интенсивность турбулентности.

Сформировано уравнение теплового баланса для определения температуры в рассматриваемой области при сжигании природного газа и дизельного топлива. При этом учтено, что в одном случае затрачивается тепло, идущее на испарение жидкого топлива, в другом случае данная особенность не присутствует.

Для расчета образования оксидов азота используется теория Я. Б. Зельдовича термического окисления азота кислородом. Выбросы окиси углерода определяются по эмпирической формуле.

Из термагазодинамического расчета двигателя НК-16-18СТ известны параметры на входе в камеру сгорания на различных режимах работы при сжигании природного газа.

Выполнен расчет для определения необходимого расхода дизельного топлива по режимам работы двигателя при сохранении температуры на выходе из камеры сгорания.

По результатам расчета построен график эмиссии вредных веществ от режима работы двигателя при использовании различного топлива, а также построен сравнительный график зависимости полноты сгорания топлива от режима работы двигателя.

Расчетные выбросы вредных веществ разработанной камеры сгорания в диапазоне работы двигателя по мощности от 0,7 до 1 Ne для жидкого топлива: NO_x15%O₂ не превышает 250 мг/м³, CO15%O₂ не превышает 300 мг/м³; для газообразного топлива: NO_x15%O₂ не превышает 120 мг/м³, CO15%O₂ не превышает 150 мг/м³.

Ключевые слова: двухтопливная камера сгорания, газотурбинный двигатель, природный газ, дизельное топливо, теория турбулентного горения, оксиды азота, окислы углерода.

Development of the two-fuel combustion chamber and calculation of processes for the theory of turbulent burning

A. V. Baklanov

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KAI 10, K. Marx St., Kazan, 420111, Russian Federation E-mail: andreybaklanov@bk.ru

In this material development stages of the two-fuel combustion chamber for the HK-16-18CT engine are presented. Calculation of processes on the basis of the theory of turbulent burning is made.

One of competitive advantages of stationary gas-turbine installation is the possibility of work on two types of fuel: on diesel and on gaseous. Therefore creation of the two-fuel combustion chamber is relevant. The designing process of the two-fuel combustion chamber consists of several stages. At the first stage the nozzle is developed. It is equipped with two internal fuel channels. Then the front device is designed. in it nozzles are placed in two ranks. This device is equipped with two separate fuel collectors. It contains cavities for a fuel supply to two channels of nozzles. Such constructive decision allows to carry out switching of one type of fuel to another without stopping operation of the engine. As a prototype for distribution of air on length of a spherical pipe the combustion chamber of the NK-8-2U engine is taken.

Calculation of processes in the combustion chamber was carried out on the basis of the theory of turbulent burning. During calculation such parameters as the normal speed of burning, the pulsation speed, coefficient of turbulent exchange, scale of turbulence and intensity of turbulence are determined.

The equation of thermal balance for determination of temperature in the considered area at combustion of natural gas and diesel fuel is created. It is considered what in one case is spent warmly going for evaporation of liquid fuel, in other case it is not necessary.

For calculation of formation of nitrogen oxides Ya. B. Zeldovich's theory of thermal oxidation of nitrogen is used by oxygen. Emissions of carbon monoxide are determined by an empirical formula

From gasdynamic calculation of the HK-16-18CT engine parameters on an entrance to the combustion chamber on various operating modes at combustion of natural gas are known.

Calculation for definition of a necessary consumption of diesel fuel for power setting at preservation of temperature at the exit is executed from the combustion chamber.

By results of calculation the schedule of emission of harmful substances from power setting on gas and diesel fuels is constructed. The comparative schedule of dependence of completeness of combustion of fuel on power setting is constructed.

Settlement emissions of harmful substances of the developed combustion chamber in the range of operation of the engine on power from 0,7Ne to 1 Ne for liquid fuel: $NO_x 15\%O_2$ does not exceed 250 mg/m³, $CO15\%O_2$ does not exceed 300 mg/m³; for gaseous $NO_x 15\%O_2$ fuel does not exceed 120 mg/m³, $CO15\%O_2$ does not exceed 150 mg/m³.

Keywords: two-fuel combustion chamber, gas-turbine engine, natural gas, diesel fuel, theory of turbulent burning, nitrogen oxides, carbon oxides.

Введение

Все более широкое применение в наземных условиях находят отработавшие летные ресурсы авиационные газотурбинные двигатели (ГТД), которые используются для привода компрессора на газоперекачивающих агрегатах и электрогенераторах на электростанциях. Широко ведутся работы по созданию ГТД для автомобилей, тепловозов и других транспортных средств.

Зачастую к ГТД для использования в качестве привода электрогенератора предъявляются требования, которые предусматривают возможность работы двигателя на жидком (дизельном) и газообразном (природный газ) топливах и переключения одного вида топлива на другой без остановки двигателя [1].

Стационарные и транспортные ГТД уже в настоящее время работают на более тяжелом, чем авиационное, жидком топливе с использованием дистиллатных средних жидких топлив (дизельного топлива, солярного масла, газойля) и наиболее качественных мазут [2].

Использование в этих случаях традиционных для наземного применения тяжелых топлив имеет большие достоинства с точки зрения эксплуатации и экономики.

Одной из важнейших характеристик топлива для ГТД является его теплота сгорания. Влияние теплоты сгорания на мощностные характеристики и КПД двигателя очень существенно. Чем больше массовая теплота сгорания, тем больше КПД двигателя.

Величина теплоты сгорания топлива зависит от химического состава или соотношения элементов, составляющих горючую часть топлива. Следовательно, для углеводородных жидких топлив – от их химического строения. В практике в качестве основной термохимической характеристики углеводородных топлив принята низшая теплотворная способность [3].

Низшая теплотворная способность для природного газа Hu = 50000, для дизельного топлива Hu = 40000. При этом стехиометрический коэффициент для природного газа составляет 17,3, а для дизельного топлива 14,5 [4].

Объект разработки

Рассмотрим этапы разработки двухтопливной камеры сгорания для двигателя HK-16-18CT и расчета внутрикамерных процессов на основе теории турбулентного горения [5].



Рис. 1. Форсунка камеры сгорания

Fig. 1. Nozzle of the combustion chamber

Для реализации двухтопливного сжигания на первом этапе разработана двухтопливная форсунка (рис. 1), которая содержит корпус завихрителя 1, включающего лопаточный завихритель 2 и смесительную втулку 3, а также корпус форсунки 4, который установлен в газораспределительное устройство 5. Корпус завихрителя 1 содержит два канала подвода топлива: для жидкого топлива 6 и газа 7. Во внутренний канал корпуса форсунки 4 установлена газораспределительная втулка 8, формирующая между корпусом форсунки 4 топливный канал 9, между корпусом форсунки 4 и газораспределительной втулкой 8 установлен распылитель 10 с отверстиями 11. В центр газораспределительной втулки 8 установлен удлиненный сетчатый фильтр 12 и центробежный распылитель жидкого топлива 13. Для обеспечения герметичности двухтопливная форсунка содержит уплотнительные кольца 14, шлицевую гайку 15, которая при помощи резьбового соединения фиксирует корпус форсунки 4 в газораспределительном устройстве 5, а для обеспечения заданного расхода воздуха через лопаточный завихритель 2 имеет дросселирующую шайбу 16 [6].

На втором этапе [7] разработано фронтовое устройство (рис. 2). Оно содержит головку кольцевую *1* с наружным *2* и внутренним *3* топливными коллекторами. На поверхности наруж-

ного топливного коллектора расположены штуцера подвода газа 4. Подвод осуществляется во внутреннюю полость наружного коллектора 2. На головке кольцевой между коллекторами, по окружности расположены воздушные фигурные окна 5, необходимые для подвода воздуха. Они содержат центральные отверстия 6 и стойки крепления 7 горелок (форсунок) 8 к головке кольцевой 1. Также в стойках выполнены сквозные каналы подвода топлива 9 к форсункам 8.



Рис. 2. Фронтовое устройство жаровой трубы

Fig. 2. Flame tube head

В середине головки кольцевой *1* с внешней стороны организован полый кольцевой коллектор *10* с каналами подвода топлива *11* к форсункам *8*. Полый кольцевой коллектор размещен в диффузоре *12* и имеет штуцер подвода топлива *13*.

Форсунки 8 содержат две полости 14, 15, одна из которых соединена с наружным 2 и внутренним 3 топливными коллекторами, заполняемыми газообразным топливом (газом), а другая – с каналами подвода топлива 11 из полого кольцевого коллектора 10, заполняемого жидким топливом. Форсунка 8 снабжена распылителем жидкого 16 и распылителем газообразного 17 топлива [8].



Рис. 3. Камера сгорания

Fig. 3. Combustion chamber

Двухтопливная камера состоит (рис. 3) из корпуса 6, жаровой трубы 3, жидкостного коллектора 9 и газового коллектора 1 для подачи газа к форсункам 2. Жаровая труба – кольцевая, состоящая из нескольких секций. Между кольцами при соединении установлены дистанционные

пластинки 5 или гофрированные ленты 4, служащие для создания пленочного воздушного охлаждения. Жаровая труба с передней стороны подвешивается с помощью фиксаторов 7. К задней части наружного и внутреннего кожухов приварены кольца 8, которыми они опираются на соответствующие кольцевые поверхности соплового аппарата турбины [9; 10].

Математическая модель

В качестве прототипа для распределения воздуха (расположение и количество отверстий и щелей) по длине жаровой трубы взята камера сгорания двигателя НК-8-2У (рис. 4).



Рис. 4. Распределение воздуха по длине жаровой трубы

Fig. 4. Air Distribution on length of a flame tube

Для определения полноты сгорания используется поверхностная теория турбулентного сгорания осредненного моля смеси, на основе которого получена зависимость для определения локальной полноты сгорания топлива на рассматриваемом участке [11]:

$$\eta = \frac{3U_{M0}^3}{W'^3} \left\{ \frac{1}{3} \left[1 - \exp\left(-\frac{3\Delta x\varepsilon}{l_i}\right) \right] - \frac{U_{H}}{U_{M0}} \left[1 - \exp\left(-\frac{2\Delta x\varepsilon}{l_i}\right) \right] + \frac{U_{H}^2}{U_{M0}^2} \left[\left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta x\varepsilon}{l_i}\right) \right) \right] \right\}.$$
 (1)

Данная зависимость позволяет определить полноту сгорания осредненного объема смеси с составом α_i за время пребывания на участке КС длиной Δx со скоростью W и сгорающей с поверхности с турбулентной скоростью $U_{\rm H0} = U_{\rm H} + W'$. Нормальная скорость горения U_н определяется по параметрам смеси на входе в расчетный участок КС с помощью эмпирического уравнения:

$$U_{\rm H} = U_{\rm H0} \left(\frac{T_{\rm ri}}{T_0}\right)^{\delta} \left(\frac{P_i}{P_0}\right)^{\gamma},\tag{2}$$

где $U_{\rm H0}$ – нормальная скорость горения при условии $P_0 = 10^5 \Pi a, T_0 = 873 {\rm K}.$

Показатели степени δ , γ рассчитываются по данным А. М. Mellor: $\delta = 2,98 - \frac{0,8}{\alpha}$

 $\gamma = -0.38 + \frac{0.22}{\alpha}$, по данным В. А. Щукина: $\delta = 1.8$, $\gamma = -0.2$.

Пульсационная скорость определяется при помощи зависимости

$$W' = \varepsilon W, \tag{3}$$

где W – скорость истечения потока за горелочным устройством; ε – интенсивность турбулентности.

Параметры турбулентности, входящие в расчетные зависимости, можно оценить по эмпирической зависимости

$$\varepsilon = 0,041 \left(1 + \beta^2 t g^2 \varphi \right)^{0.5} \left(\frac{x}{r_{\rm H}} \right)^{-0.5}, \tag{4}$$

где $r_{\rm H}$ – наружный радиус завихрителя; $x = X + \Delta x$ (X – расстояние от фронтового устройства; Δx – расстояние от устья струи до фронта).

Для определения масштаба турбулентности l_0 необходимо провести ряд преобразований.

Из теории турбулентности известна зависимость для определения коэффициента турбулентного обмена:

$$D_{\rm T} = l_{\rm cM} W', \tag{5}$$

где l_{cm} – лагранжев масштаб турбулентности; W' – пульсационная скорость.

Также известна зависимость для определения коэффициента турбулентной диффузии на начальном участке закрученной струи:

$$D_{\rm T} = 0,00294 \left(1 + \beta^2 {\rm tg}^2 \varphi \right)^{0.5} W R_{\rm Tp}, \tag{6}$$

где φ – угол закрутки в струе; *W* – среднерасходная скорость струи; β – коэффициент, учитывающий конструктивные особенности завихрителя; *R*_{тр} – радиус трубы.

Приравняв правые части в уравнениях (5) и (6) и учитывая, что $l_0 = 0,5 l_{cm}$, можно получить выражение для расчета масштаба турбулентности в жаровой трубе КС:

$$l_0 = 0,014 R_{\rm rp} \left(\frac{x}{r_{\rm H}}\right)^{0.5}.$$
 (7)

Полученное значение локальной полноты сгорания $\Delta \eta_i$ характеризует полноту сгорания по отношению к топливу на входе в рассматриваемую зону горения. Суммирование всех значений полноты сгорания до расчетного сечения позволяет получить изменение абсолютного значения полноты сгорания по длине жаровой трубы η_i :

$$\eta_i = \Delta \eta_1 + \Delta \eta_2 (1 - \Delta \eta_1) + \Delta \eta_3 (1 - \Delta \eta_1) (1 - \Delta \eta_2).$$
(8)

Для расчета по представленной методике необходимо разбить жаровую трубу на несколько сечений, в каждом из которых нужно определить необходимые параметры, характеризующие протекание внутрикамерных процессов.

При сжигании дизельного топлива средняя температура газа в *i*-м сечении может быть найдена из уравнения теплового баланса, в котором учитывается тепло Q_{i-1} , принесенное газом из предыдущей зоны; Q_{Bi} , внесенное воздухом, поступающим в зону горения из боковых отверстий; Q_{ri} , подведенное к газу за счет сгорания части топлива в *i*-й зоне, и тепло Q_{HCII_i} , идущее на испарение жидкого топлива, согласно схеме на рис. 5:

$$Q_i = Q_{i-1} + Q_{\mathsf{B}_i} + \Delta Q_{\mathsf{\Gamma}_i} - Q_{\mathsf{HCH}_i}.$$
(9)

Отсюда получим

$$T_{\rm ri} = \frac{c_{p_{\rm ri-1}} T_{\rm ri-1} G_{\rm ri-1} + c_{p_{\rm B}} T_{\rm \kappa} \Delta G_{\rm Bi} + \Delta G_{\rm ni} \eta H u - L_{\rm HCII} \Delta z G_{\rm ri}}{c_{p_{\rm ri}} G_{\rm ri}},$$
(10)

где T_{ri} – температура газа в *i*-м сечении; T_{κ} – температура воздуха на входе; $G_{\rm Bi}, G_{\rm ri}$ – расход воздуха и газа в *i*-м сечении; Δz – степень испарения топлива; $G_{Ti}, G_{\rm ni}$ – расходы жидкого и парового топлива в соответствующих сечениях; $c_{p_{\rm r}}, c_{p_{\rm B}}$ – теплоемкости газа и воздуха; Hu – теплотворная способность топлива; $L_{\rm исп}$ – теплота парообразования.



Рис. 5. Схема подвода тепла в зону горения

Fig. 5. The scheme of a supply of heat in a burning zone

При сжигании природного газа средняя температура газа в *i*-м сечении находится из уравнения теплового баланса, в котором учитывается тепло Q_{i-1} , принесенное газом из предыдущей зоны; Q_{Bi} , внесенное воздухом, поступающим в зону горения из боковых отверстий; Q_{ri} , подведенное к газу за счет сгорания части топлива в *i*-й зоне:

$$Q_i = Q_{i-1} + Q_{\mathsf{B}_i} + \Delta Q_{\mathsf{r}_i} \,. \tag{11}$$

Отсюда получим:

$$T_{\mathrm{r}i} = \frac{c_{\mathrm{pr}i}T_{\mathrm{r}i-1}G_{\mathrm{r}i-1} + c_{p\mathrm{B}}T_{\mathrm{K}}\Delta G_{\mathrm{B}i} + \Delta G_{ni}\eta Hu}{c_{p\mathrm{D}i}G_{\mathrm{r}i}},\tag{12}$$

где T_{ri} – температура газа в *i*-м сечении; T_{κ} – температура воздуха на входе; $G_{\rm Bi}, G_{\rm ri}$ – расход воздуха и газа в *i*-м сечении; $c_{\rm pri}$ – теплоемкость газа в *i*-м сечении; $c_{\rm pb}$ – теплоемкость воздуха; Hu – теплотворная способность топлива.

После определения локальных значений составов смеси, температуры горения и полного сгорания, можно рассчитать также и мгновенные концентрации O₂ и N₂[12].

Для расчета образования оксидов азота необходимо воспользоваться теорией Я. Б. Зельдовича для определения термического окисления азота кислородом:

$$\frac{d \text{ NO}}{d\tau} = \frac{5 \cdot 10^{11}}{\sqrt{O_2}} e^{-\frac{86000}{RT_{\Gamma}}} \left\{ O_2 N_2 \frac{64}{3} e^{-\frac{43000}{RT_{\Gamma}}} - (\text{NO})^2 \right\},\tag{13}$$

где τ – время, с; T_{r} – температура в реакционном объеме, К; NO, N₂, O₂ – концентрации компонентов конечной газовой смеси, моль/л.

Для этого необходимо весь объем жаровой трубы разделить из n зон, учитывая, что в каждой зоне формируется состав непрореагировавшей смеси топлива и воздуха, а также продуктов сгорания, поступивших из предыдущей зоны. Концентрация ΔNO_{xi} в каждой зоне определяется выделившимися здесь и поступившими из предыдущей зоны оксидами азота.

Выбросы окиси углерода определяются по эмпирической формуле, объем, % [13]:

$$CO = \frac{Cf^2 G_{_{B,3,\Gamma}} T_{_{3,\Gamma}}^* \left(\frac{\Delta P}{P_{_{\rm K}}}\right)^{0,5} P_{_{\rm K}}^b}{V_{_{3,\Gamma}} \exp(cT_{_{\rm IL\Gamma}}^*)} 10^{-4},$$
(14)

где f – доля воздуха, участвующего в горении; примем f = 0.5; $G_{\text{в.з.г.}}$ – воздух, проходящий через зону горения; C, b, c – константы; C = 20, b = 1.0, c = 0.009.

Результаты расчета

Из термагазодинамического расчета двигателя НК-16-18СТ известны параметры на входе в камеру сгорания на различных режимах работы при сжигании природного газа. Данные параметры взяты в качестве граничных условий для выполнения расчета внутри камерных процессов (табл. 1).

Таблица 1

	Единица	N = 50 %	N = 60 %	N = 70 %	N = 80 %	N = 90 %	N = 100 %
Наименование	измерения	IN - 30 70					
Мощность	кВт	9000	10800	12600	14400	16200	18000
Расход воздуха на входе в КС	кг/с	88,5858	92,8724	96,4033	99,8401	103,05	106,158
Суммарный часовой расход топлива (газа)	кг/ч	2740,29	3085,49	3422,71	3757,35	4088,51	4418,26
Температура тормо- жения на выходе из КС	К	908,648	946,42	982,188	1015,19	1045,97	1074,79
Давление торможе- ния на входе в КС	МПа	0,791	0,847	0,896	0,944	0,990	1,0348
Температура тормо- жения на входе в КС	К	554,716	566,782	577,242	587,116	596,163	604,731

Параметры двигателя НК-16-18СТ

Для определения температуры газа имеет место выражение:

$$T_{\Gamma}^{*} = T_{w}^{*} + \frac{Hu \cdot \eta}{Cp_{\Gamma}(1 + \alpha \cdot L_{0})} \quad \text{при } \eta > 1,0, \tag{15}$$

где c_{pr} – средняя теплоемкость газа при постоянном давлении; Hu – низшая теплотворная способность; η – полнота сгорания; α – коэффициента избытка воздуха в рассчитываемой области; T_w^* – температура перед завихрителем, К.

Для определения необходимого расхода дизельного топлива при сохранении температуры на выходе из камеры сгорания, учитывая коэффициент избытка воздуха:
$$\alpha = \frac{G_{\rm B}}{L_0 \cdot G_T},\tag{16}$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент для рассматриваемого топлива, получена следующая зависимость.

$$G_{\Gamma} = \frac{G_{\rm B}}{\frac{Hu \cdot \eta}{Cp \left(T_{\Gamma}^* - T_{B}^*\right)} - 1}.$$
(17)

В соответствии с данной зависимостью для каждого режима работы двигателя рассчитан потребный расход дизельного топлива (табл. 2).

Таблица 2

Расход дизельного топлива в зависимости от режимов двигателя НК-16-18СТ

Наименование	Единица измерения	N = 50 %	N = 60 %	N = 70 %	N = 80 %	N = 90 %	N = 100 %
Мощность	кВт	9000	10800	12600	14400	16200	18000
Суммарный часовой расход дизельного топлива	кг/ч	2740,29	3085,49	3422,71	3757,35	4088,51	4418,26

Для оценки параметров камеры сгорания, работающей на газообразном и дизельном топливе, выполнен расчет в программе «КАМЕРА» [14]. Для расчета задавалась геометрия камеры сгорания, количество форсунок, количество, диаметры и координаты отверстий подвода воздуха по длине жаровой трубы. В качестве исходных данных для расчета использовались данные табл. 1 и 2.



Рис. 6. Распределение параметров по длине жаровой трубы: a – при работе на дизельном топливе; б – при работе на природном газе

Fig. 6 Distribution of Parameters on length of a spherical pipe: a – diesel fuel; b – natural gas Из рис. 6. видно, что при сжигании дизельного топлива наблюдается более высокая температура пламени в зоне горения. Полнота сгорания практически сразу достигает своего максимального значения. Распределение скорости по длине жаровой трубы аналогично, так как она обусловлена геометрическими особенностями жаровой трубы [15].



Рис. 7. Сравнительный график эмиссии вредных веществ от режима работы двигателя СО: ■ – природный газ; Y – дизельное топливо; NOx: ▲ – природный газ; Δ – дизельное топливо

Fig. 7. Emission of harmful substances from power setting CO: \blacksquare – natural gas; Υ – diesel fuel; NOx: \blacktriangle – natural gas; Δ – diesel fuel

Из сводного графика (рис. 7) эмиссии вредных веществ для двух видов топлива видно, что концентрация СО и NO_x имеет меньший уровень при работе двигателя на газообразном топливе.



 Рис. 8. Сравнительный график зависимости полноты сгорания топлива от режима работы двигателя при использовании:

 – дизельное топливо;
 – природный газ

Полнота сгорания топлива значительно выше при использовании природного газа (рис. 8), при этом отмечается ее рост при увеличении режима работы двигателя.

Заключение

1. Разработана камера сгорания, обеспечившая работу стационарного газотурбинного двигателя на жидком и газообразном топливах.

2. Выполнен расчет внутрикамерных процессов на основе теории турбулентного горения для различных режимов работы двигателя при подаче жидкого и газообразного топлив.

3. Расчетные выбросы вредных веществ разработанной камеры сгорания в диапазоне работы двигателя по мощности от 0,7 до 1 Ne для жидкого топлива $NO_{x15\%O2}$ не превышает 250 мг/м³, $CO_{15\%O2}$ не превышает 300 мг/м³; для газообразного топлива $NO_{x15\%O2}$ не превышает 120 мг/м³, $CO_{15\%O2}$ не превышает 150 мг/м³.

Библиографические ссылки

1. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев и др. Самара : СНЦ РАН, 2004. 266 с.

2. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. Third Edition. CRC Press, 2010. 560 p.

3. Анализ применимости моделей горения для расчёта многофорсуночной камеры сгорания ГТД / Б. Г. Мингазов, В. Б. Явкин, А. Н. Сабирзянов, А. В. Бакланов // Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. ак. С. П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 5 (29). С. 208–214.

4. Ланский А. М. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара : Изд-во СнЦ РАН, 2009. 335 с.

5. Бакланов А. В. Влияние особенностей конструкции камер сгорания двигателей НК-16СТ, НК-16-18СТ на содержание углекислого газа в продуктах сгорания // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 697–705.

6. Патент Российская Федерация, RU 2750402 C1. Двухтопливная форсунка / А. В. Бакланов. – № 2020128186; заявл. 25.08.2020; опубл. 28.06.2021.

7. Данильченко В. П., Лукачев С. В., Ковылов Ю. Л. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара : СНЦ РАН, 2008. 620 с.

8. Патент Российская Федерация, RU 2806420 C1. Фронтовое устройство жаровой трубы двухтопливной камеры сгорания / А. В. Бакланов; заявл. 18.05.2023; опубл. 31.10.2023.

9. Feature-Parameter-Criterion for Predicting Lean Blowout Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner / H. Zheng, Z. Zhang, Y. Li, Z. Li. // Mathematical Problems in Engineering. 2013. Vol. 16. P. 1–17.

10. High-Speed Deflagation and Detonation: Fundamentals and Control / G. D. Roy, S. M. Frolov, D. W. Netzer, A. A. Borisov. Moscow, ELEX-KM Publishers, 2001. 384 p.

11. 11 Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань : изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с.

12. Мингазов Б. Г., Бакланов А. В. Влияние конструктивных изменений на выбросы оксидов азота в камере сгорания ГТД // Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. ак. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-та). 2013. № 3–1 (41). С. 177–182.

13. Lefebvre A. H. Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance. AFWAL-TR-84-2104, 1985.

14. Программный комплекс «Камера»: свид. 2006613901 Рос. Федерация: свид. об официал. рег. прогр. для ЭВМ / Мингазов Б. Г., Явкин В. Б., Токмовцев Ю. В.; заявитель и правообладатель Мингазов Б. Г. – № 2006613653; заявл. 31.10.06; опубл. 14.11.06, реестр прогр. для ЭВМ. 1 с.

15. Бакланов А. В. Поэтапная доводка камеры сгорания газотурбинного двигателя, работающей в условиях форсирования скорости воздуха на выходе из компрессора // Вестник Московского авиац. ин-та. 2017. Т. 24, № 3. С. 13–22.

References

1. Gritsenko E. A., Danilchenko V. P., Lukachev S. V. Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya [Conversion of aviation gas turbine engines to landbased gas turbines]. Samara, 2004, P. 266.

2. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. Third Edition, CRC Press, 2010, 560 p.

3. Mingazov B. G., Yavkin V. B., Sabirzyanov A. N., Baklanov A. V. [The analysis of applicability of models of burning for calculation of the GTD mnogoforsunochny combustion chamber]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosm. un-ta im. ak. S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta).* 2011, No. 5 (29), P. 208–214 (In Russ.).

4. Lansky A. M. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Working process of combustion chambers of small-sized GTD]. Samara, 2009, 335 p.

5. Baklanov A. V. [Concentration of carbon dioxide in products of combustion of GTE NK-16ST and NK-16-18ST]. *Siberian aeroaspace journal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 697–705 (In Russ.).

6. Baklanov A. V. Dvukhtoplivnaya forsunka [Two-fuel nozzle]. Patent RF, no. 2750402 C1, 2021.

7. Danilchenko V. P., Lukachev S. V., Kovylov J. L. [Design of aircraft gas turbine engines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2008, 620 p.

8. Baklanov A. V. *Frontovoe ustroystvo zharovoy truby dvukhtoplivnoy kamery sgoraniya* [Front device of a spherical pipe of the two-fuel combustion chamber]. Patent RF, no. 2806420 C1, 2023.

9. Zheng H., Zhang Z., Li Y., Li Z. [Feature-Parameter-Criterion for Predicting Lean Blowout Limit of Gas Turbine Combustor and Bluff Body Burner]. *Mathematical Problems in Engineering*. 2013, Vol. 16, P. 1–17 (In Russ.).

10. Roy G. D., Frolov S. M., Netzer D. W., Borisov A. A. High-Speed Deflagation and Detonation: Fundamentals and Control. Moscow, ELEX-KM Publishers, 2001, 384 p.

11. Mingazov B. G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnykh dvigateley* [Combustion chambers of gasturbine engines]. Kazan, 2006, 220 p.

12. Mingazov B. G., Baklanov A. V. [Influence of constructive changes on emissions of nitrogen oxides in the GTD combustion chamber]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosm. un-ta im. ak. S. P. Koroleva (nats. issled. un-ta).* 2013, No. 3–1 (41), P. 177–182 (In Russ.).

13. Lefebvre A. H. Influence of Fuel Properties on Gas Turbine Combustion Performance. AFWAL-TR-84-2104, 1985.

14. Mingazov B. G., Yavkin V. B., Tokmovtsev Yu. V. *Programmnyy kompleks Kamera* [Program Camera complex]. Svid. 2006613901.

15. Baklanov A. V. [Stage-by-stage operational development of the combustion chamber of the gas-turbine engine working in the conditions of speeding up of speed of air at an exit from the compressor]. *Vestnik of the Moscow aviation institute*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 13–22 (In Russ.).

© Бакланов А. В., 2024

Бакланов Андрей Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры РДиЭУ; Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ. E-mail: Andreybaklanov@bk.ru.

Baklanov Andrey Vladimirovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of RDEU; Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KA. E-mail: Andreybaklanov@bk.ru.

УДК 614.84 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-384-390

Для цитирования: Мозжерин А. В., Паклин Н. Н., Логинов Ю. Ю. Специфика дефектообразования в детекторах на основе теллурида кадмия при импульсном тепловом воздействии // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 384–390. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-384-390.

For citation: Mozzherin A. V., Paklin N. N., Loginov Yu. Yu. [Specificity of defect formation in detectors based on cadmium telluride under pulse thermal influence]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 384–390. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-384-390.

Специфика дефектообразования в детекторах на основе теллурида кадмия при импульсном тепловом воздействии

А. В. Мозжерин^{*1}, Н. Н. Паклин¹, Ю. Ю. Логинов²

¹Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660041, Красноярск, просп. Свободный, 79 ²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: Amozzherin@sfu-kras.ru

Активное развитие наукоемких технологий в аэрокосмической отрасли требует рассмотрения работы приборов и устройств в экстремальных условиях, важно исследовать деградацию материалов при быстром нагревании и охлаждении. В данной статье, на основе выполненной теоретической и экспериментальной работы, рассмотрена деградация детекторов на основе теллурида кадмия, вызванная развитием и эволюцией сети точечных дефектов, обусловленных импульсным воздействием с теплодозой около 1000 °C в течение не более 10 с, имитирующим экстремальную ситуацию короткого замыкания вблизи детектора или прямое нагревание световыми импульсами. Исследование показало, что кристаллический материал в таких экстремальных условиях быстро деградирует вследствие стремительной эволюции дефектов при кратковременном воздействии теплового излучения на детектор. Электронно-микроскопические исследования образцов, подвергшихся воздействию импульсного инфракрасного излучения, показали развитие плотной дефектной сети, дефектов вакансионного и междоузельного типов, их кластеров и прочих повреждений во всех образцах.

Ключевые слова: теллурид кадмия, точечные дефекты, кластеры дефектов, термическое дефектообразование.

Specificity of defect formation in detectors based on cadmium telluride under pulse thermal influence

A. V. Mozzherin^{*1}, N. N. Paklin¹, Yu. Yu. Loginov²

¹Siberian Federal University
 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
 ²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 E-mail: Amozzherin@sfu-kras.ru

Active development of high technologies in the aerospace industry requires consideration of the operation of devices and equipment under extreme conditions; it is important to study the degradation of materials during rapid heating and cooling. In this paper, based on the theoretical and experimental work performed, we consider the degradation of cadmium telluride detectors caused by the development and evolution of a network of point defects caused by pulsed exposure with a heat dose of about 1000 °C for no more than 10 seconds, simulating an extreme situation of a short circuit near the detector or direct heating by light pulses. The study showed that the crystalline material quickly degrades under such extreme conditions due to the rapid evolution of the defect network. The phenomenological model of the formation and distribution of defects during short-term exposure of the detector to thermal radiation has been improved. Electron microscopic studies of samples exposed to pulsed infrared radiation showed the development of a dense defect network, vacancy and interstitial defects, clusters and other damage in all samples.

Keywords: thermal impact, cadmium telluride, defects, emergency situations.

Введение

Аэрокосмическая сфера, активно развивающаяся в настоящее время, всё чаще сталкивается с нестандартными задачами, возникающими в результате работы приборов и устройств в экстремальных условиях при импульсном тепловом и радиационном воздействиях или возникновении чрезвычайных ситуации, например, пожаров и взрывов.

В качестве приборов для регистрации импульсов определенного рода излучений используются детекторы на основе теллурида кадмия [1; 2]. При определенных обстоятельствах температура в зоне работы оборудования может достигать огромной величины, приводящей к деградации материалов и впоследствии выходу из строя приборов и устройств. Достаточно хорошо известно, что воздействие инфракрасного излучения на кристаллический материал приводит к образованию и развитию в нем дефектной структуры, эволюция которой влечет изменение физико-химических свойств. Точечные дефекты под воздействием внешних факторов могут образовывать кластеры, формирующие объемные дефекты, что с одной стороны может привести к быстрому разрушению материала, но с другой до определенного момента позволяет противостоять этому. Отдельные вопросы формирования и эволюции дефектов в полупроводниках описаны ранее в работах [3–7].

Рассмотрим чрезвычайную ситуацию, при которой детектор на основе теллурида кадмия (CdTe) подвергается воздействию экстремально высоких температур 1000 °C. Ввиду того что температура плавления CdTe составляет 1092 °C и указанное ранее тепловое воздействие для данного полупроводника является критическим, интересным представляется предел его устойчивости в цельнокристаллических и тонкопленочных образцах.

Целью исследования является более качественное понимание процессов дефектообразования, приводящих к деградации теллурида кадмия при кратковременном импульсном тепловом воздействии с нагреванием до 1000 °C.

Материалы, методы и практические результаты

В качестве объекта исследования был взят теллурид кадмия – прямозонный полупроводник группы А^{II}В^{VI}, один из перспективных и активно применяющихся материалов микроэлектроники. Основные свойства исследуемого материала представлены в табл. 1.

Таблица 1

Некоторые физико-химические свойства теллурида кадмия [5; 8; 9]

	1		
Плотность	5,85 г/см ³		
Температура плавления	1092 °C		
Растворимость в воде и др. растворителях	нерастворимый		
Кристаллическая структура	кубическая, сфалерит (цинковая обманка)		
Параметр решётки	0,648 нм		
Коэффициент Пуассона, v	0,41		
Модуль сдвига	9,2 ГПа		
Энергия дефекта упаковки	11±1,9 мДж/м ²		
Пожаровзрывобезопасность	негорючий		

Образцы CdTe были подвергнуты импульсному воздействию с теплодозой приблизительно 1000 °C в течение не более 10 с, имитирующему экстремальную ситуацию короткого замыкания вблизи детектора или прямое нагревание солнечными лучами. Внутренний вид установки и процесс теплового воздействия представлен на рис. 1.



Рис. 1. Экспериментальная установка и процесс имитации импульсного теплового воздействия

Fig. 1. Experimental setup and process of simulating pulsed thermal action

Экспериментальная часть исследования дополнительно включала электронномикроскопические исследования образцов, подвергшихся воздействию импульсного инфракрасного излучения для определения плотности дефектной сети, типов дефектов, их кластеров и прочих повреждений. Полученные результаты показали наличие значительной плотности дефектов во всех образцах до 10¹⁹ см⁻³. При этом в тонкой пленке CdTe плотность дефектов была ниже. Дефекты были представлены преимущественно вакансиями и междоузельными атомами, дислокациями и дислокационными петлями, а также дефектами упаковки (рис. 2). Дополнительная информация о пробоподготовке образцов и исследованию на просвечивающем электронном микроскопе представлена в [5; 10; 11].



- Рис. 2. Формирование дефектов в теллуриде кадмия после кратковременного теплового воздействия
 - Fig. 2. Formation of defects in cadmium telluride after short-term thermal exposure

Модель образования дефектов в теллуриде кадмия при импульсном тепловом воздействии

Теоретическая работа была основана на доработке математической модели физикохимических превращений в CdTe при импульсном воздействии инфракрасного излучения с амплитудой 1 000 C° в течение не более 10 с. Моделирование импульса осуществлялось формулой (колокол Гаусса): $T = 27 \ ^{\circ}C + A \cdot \exp(-t^2)$, где $A = 1\ 000\ ^{\circ}C$. Расчет производился с помощью математического пакета Maple.

В основу усовершенствованной модели физико-химических превращений в полупроводниках под действием теплового излучения легла система модифицированных уравнений эволюции концентраций структурных точечных и сдвоенных дефектов:

$$\frac{\partial n}{\partial t} = P + D_I \frac{\partial^2 n}{\partial z^2} - c_0 R \left(nv + 2nw - 2vm \right) - 2c_0 A_I \left(n^2 + nm \right) + 2Pm, \tag{1}$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} = P + D_V \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} - c_0 R \left(nv - 2nw + 2vm \right) - 2c_0 A_V \left(v^2 + vw \right) + 2Pw, \tag{2}$$

$$\frac{\partial m}{\partial t} = c_0 A_I \left(n^2 - 2nm \right) - 2c_0 Rvm - Pm, \tag{3}$$

$$\frac{\partial w}{\partial t} = c_0 A_V \left(v^2 - 2vw \right) - 2c_0 Rnw - Pw, \tag{4}$$

где t – время; z – расстояние от поверхности до середины пленки (толщина пленки равна 200 нм). Для эффективных концентраций введены следующие обозначения: C_I и C_V – концентрации междоузельных атомов и вакансий; C_m и C_w – концентрации димеждоузлий и дивакансий; c_0 – концентрация узлов идеальной решетки теллурида кадмия. Результаты расчетов представлены в терминах относительных концентраций: $n = C_I / c_0$, $v = C_V / c_0$, $m = C_m / c_0$, $w = C_W / c_0$. Обозначения для параметров модели: D_I и D_V – коэффициенты диффузии (миграции) междоузельных атомов и вакансий; A_I и A_V – коэффициенты агломерации (присоединения) междоузельных атомов и вакансий, соответственно; R – коэффициент рекомбинации; P – коэффициент диссоциации решетки кристалла, отвечающий эффективной энергии теплового рождения пар Френкеля E_P .

Все перечисленные коэффициенты выражаются через энергии активации реакции как

$$(R, A_I, A_V) = a^3 \mathbf{v} \cdot \exp\left(-\frac{1}{kT}(E_R, E_I, E_V)\right),\tag{5}$$

$$(D_I, D_V) = a^2 \mathbf{v} \cdot \exp\left(-\frac{1}{kT} (E_{Im}, E_{Vm})\right), \tag{6}$$

$$P = \mathbf{v} \cdot \exp\left(-\frac{E_P}{kT}\right),\tag{7}$$

здесь v – частота колебаний кристаллической решетки; a – постоянная решетки; k – постоянная Больцмана; T – температура. Для решения уравнений необходимо учитывать диффузию, влияющую на тонкие плёнки значительнее, чем на макроскопические образцы. Численные значения параметров, используемых в выражениях (1)–(7) представлены в табл. 2.

Таблица 2

Численные значения ряда параметров кристалла CdTe [5; 6; 12-15]

E_{Im}	E_{Vm}	E_I	E_V	E_R	E_P	c_0	ν	а
эВ	эВ	эВ	эВ	эВ	эВ	см ⁻³	Гц	HM
0,32	0,6	0,45	0,5	0,25	1,4	$1,5 \cdot 10^{22}$	10^{13}	0,648

Решение уравнений (1)-(7) представлены на рис 3.



Рис. 3. Зависимость концентраций точечных дефектов (вакансий и междоузлий) от времени и расстояния от поверхности до середины кристаллической пленки при кратковременном тепловом воздействии с амплитудой до 1000 °C

Fig. 3. Dependence of concentrations of point defects (vacancies and interstitials) on time and distance from the surface to the middle of the crystalline film under short-term thermal exposure with an amplitude of up to 1000 °C

Полученные результаты (рис. 3) показывают хорошую согласованность с экспериментальными данными. Безусловно, высокие температуры, даже действуя кратковременно на теллурид кадмия, приводят к взрывному росту и эволюции дефектной сети с концентрацией порядка 10^{19} см⁻³ и последующим разрушением материала. Однако исследования показывают, что тонкопленочные образцы CdTe имеют тенденцию к более скорому остыванию и снижению концентрации точеных дефектов вследствие выхода части из них на поверхность, что уменьшает вероятность объединения в кластеры.

Заключение

Проведено комплексное исследование импульсного теплового воздействия на детектор, состоящий из теллурида кадмия. Рассмотрено повышение температуры детектора от 27 до 1027 °С. Причиной нагревания может служить воздействие солнечных лучей, инфракрасное излучение при коротком замыкании вблизи детектора, прямое нагревание детектора при скачках напряжения в сети питания, импульсное радиационное воздействие. Исследование показало, что кристаллический материал в таких экстремальных условиях быстро деградирует вследствие стремительной эволюции дефектной сети. При этом тонкопленочные образцы CdTe более устойчивы к импульсному тепловому воздействию, а оборудование на их основе способно сохранять рабочее состояние значительно дольше.

Математическая модель, на основе которой получены численные результаты, является хорошим дополнением (в качестве начального условия) к моделям, описывающим эволюцию точечных дефектов при ионизирующем облучении.

Библиографические ссылки

1. СdТе-детекторы для регистрации импульсов рентгеновского излучения с субнаносекундным разрешением / С. Л. Эльяш, А. В. Родигин, Т. В. Лойко и др. // Приборы и техника эксперимента. 2011. № 4. С. 116–119.

2. Пленочные детекторы ядерных излучений из теллурида кадмия / Б. Н. Заверюхин, Ш. А. Мирсагатов, Н. Н. Заверюхина и др. // Письма в ЖТФ. 2003. Т. 29, вып. 22. С. 80–87.

3. Irradiation-induced defects in CdTe and CdZnTe detectors / A. Cavallini, B. Fraboni, N. Auricchio et al. // Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment. 2001. Vol. 458, Iss. 1–2. P. 392–399.

4. Кондрик А. И., Ковтун Г. П. Влияние радиационных дефектов на электрофизические и детекторные свойства CdTe:Cl, облученного нейтронами // Технология и конструирование в электронной аппаратуры. 2020. № 1–2. С. 22–29.

5. Логинов Ю. Ю., Браун П. Д., Дьюроуз К. Закономерности образования структурных дефектов в полупроводниках A₂B₆. М. : Логос, 2003. 304 с.

6. Мозжерин А. В., Паклин Н. Н. Теплостойкость устройств на основе теллурида кадмия при пожарах в условиях переменной температуры // Пожарная безопасность. 2023. № 2 (111). С. 42–48. https://doi.org/10.37657/vniipo.pb.2023.111.2.003.

7. Loginov Yu. Yu., Mozzherin A. V., Bril'kov A. V. Dependence of the Critical Radius of Partial Dislocation Loops on the Stacking Fault Energy in Semiconductors // Physics of the Solid State. 2014. Vol. 56, No. 4. P. 720–722.

8. Физика и химия соединений A₂B₆ / под ред. С. А. Медведева. М. : Мир, 1970. 624 с.

9. Султонов Н. С., Хамрокулов Р. Б., Акобирова А. Т. Разработка технологии получения поликристаллических пленок теллурида кадмия и исследование их структуры и электрических свойств // Вестник ТНУ. 2020. № 4. С. 130–146.

10. Кобелева С. П. Структура собственных точечных дефектов в CdTe // Математическое моделирование в материаловедении электронных компонентов : материалы IV Междунар. конф., Москва, 24–26 октября 2022 г. М. : МАКС Пресс, 2022. С. 135–138.

11. Characterization of CdTe, (Cd,Zn)Te, and Cd(Te,Se) single crystals by transmission electron microscopy / R. S. Rai, S. Mahajan, S. McDevitt, C. J. Johnson // J. Vac. Sci. and Technol. 1991. Vol. B9, No. 3. P. 1892–1896.

12. Loginov Y. Y., Mozzherin A. V., Paklin N. N. Particularities of the interstitial atoms and vacancies clusters formation in a thin cadmium telluride foil during in situ electron irradiation in a TEM // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2022. Vol. 1230. P. 012013. Doi: 10.1088/1757-899X/1230/1/012013.

13. Горичок И. В. Энтальпия образования дефектов Шоттки в полупроводниках // ФТТ. 2012. Т. 54, вып. 3. С. 1373–1376.

14. Glas F. A simple calculation of energy changes upon stacking fault formation or local crystalline phase transition in semiconductors // Journal of Applied Physics. 2008. Vol. 104, 093520. P. 1–6.

15. Разработка математической модели процесса сбора заряда и формирования спектра в детекторах на основе CdTe (CdZnTe) при облучении гамма-квантами / А. А. Смирнов, И. А. Каплунов, А. А. Ольнев, А. Н. Никифорова // Физико-химические аспекты изучения кластеров, наноструктур и наноматериалов. 2017. № 9. С. 465–474.

References

1. Elyash S. L., Rodigin A. V., Loiko T. V., Polyakov A. I., Kapitanov S. V. CdTe detectors for recording X-ray pulses with subnanosecond resolution. *Instruments and experimental technique*. 2011, No. 4, P. 116–119.

2. Zaveryukhin B. N., Mirsagatov Sh. A., Zaveryukhina N. N., Volodarsky V. V., Zaveryukhina E. B. [Film detectors of nuclear radiation from cadmium telluride]. *Letters to the Journal of Technical Physics*. 2003, Vol. 29, Iss. 22, P. 80–87 (In Russ.).

3. Cavallini A., Fraboni B., Auricchio N., Caroli E., Dusi W., Chirco P., Morigi M.P., Zanarini M. Irradiation-induced defects in CdTe and CdZnTe detectors. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment.* 2001, Vol. 458, Iss. 1–2, P. 392–399.

4. Kondrik A. I., Kovtun G. P. [Influence of radiation defects on the electrophysical and detector properties of CdTe:Cl irradiated with neutrons]. *Tekhnologiya i konstruirovanie v elektronnoy apparatury*. 2020, No. 1–2, P. 22–29 (In Russ.).

5. Loginov Y. Y., Brown P. D., Durose K. Zakonomernosti obrazovaniya strukturnykh defektov v poluprovodnikakh A2V6 [Regularity of the structural defects formation in semiconductors A2B6]. Moscow, Logos Publ., 2003, 304 p.

6. Mozzherin A. V., Paklin N. N. [Heat resistance of devices based on cadmium telluride in fires under conditions of variable temperature]. *Pozharnaya bezopasnost'*. 2023, No. 2 (111), P. 42–48 (In Russ.). https://doi.org/10.37657/vniipo.pb.2023.111.2.003.

7. Loginov Yu. Yu., Mozzherin A. V., Bril'kov A. V. Dependence of the Critical Radius of Partial Dislocation Loops on the Stacking Fault Energy in Semiconductors. *Physics of the Solid State*. 2014, Vol. 56, No. 4, P. 720–722.

8. *Fizika i khimiya soedineniy A2V6* [Physics and Chemistry of A²B⁶ Compounds]. Ed. S. A. Medvedev. Moscow, Mir Publ., 1970, 624 p.

9. Sultonov N. S., Khamrokulov R. B., Akobirowa A. T. [Development of Technology for Obtaining Polycrystalline Cadmium Telluride Films and Study of Their Structure and Electrical Properties]. *Vestnik TNU*. 2020, No. 4, P. 130–146 (In Russ.).

10. Kobeleva S. P. [Structure of Intrinsic Point Defects in CdTe]. *Matematicheskoe modelirovanie v materialovedenii elektronnykh komponentov : materialy IV Mezhdunar. konf.* [Mathematical Modeling in Materials Science of Electronic Components: Proceedings of the IV International Conference]. Moscow, 2022, P. 135–138 (In Russ.).

11. Rai R. S., Mahajan S., McDevitt S., Johnson C. J. Characterization of CdTe, (Cd,Zn)Te, and Cd(Te,Se) single crystals by transmission electron microscopy. *J. Vac. Sci. and Technol.* 1991, Vol. B9, No. 3, P. 1892–1896.

12. Loginov Y. Y., Mozzherin A. V., Paklin N. N. Particularities of the interstitial atoms and vacancies clusters formation in a thin cadmium telluride foil during in situ electron irradiation in a TEM. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering.* 2022, Vol. 1230, P. 012013. Doi: 10.1088/1757-899X/1230/1/012013.

13. Gorichok I. V. [Enthalpy of Schottky Defects Formation in Semiconductors]. *Physics of the Solid State*. 2012, Vol. 54, P. 1373–1376 (In Russ.).

14. Glas F. A simple calculation of energy changes upon stacking fault formation or local crystalline phase transition in semiconductors. *Journal of Applied Physics*. 2008, Vol. 104, 093520, P. 1–6.

15. Smirnov A. A., Kaplunov I. A., Olnev A. A., Nikiforova A. N. [Development of a mathematical model of the process of charge collection and spectrum formation in detectors based on CdTe (CdZnTe) under gamma-ray irradiation]. *Fiziko-khimicheskie aspekty izucheniya klasterov, nanostruktur i nanomaterialov.* 2017, No. 9, P. 465–474 (In Russ.).

© Мозжерин А. В., Паклин Н. Н., Логинов Ю. Ю., 2024

Loginov Yuri Yurievich – Dr. Sc., Professor of the Technical Physics Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: loginov@sibsau.ru.

Мозжерин Александр Владимирович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры Юнеско «Новые материалы и технологии»; Сибирский федеральный университет. E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru.

Паклин Николай Николаевич – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры теоретической физики и волновых явлений; Сибирский федеральный университет. E-mail: npaklin@sfu-kras.ru.

Логинов Юрий Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: loginov@sibsau.ru.

Mozzherin Alexandr Vladimirovich – Cand. Sc., Associate Professor of the UNESCO "New Materials and Technologies" Department; Siberian Federal University. E-mail: amozzherin@sfu-kras.ru.

Paklin Nikolai Nikolaevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Theoretical Physics and Wave Phenomena Department; Siberian Federal University. E-mail: npaklin@sfu-kras.ru.

УДК 620.1:669.295 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-391-403

Для цитирования: Влияние лазерного текстурирования поверхности титанового сплава на адгезионную прочность клеевых соединений / М. С. Руденко, А. В. Гирн, А. Е. Михеев, Д. И. Орешкин // Сибирский аэро-космический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 391–403. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-391-403.

For citation: Rudenko M. S., Girn A. V., Mikheev A. E., Oreshkin D. I. [The effect of laser texturing of the surface of a titanium alloy on the adhesive strength of adhesive joints]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 391–403. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-391-403.

Влияние лазерного текстурирования поверхности титанового сплава на адгезионную прочность клеевых соединений

М. С. Руденко^{*}, А. В. Гирн, А. Е. Михеев, Д. И. Орешкин

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: rudenko ms@sibsau.ru

В работе рассмотрены вопросы, связанные с влиянием лазерного текстурирования поверхности титанового сплава на характеристики клеевого соединения «титан – углепластик». Иттербиевым импульсным волоконным лазером на поверхности титанового сплава были созданы текстуры с линейной структурой (0°-0° и 90°-90°) и сетчатой структурой (0°-90°, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$). Были определены значения шероховатости поверхности в двух перпендикулярных направлениях и сделаны микрошлифы, по которым можно охарактеризовать морфологию поверхности титанового сплава. Для определения адгезионной прочности соединения, между собой склеивались образцы с одинаковой текстурой поверхности. Образцы склеивались по ОСТ 1-90281-86. Склеивание проводилось в течение 24 ч после лазерной обработки поверхности. Перед склеиванием обработанная поверхность очищалась изопропиловым спиртом. Площадь клеевого соединения S = 300 мм². В качестве адгезива использовался трехкомпонентный клей ВК-9 на основе эпоксидной и полиамидной смолы. Лазерная обработка поверхности титановых сплавов увеличивает прочность клеевого соединения более чем на 70 % относительно необработанной поверхности. Это может свидетельствовать о том, что главными механизмами повышения прочности клеевого соединения являются увеличение площади контакта поверхности и адгезива, а также химическая модификация, которая активирует поверхность. Текстура обработки в меньшей степени влияет на адгезионную прочность при условии одинаковой удельной поверхностной энергии лазерной обработки. При лазерной обработке стоит уделять большое внимание выбору текстуры поверхности, потому что определенные текстуры могут дать прирост прочности на 20–30 %. Если тип нагрузки в элементах ферменных конструкций известен, то лучше использовать линейные текстуры, направленные перпендикулярно направлению нагрузки (для сдвига – текстура 0°-0°; для кручения – текстура 90°-90°). При смешенных нагрузках лучше использовать сетчатые структуры ±30°, ±45°, ±60°, которые сопротивляются нагрузкам в двух направлениях.

Ключевые слова: лазерное текстурирование, повышение прочности клеевого соединение, титановые сплавы.

The effect of laser texturing of the surface of a titanium alloy on the adhesive strength of adhesive joints

M. S. Rudenko^{*}, A. V. Girn, A. E. Mikheev, D. I. Oreshkin

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru

The paper examines issues related to the influence of laser texturing of the surface of a titanium alloy on the characteristics of the titanium-carbon fiber adhesive joint. Using an ytterbium pulsed fiber laser, textures with a linear structure (0°–0° and 90°–90°) and a mesh structure (0°–90°, $\pm 30^{\circ}$, $\pm 45^{\circ}$, $\pm 60^{\circ}$) were created on the surface of a titanium alloy. The surface roughness values in two perpendicular directions were determined, and microsections were made, which can be used to characterize the surface morphology of the titanium alloy. To determine the adhesive strength of the joint, samples with the same surface texture were glued together. The samples were glued together according to OST 1-90281–86. Bonding was carried out within 24 hours after laser surface treatment. Before gluing, the treated surface was cleaned with isopropyl alcohol. Adhesive joint area $S = 300 \text{ mm}^2$. Three-component adhesive VK-9 based on epoxy and polyamide resin was used as an adhesive. Laser surface treatment of titanium alloys increases the strength of the adhesive joint by more than 70 % relative to the untreated surface. This may indicate that the main mechanisms for increasing the strength of an adhesive joint are an increase in the contact area between the surface and the adhesive, and chemical modification that activates the surface. The processing texture has a lesser effect on the adhesive strength, provided that the specific surface energy of the laser processing is the same. When laser processing, you should pay great attention to the choice of surface texture, because certain textures can give an increase in strength by 20–30 %. If the type of load in the truss load elements is known, then it is better to use linear textures directed perpendicular to the direction of the load (for shear – texture $0^{\circ}-0^{\circ}$; for torsion – texture $90^{\circ}-90^{\circ}$). For mixed loads, it is better to use mesh structures $\pm 30^{\circ}$, $\pm 45^{\circ}, \pm 60^{\circ}, \text{ which resist loads in two directions.}$

Keywords: laser texturing, increasing the strength of the adhesive joint, titanium alloys.

Введение

В современных космических аппаратах (КА) широко применяются ферменные конструкции, которые обеспечивают высокую прочность и жесткость изделия при минимальной массе. Одной из ключевых задач при разработке таких конструкций является достижение оптимальных механических характеристик и геометрической точности изделий для обеспечения безопасного и эффективного функционирования КА. Для решения этой задачи в области производства КА активно развиваются новые технологии и разрабатываются материалы, предназначенные для создания ферменных конструкций с улучшенными характеристиками [1–3].

Например, в космической обсерватории «Миллиметрон» конструкция фермы главного зеркала состоит из набора углепластиковых стержней, соединяющихся в узловых элементах (фитингах), выполненных из титанового сплава ВТ6 [4]. Схема конструкции представлена на рис. 1. Изготовление узловых элементов 3 производят технологией селективного лазерного плавления (SLM – Selective Laser Melting), затем в эти узлы крепятся углепластиковые стержни *I* с вклеенными в них титановыми законцовками 2.

Наибольшая проблема, возникающая при изготовлении этого узла, связана с обеспечением надежного соединения при склеивании углепластиковой штанги с титановой законцовкой. Это является общей проблемой для конструкций, в которых необходимо выполнить соединение «композит – металл» [5; 6].

Титановые сплавы, из которых изготовлены законцовки, относятся к трудносклеиваемым материалам, в связи с присутствием на их поверхности аморфной оксидной пленки, которая

не позволяет адгезиву образовать прочную связь с поверхностью титана. Вследствие этого, для увеличения прочности клеевого соединения, поверхность титанового сплава необходимо подвергать предварительной обработке перед склеиванием [7]. Традиционными методами увеличения прочности клеевого соединения «углепластик – титан» являются предварительная механическая или электрохимическая обработка поверхности титанового сплава [8; 9] или комбинированный метод механической и химической обработки [10]. Механическая обработка (шлифование, точение, фрезерование) увеличивает площадь контакта между поверхностью металла и адгезива, а химическая обработка преобразует аморфную оксидную пленку в кристаллический оксидный слой с высокой валентностью, который обеспечивает лучшее сцепление с адгезивом.



Рис. 1. Ферменная конструкция КА: *I* – углепластиковый стержень; *2* – титановая законцовка, вклеенная в стержень; *3* – узловой элемент, изготовленный технологией SLM; *4* – фиксатор законцовки в узловом элементе

Fig. 1. Truss structure of the spacecraft:
 l – carbon fiber rod; 2 – titanium tip glued into the rod; 3 – nodal element manufactured by SLM technology; 4 – end clamp in the nodal element

Кроме того, развиваются альтернативные методы подготовки поверхности, такие как обработка концентрированными источниками энергии (плазменные потоки, электронный луч, излучение лазера), нанесение покрытий (в том числе электрохимических, газотермических и др.), ультразвуковая обработка поверхности [7].

С развитием современной техники, лазер всё чаще используются в обработке поверхности в машиностроении наряду с другими высококонцентрированными источниками энергии, в том числе для сварки, резки, создания функциональных поверхностных структур (ФПС) [11].

В промышленном производстве лазерная обработка является более экономичным и экологическим процессом по сравнению с механической и электрохимической обработкой. Кроме того, лазерная обработка отличается простотой реализации при автоматизации процесса [12; 13]. Однако технологические режимы лазерной подготовки и факторы, влияющие на качество клеевого соединения, в настоящее время изучены недостаточно, что препятствует её широкому внедрению в производство. Увеличение прочности клеевого соединения за счет лазерной обработки поверхности металла является совокупностью нескольких факторов, таких как увеличение площади контакта между поверхностью и адгезивом, изменение химического состава поверхности, а также создание сложного рельефа поверхности, состоящего из канавок и микрополостей, в которые попадает клей и создает эффект механического «запирания». Таким образом, исследование влияния лазерной обработки на формирование ФПС и определение режимов обработки поверхности перед склеиванием является целью данной работы.

Можно выделить следующие основные параметры лазерной обработки, которые влияют на адгезионные свойства поверхности металла: мощность лазера, скорость и частота обработки, текстура обработки.

Текстура поверхности – это локальное отклонение поверхности от идеально ровной плоскости. Мера текстуры поверхности, как правило, определяется с точки зрения ее шероховатости, волнистости и формы. Лазерной обработкой возможно создавать такие элементы текстуры, как микроканавки, микроотверстия, микростолбы, пористые и иерархические структуры, поверхностную рябь [11]. Различные комбинации этих элементов создают безграничное число поверхностных текстур, которые можно создать лазерной обработкой.

В понятие «текстура обработки» входят следующие параметры: шаг между линиями траектории движения лазера, угол между этими линиями, количество проходов лазера по одной линии, коэффициент перекрытия. Совокупность всех параметров лазерной обработки влияет на поверхностную плотность энергии лазера E_p , которая и определяет макро- и микроструктуру поверхности, ее химический и фазовый состав, смачиваемость поверхности и др.

В работе [14] нами было исследовано влияние лазерной обработки поверхности титанового сплава на прочностные свойства клеевого соединения при сдвиге. Были выявлены режимы обработки для наиболее характерного типа текстуры – однонаправленной, поперек к направлению сдвига.

В зависимости от программы лазерной обработки металла можно создавать множество различных текстур поверхности, которые будут влиять на прочность клеевого соединения. Коэффициент перекрытия лазерного пятна на поверхности является важным критерием лазерной обработки, от которой зависит текстура поверхности. Коэффициенты перекрытия в двух перпендикулярных направлениях могут отличаться друг друга. Если вдоль траектории обработки коэффициент перекрытия (при постоянной площади лазерного пятна) зависит от скорости и частоты лазера, то между линиями траектории коэффициент зависит только от шага между ними [15].

Основными нагрузками, возникающими в силовых элементах ферменных конструкций, включающих соединения трубчатых стержней и законцовок, являются нагрузки на сдвиг и кручение (рис. 2, *a*). Касательные напряжения при сдвиге, направлены вдоль оси стержня, а при кручении по касательной к его радиусу. Микроканавки на поверхности цилиндрической законцовки могут способствованию увеличению максимальной нагрузки при разрушении. От направления текстуры поверхности будет зависеть, каким видам нагрузки соединение будет препятствовать в большей степени. Угол обработки $\alpha = 0^{\circ}$ должен способствовать увеличению прочности на сдвиг, угол обработки $\alpha = 90^{\circ}$ должен способствует увеличению прочности при кручении, а промежуточные направления обработки $0^{\circ} < \alpha < 90^{\circ}$ должны увеличивать прочность при смешанной нагрузке (рис. 2, *б*).



Рис. 2. Схема клеевого соединения цилиндрических деталей: *a* – элемент трубчатого клеевого соединения с приведёнными нагрузками, где *l* – углепластиковый стержень, 2 – металлическая законцовка, 3 – клей; *б* – направление микроканавок на металлических цилиндрических законцовках

Fig. 2. Scheme of adhesive connection of cylindrical parts:

a – element of a tubular adhesive joint with reduced loads, where l – carbon fiber rod,

2 - metal ending, 3 - glue; b - direction of microgrooves on metal cylindrical ends

Основной задачей данного исследования является экспериментальное определение характеристик клеевого соединения образцов из титановых сплавов ОТ-4 с различными текстурами, полученными лазерной обработкой, и определение текстуры обработки цилиндрических законцовок в элементах КА.

Поскольку испытания цилиндрических деталей связано с необходимостью использования дополнительной оснастки и сложностью выполнения клеевого соединения образцов, в работе было принято ввести некоторое модельное упрощение, которое состоит в том, что поверхность цилиндра как бы «разворачивается» в плоскость (рис. 3) и при этом плоские образцы можно испытывать по ОСТ 92-0949–74 (рис. 4). Текстуры характеризуются следующими параметрами: α_1 – угол наклона первой обработки лазера, α_2 – угол наклона второй обработки лазера, δ – шаг между канавками.



Рис. 3. Развертка поверхности цилиндра (титановой заглушки) с канавками от лазерной обработки на плоскость





Рис. 4. Схема клеевого соединения плоских деталей:

а – образец для испытания текстуры поверхности на адгезионную прочность, где *l* – пластина из ПКМ, *2* – титановая пластина с лазерным текстурированием, *3* – адгезив; *б* – схематическое изображение текстур на поверхности титана от угла лазерной обработки

Fig. 4. Scheme of adhesive connection of flat parts:

a – sample for testing surface texture for adhesive strength, where I – PCM plate, 2 – titanium plate with laser texturing, 3 – adhesive; b – schematic representation of textures on the surface of titanium from the angle of laser processing

В данном исследовании, в качестве текстур выбраны линейные (однонаправленные) и сетчатые (двунаправленные) структуры, в которых траектории обработки пересекаются между собой под разными углами (0°, 30°, 45°, 60° и 90°). Для корректного сравнения результатов прочности клеевого соединения с различными текстурами, поверхностная плотность энергии лазера Ер должна быть постоянной на всех выбранных текстурах. Для образования сетчатых структур необходимо приложить энергии лазера в два раза больше, чем у линейных структур, поэтому для выравнивания этого показателя линейную структуру необходимо обработать дважды.

Эксперимент

Определение влияния угла обработки на прочность клеевого соединения проведено по следующей схеме:

– создание различных текстур на поверхности образцов из титанового сплава лазерной обработкой;

- исследование микрорельефа и шероховатости поверхности обработанных образцов;
- склеивание образцов с одинаковой текстурой для испытания на сдвиг;
- проведение испытания склеенных образцов на сдвиг;
- анализ полученных результатов.

В качестве образцов использовались пластины из титанового сплава ОТ-4, который широко применяется в конструкциях КА. Размер образцов составлял 70×20×2 мм. Зона лазерной обработки 20×20 мм с одной из сторон пластины.

Обработка поверхности образцов проводилась иттербиевым импульсным волоконным лазером (IPG, YLPM-1-4×200-20-20) при комнатной температуре в стандартной атмосфере. Параметры лазерной обработки соответствуют режиму № 1 из работы [14] (табл. 1), так как этот режим используется для создания структурированных микроканавок глубиной 40 и 60 мкм при однократной и двукратной обработках соответственно [16].

Схемы текстур представлены в табл. 1, где α_1 – угол наклона первого прохода лазера, α_2 – угол наклона второго прохода лазера. Шаг между канавками в каждой текстуре δ = 66,7 мкм.

N⁰	1	2	3	4	5	6	
Схема текстуры							
α ₁	0°	90°	0°	30°	45°	60°	
α ₂	0° 90°		90°	-30°	-45°	-60°	
Мощность лазера, Вт	10						
Скорость обработки, мм/с	200						
Количество полос на 1 мм, мм ¹	15						
Длина волны лазера, мкм	1,064						
Частота следования им- пульса, кГц	40						
Ширина импульса, нс	200						
Энергия в импульсе, мДж	1						

Режимы лазерного текстурирования

Таблица 1

Для обеспечения статической надежности исследования испытания проводились на трех образцах с каждой выбранной текстурой.

Образцы склеивались по ОСТ 1-90281–86. Склеивание проводилось в течение 24 ч после лазерной обработки поверхности. Перед склеиванием обработанная поверхность очищалась изопропиловым спиртом. Площадь клеевого соединения $S = 300 \text{ мм}^2$. В качестве адгезива использовался трехкомпонентный клей ВК-9 на основе эпоксидной и полиамидной смолы. Испытания на сдвиг проводились через 7 дней после склеивания для полной полимеризации клея на воздухе при комнатной температуре.

Для определения адгезионной прочности соединения между собой склеивались образцы с одинаковой текстурой поверхности. Склеивание титана с углепластиком не дает возможности определить адгезионную прочность клеевого соединения, поскольку в таком случае происходит когезионное разрушение по углепластику.

Определения прочности клеевого соединения на сдвиг (англ. Single-Lap Shear Test) проводили на универсальной разрывной машине (Eurotest T-50, S.A.E.IBERTEST, Испания) со скоростью 5 мм/мин.

Для анализа микрорельефа обработанных поверхностей использовали оптический металлографический микроскоп (Neophot-32, Carl Zeiss, Германия).

Шероховатость обработанной поверхности измеряли профилометром (TR110, TIME Group Inc., Китай) в двух перпендикулярных направлениях X и Y (табл. 2).

Результаты и обсуждения

На рис. 5 показаны значения шероховатости поверхности титанового сплава после лазерной обработки в двух перпендикулярных направлениях.







В табл. 2 представлена морфология структуры поверхности, согласно текстуре лазерной обработки.

На рис. 6 представлены результаты средних значений прочности на сдвиг клеевых соединений с разными текстурами поверхности. Характер разрушения для всех образцов – когезионный по клею.

Измерение показало, что у линейных текстур (0°–0° и 90°–90°) значение шероховатости значительно отличается в зависимости от направления. У сетчатых текстур значение шероховатости зависит от направления обработки не так значительно, как у линейных. Текстуры 0°–0° и 90°–90°, а также $\pm 30^{\circ}$ и $\pm 60^{\circ}$, являются идентичными текстурами, развернутыми относительно друг друга на 90°. Текстуры 0°–90° и $\pm 45^{\circ}$ идентичны, но развернуты на 45° относительно друг друга. Значение шероховатости по одному направлению у идентичных текстур соответствует значению шероховатости в перпендикулярном направлении у другой идентичной текстуры, развернутой на 90°. Шероховатость поверхности под действием лазерной обработки увеличивается в 4–12 раз относительно необработанной поверхности.

Таблица 2

Параметры текстур

	α_1	α2	Вид сверху	Микрошлиф (вид сбоку)
1	0°	0°	у Т 100µт.	
2	90°	90°	у 1 <u>00µт.</u>	
3	0°	90°	mdoT mdo	
4	30°	-30°		
5	45°	-45°		
6	60°	-60°		Z



Рис. 6. Прочность клеевого соединения от угла текстурирования поверхности

Fig. 6. The strength of the adhesive bond depends on the surface texturing angle

Металлографический анализ текстур (см. табл. 2), показывает, что параметры текстур соответствуют направлению программной обработки поверхности и заданному шагу между траекториями обработки. Лазерный луч, перемещаясь по поверхности металла, локально его расплавляет, выдавливает из центра к периферии и испаряет, создавая «микроканавку» глубиной до 40 мкм. Повторное воздействие лазера на то же место углубляет канавку. Расплавленный материал, выдавленный из центра канавки, затвердевает и создает гребень между траекториями лазерной обработки. У сетчатых структур первый проход лазерной обработки под углом α₁ создает гребень между траекториями, но второй проход под углом α₂ его разрушает в местах пересечения траекторий.

Результаты испытаний на адгезионную прочность при сдвиге показали, что, независимо от вида текстуры, полученной при обработке поверхности, прочность клеевого соединения увеличилась более чем на 70 %. Это может свидетельствовать о том, что главными механизмами повышения прочности клеевого соединения являются увеличение площади контакта поверхности и адгезива, а также химическая модификация, которая активирует поверхность. Текстура обработки в меньшей степени влияет на адгезионную прочность при условии одинаковой удельной поверхностной энергии лазерной обработки.

Наилучший результат прочности клеевого соединения на сдвиг $\tau_{cp} = 28,9$ МПа показала текстура 0°–0°. Если сравнивать с прочностью клеевого соединения без обработки «титан – титан» из работы [14], которая составляет 14,15 МПа, то текстура 0°–0° увеличила прочность на 104 %. Прочность клеевого соединения с текстурой 0°–90° показала наименьший результат $\tau_{cp} = 24,2$ МПа относительно других текстур, но прирост относительно необработанной поверхности составляет 71 %. Результаты исследования показали, что можно увеличить прочность клеевого соединения на 20 % только за счёт текстуры поверхности.

Текстура $0^{\circ}-0^{\circ}$ относительно остальных исследуемых текстур в большей степени сопротивляется сдвиговым нагрузкам. Этому способствует линейная структура микроканавок в перпендикулярном направлении сдвига. Гребни канавок, которые образовались под действие давления лазера, являются микроупором для клея, препятствующим движению клея при сдвиговой нагрузке.

У сетчатых структур $\pm 30^{\circ}$, $\pm 45^{\circ}$, $\pm 60^{\circ}$ упором для адгезива является гребень, образованный пересечением лазерных траекторий. У текстуры $\pm 60^{\circ}$ гребень является самым узким из сетчатых структур. Это объясняет низкое значение прочности.

У текстуры 90°–90° упор в направлении сдвига отсутствует, но из-за бо́льшей площади контакта за счет более глубокой канавки, чем у сетчатых структур, и отсутствия разрушенного гребня она показывает относительно высокие значения прочности.

Текстура 0°–90° показала наихудший результат среди исследуемых текстур. Гребень, который мог быть упором для клея, был разрушен вторым проходом лазерной обработки.

Определив средний размер канавки по микрошлифу из табл. 2, была смоделирована макроструктура поверхности текстур 0°–0° и 0°–90° (рис. 7, *a*, *б*) в САD-системе. При данном моделировании микрорельеф поверхности не учитывался по причине его хаотичности. Модель текстуры 0°–0° показала, что площадь поверхности увеличивается на 94 % относительно необработанной поверхности. А для текстуры 0°–90° всего на 16 %. Малым увеличением площади поверхности текстуры 0°–90° можно объяснить причину невысокого значения прочности клеевого соединения относительно других текстур.



Рис. 7. Модели макроструктуры поверхности с лазерной обработкой: a – текстура 0°–0°; δ – текстура 0°–90°; s – модернизированная текстура 0°–90°

Fig. 7. Models of surface macrostructure with laser processing: $a - \text{texture } 0^{\circ}-0^{\circ}; b - \text{texture } 0^{\circ}-90^{\circ}; c - \text{modernized texture } 0^{\circ}-90^{\circ}$

Чтобы улучшить прочностные характеристики клеевого соединения структуры 0°–90°, можно предложить углубить микроканавку, которая сформирована поперек направления сдвиговой нагрузки, увеличивая количество проходов лазерного луча по траектории. Шаг для перпендикулярной обработки предлагается увеличить в два раза, тем самым сохранить часть гребня, который способствует увеличению прочности при сдвиге (рис. 7, *в*). Площадь поверхности у модернизированной текстуры 0°–90° увеличилась на 72 % относительно необработанной поверхности. Эта модернизированная текстура 0°–90° потребует более высокой удельной поверхностной энергии, чем у текстур в этом исследовании.

Заключение

Лазерная обработка поверхности титановых сплавов увеличивает прочность клеевого соединения более чем на 70 % относительно необработанной поверхности. При лазерной обработке стоит уделять большое внимание выбору текстуры поверхности, потому что определенные текстуры могут дать прирост прочности на 20–30 %. Если тип нагрузки в элементах ферменных конструкций известен, то лучше использовать линейные текстуры, направленные перпендикулярно направлению нагрузки (для сдвига – текстура 0°–0°, для кручения – текстура 90°–90°). При смешенных нагрузках лучше использовать сетчатые структуры $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, которые сопротивляются нагрузкам в двух направлениях.

Библиографические ссылки

1. Structural design and compression-bending test of ultra-lightweight carbon-fiber-reinforced polymer truss structures / S. Li, W. Chen, J. Hu et al. // Composite Structures. 2023. Vol. 313. P. 116909. doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.116909.

2. Scalable self-attaching/assembling robotic cluster (S2A2RC) system enabled by triboelectric sensors for in-orbit spacecraft application / X. Hou, M. Zhu, L. Sun et al. // Nano Energy. 2022. Vol. 93. P. 106894. doi.org/10.1016/j.nanoen.2021.106894.

3. Composite anisogrid lattice toroidal shell: Application to a load-carrying rim of the spacecraft reflectarray antenna / E. V. Morozov, A. V. Lopatin, A. V. Shatov et al. // Composite Structures. 2024. Vol. 331. P. 117860. doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.117860.

4. Леоненков А. Д., Оберемок Ю. А. Обоснование применения аддитивных технологий при создании главного зеркала космического телескопа «Миллиметрон» // Решетневские чтения. 2017. Т. 1. С. 140–141.

5. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review / J. Min, H. Wan, B. E. Carlson et al. // Optics and Laser Technology. 2020. Vol. 128. P. 106188. Doi: 10.1016/j.optlastec.2020.106188.

6. Baburaj E. G., Starikov D., Evans J., Shafeev G. A., Bensaoula A. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification // Int. J. Adhes. Adhes. 2007. Vol. 27. P. 268–276.

7. Сибилева С. В., Каримова С. А. Обработка поверхности титановых сплавов для обеспечения адгезионных свойств (обзор) // Авиационные материалы и технологии. Спецвыпуск. 2013. № 2. С. 25–35.

8. Molitor P., Young T. Adhesives bonding of a titanium alloy to a glass fibre reinforced composite material // Int. J. Adhes. Adhes. 2002. Vol. 22. P. 101–107.

9. Smith T. A. Surface treatment for Ti-6AI-4V // J. Adhes. 1983. Vol. 15, no. 2. P. 137-150.

10. Удод Л. С., Наговицин В. Н. Подготовка поверхности деталей из титановых сплавов под склеивание с деталями из полимерных композиционных материалов // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 4. С. 263–271. Doi: 10.26732/j.st.2022.4.05.

11. Laser-processed functional surface structures for multi-functional applications-a review / H. Wang, D. Deng, Z. Zhai, Y. Yao. // Journal of Manufacturing Processes. 2024. Vol. 116. P. 247–283. doi.org/10.1016/j.jmapro.2024.02.062.

12. Yue T. M., Yan L. J., Chan C. P. Stress corrosion cracking behavior of Nd: YAG lasertreated aluminum alloy 7075 // Materials Science and Technology. 2005. Vol. 21, No 8. P. 961–966. Doi: 10.1179/174328405X47573.

13. Rechner R., Jansen I., Beyer E. Influence on the strength and aging resistance of aluminium joints by laser pre-treatment and surface modification // International Journal of Adhesion and Adhesives. 2010. Vol. 30 (7). P. 595–601. doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2010.05.009.

14. Влияние лазерной обработки поверхности титановых образцов на адгезионную прочность клеевых соединений / А. В. Гирн, М. С. Руденко, В. Б. Тайгин и др. // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 2. С. 90–99. Doi: 10.26732/j.st.2022.2.03.

15. Effect of laser spot overlap ratio on surface characteristics and adhesive bonding strength of an Al alloy processed by nanosecond pulsed lase / H. Wan, J. Min, J. Lin et al. // Journal of Manufacturing Processes. 2021. Vol. 62. P. 555–565. doi.org/10.1016/j.jmapro.2020.12.055.

16. Руденко М. С. Ковалева Т. Д., Гирн А. В. Влияние режимов лазерной обработки на параметры микрорельефа титанового сплава // XXVI Туполевские чтения (школа молодых ученых) : материалы Междунар. молодёж. науч. конф. 9–10 ноября 2023 г. КНИТУ-КАИ им. А. Н. Туполева. Казань, 2023. С. 409–412.

References

1. Li S., Chen W., Hu J. et al. Structural design and compression-bending test of ultra-lightweight carbon-fiber-reinforced polymer truss structures. *Composite Structures*. 2023, Vol. 313, P. 116909. doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.116909.

2. Hou X., Zhu M., Sun L. et al. Scalable self-attaching/assembling robotic cluster (S2A2RC) system enabled by triboelectric sensors for in-orbit spacecraft application. *Nano Energy*. 2022, Vol. 93, P. 106894. doi.org/10.1016/j.nanoen.2021.106894.

3. Morozov E. V., Lopatin A. V., Shatov A. V. et al. Composite anisogrid lattice toroidal shell: Application to a load-carrying rim of the spacecraft reflectarray antenna. *Composite Structures*. 2024, Vol. 331, P. 117860. doi.org/10.1016/j.compstruct.2023.117860.

4. Leonenkov A. D., Oberemok Yu. A. [Justification of the use of additive technologies in the creation of the main mirror of the Millimetron space telescope]. *Reshetnevskie chteniya*. 2017, Vol. 1, P. 140–141 (In Russ.).

5. Min J., Wan H., Carlson B. E., Lin J., Sun C. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review. *Optics and Laser Technology*. 2020, Vol. 128, P. 106188. Doi: 10.1016/j.optlastec.2020.106188.

6. Baburaj E. G., Starikov D., Evans J., Shafeev G. A., Bensaoula A. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification. *Int. J. Adhes. Adhes.* 2007, Vol. 27, P. 268–276.

7. Sibileva S. V., Karimova S. A. [Surface treatment of titanium alloys to ensure adhesive properties (review)]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii. Spetsvypusk.* 2013, No. 2, P. 25–35 (In Russ.).

8. Molitor P., Young T. Adhesives bonding of a titanium alloy to a glass fibre reinforced composite material. *Int. J. Adhes. Adhes.* 2002, Vol. 22, P. 101–107.

9. Smith T. A, Surface treatment for Ti-6AI-4V. J. Adhes. 1983, Vol. 15, No. 2, P. 137-150.

10. Udod L. S., Nagovitsin V. N. [Preparation of the surface of parts made of titanium alloys for gluing with parts made of polymer composite materials]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2022, Vol. 6, No. 4, P. 263–271 (In Russ.). Doi: 10.26732/j.st.2022.4.05.

11. Wang H., Deng D., Zhai Z., Yao Y. Laser-processed functional surface structures for multifunctional applications-a review. *Journal of Manufacturing Processes*. 2024, Vol. 116, P. 247–283. doi.org/10.1016/j.jmapro.2024.02.062.

12. Yue T. M., Yan L. J., Chan C. P. Stress corrosion cracking behavior of Nd: YAG lasertreated aluminum alloy 7075. *Materials Science and Technology*. 2005, Vol. 21, No. 8, P. 961–966. Doi: 10.1179/174328405X47573.

13. Rechner R., Jansen I., Beyer E. Influence on the strength and aging resistance of aluminium joints by laser pre-treatment and surface modification. *International Journal of Adhesion and Adhesives*. 2010, Vol. 30, No. 7, P. 595–601. doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2010.05.009.

14. Girn A. V., Rudenko M. S., Taygin V. B., Mikheev A. E., Ravodina D. V. [Effect of laser surface treatment of titanium samples on the adhesive strength of adhesive joints]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2022, Vol. 6, No. 2, P. 90–99 (In Russ.). Doi: 10.26732/j.st.2022.2.03.

15. Wan H., Min J., Lin J. et al. Effect of laser spot overlap ratio on surface characteristics and adhesive bonding strength of an Al alloy processed by nanosecond pulsed lase. *Journal of Manufacturing Processes*. 2021, Vol. 62, P. 555–565. doi.org/10.1016/j.jmapro.2020.12.055.

16. Rudenko M. S. Kovaleva T. D., Girn A. V. [Influence of laser processing modes on the parameters of the microrelief of a titanium alloy]. *XXVI Tupolevskie chteniya (shkola molodykh uchenykh): Mezhdunarodnaya molodezhnaya nauchnaya konferentsiya* [XXVI Tupolev Readings (School of Young Scientists): Proc. Int. youth. scientific. conf]. Kazan', 2023, P. 409–412 (In Russ.).

© Руденко М. С., Гирн А. В., Михеев А. Е., Орешкин Д. И., 2024

Руденко Михаил Сергеевич – старший преподаватель кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Орешкин Дмитрий Игоревич – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mr.oreshkin01@yandex.ru.

Rudenko Mikhail Sergeevich – Senior Lecturer of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rudenko ms@sibsau.ru.

Girn Alexey Vasilievich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Mikheev Anatoly Egorovich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: michla@mail.ru.

Oreshkin Dmitry Igorevich – Student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mr.oreshkin01@yandex.ru.

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Файлы со статьей принимаются по электронной почте vestnik@sibsau.ru.

Электронная копия. Статья набирается в программе Microsoft Office Word 2003 (расширение имени файла DOC)!

Объем статьи: 5–20 страниц (включая рисунки, таблицы и библиографические ссылки), краткое сообщение – 4–5 страниц, обзорная статья – до 20 страниц. Параметры страницы. Формат А4 (210×297). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см.

Параметры страницы. Формат A4 (210×297). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см. **Текст.** Шрифт Times New Roman 11. Подзаголовки: шрифт Times New Roman 11 bold.

Межстрочный интервал – одинарный, межбуквенный и междусловный интервал – нормальный, перенос слов не допускается.

Абзацный отступ равен 0,5 см.

Не допускается (!) набирать тексты прописными (заглавными) буквами и жирным шрифтом (кроме названия), а также размещать все указанные элементы в рамках и имитировать оформления набора, выполняемого в журнале.

Статья должна содержать предмет, тему, цель работы; метод или методологию проведения работы; результаты работы; область применения результатов; выводы.

Страницы не нумеруются.

СТРУКТУРА СТАТЬИ:

1. Индекс УДК предшествует названию статьи, соответствует заявленной теме и проставляется в верхнем левом углу листа.

2. Название статьи: не более 15 слов. Аббревиатуры и сокращения в названии не допускаются.

3. Авторы. Инициалы и фамилия. Количество авторов одной статьи не более пяти. Автор имеет право публиковаться в выпуске один раз, второй в соавторстве.

4. Аффилиация автора при публикации: название и адрес организации, а также электронная почта автора-корреспондента. Если авторов несколько, у каждой фамилии и соответствующей организации проставляется цифровой верхний индекс. Если все авторы статьи работают в одной организации, она указывается один раз.

5. Аннотация: минимум 230–250 слов (следует ориентироваться на объем англоязычной аннотации). Структура аннотации: цель исследования, методы, результаты, заключение. Курсивом.

6. Ключевые слова: не более 5-7 слов или словосочетаний. Курсивом.

7. Название статьи на английском языке.

8. Авторы на английском языке.

9. Аффилиация автора на английском языке.

10. Аннотация на английском языке.

11. Ключевые слова (Keywords) на английском языке.

12. Основной текст строится по следующей схеме и содержит обязательные подзаголовки:

– Введение.

- Тематические подзаголовки по основной части текста.

- Заключение.

13. Благодарности (если есть указание на источники финансирования, гранты).

14. Acknowledgements (Благодарности дублируются на английском языке).

15. Библиографические ссылки. Библиографические ссылки должны содержать не менее 15 источников! Библиографические ссылки оформляются на русском языке по ГОСТ Р 7.0.5–2008. Ссылки на источники расставляются по тексту в квадратных скобках в порядке нумерации по мере цитирования.

16. References. Библиографические ссылки в романском алфавите оформляются по требованиям, представленным на сайте. Используется система транслитерации BGN (translit.net)

17. Сведения об авторах на русском и английском языках. В сведениях указывается Ф.И.О. автора, ученая степень, ученое звание, должность, название организации. Например:

Иванов Иван Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru.

Ivanov Ivan Ivanovich – Dr. Sc, Professor, Head of the Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru.

Tow 25, Nº 3 • 2024