

ISSN 2712-8970



# СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

## SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

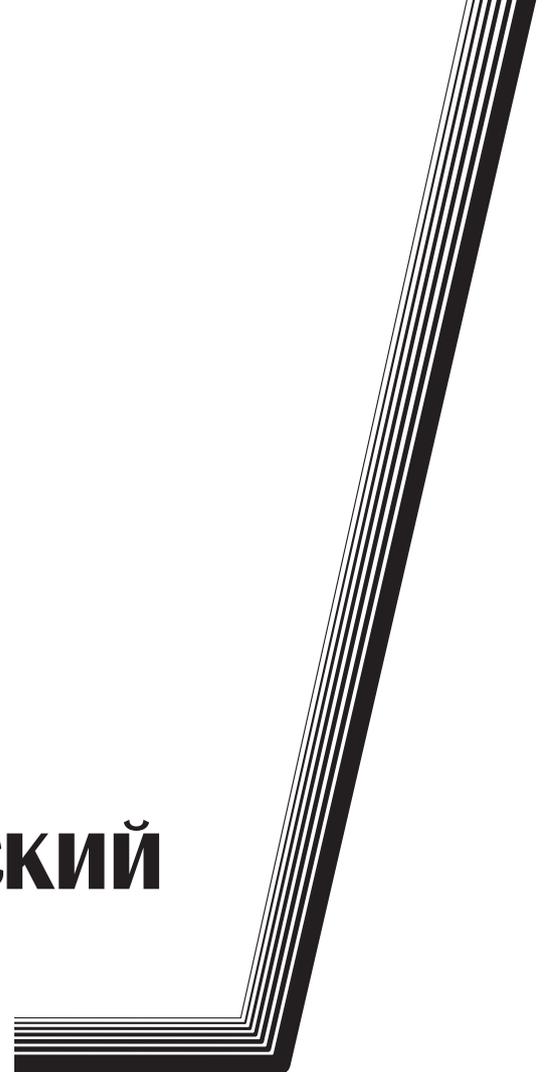
Том  
Vol. 25, № 1

КРАСНОЯРСК 2024

# СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 25, № 1

Красноярск 2024



# СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 25, № 1

*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  
(ИрГУПС)

**Максимов И. А.**, доктор технических наук  
(АО «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 физико-  
математических 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)

**Романски Р. П.**, доктор наук, профессор  
(Технический университет Софии, Болгария)

**Семенкин Е. С.**, доктор технических наук,  
профессор (Красноярск)

**Тестоедов Н. А.**, академик РАН,  
доктор технических наук, профессор  
(Железногорск)

**Фошнер М.**, доктор, доцент (Марибор, Словения)

**Шабанов В. Ф.**, академик РАН, доктор физико-  
математических наук, профессор (Красноярск)

**Швенкер Ф.**, доктор наук, профессор  
(Институт нейроинформатики Университета Ульма,  
Германия)

# SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 25, No 1

---

*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

(Reshetnev 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)

**Romansky R. P.**, Dr.Sc., Professor

(Technical University of Sofia, Bulgaria)

**Semenkin E. S.**, Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

**Testoedov N. A.**, Academician of the Russian

Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor

(Zheleznogorsk)

**Fošner M.**, Ph.D. Associate Professor

(Maribor, Slovenia)

**Shabanov V. F.**, Academician of the Russian

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

**Schwenker F.**, Dr.Sc., Professor (Institute

for Neuroinformatics, University of Ulm, Germany)

«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 (физико-математические 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](http://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](http://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](mailto:vestnik@sibsau.ru)

*Редактор* Н. Н. ГОЛОСКОКОВА  
*Ответственный редактор английского текста*  
Н. А. ШУМАКОВА

*Оригинал-макет и верстка* Л. В. ЗВОНАРЕВОЙ  
Подписано в печать 25.03.2024. Формат 70×108/16.  
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 19,53.  
Уч.-изд. л. 18,2. Тираж 100 экз. Заказ 3425. С 880/24.

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: 08.04.2024. Свободная цена

*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 aэrokosmicheskoy akademii imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SAA); 2002 — Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aэrokosmicheskogo 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](http://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 be 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](http://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](mailto:vestnik@sibsau.ru)

*Editor* N. N. GOLOSOKOVA  
*Executive editor (English Language)* N. A. SHUMAKOVA  
*Layout original* L. V. ZVONAREVA

Signed (for printing): 25.03.2024. Format 70×108/16.  
Offset Paper. Print flat. 19,53. Published sheets 18,2.  
100 copies. Order 3425. С 880/24.

Printing and Publication Department  
Reshetnev University.

Printed in the Department of copying and duplicating  
equipment Reshetnev University.

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

Date of publication: 08.04.2024. Free price

## СОДЕРЖАНИЕ

### Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

<b>Данилин И. М., Лапко В. А., Кузнецов А. А., Бабий И. А., Вайсман А. О.</b> Инновационный учебно-научный центр мониторинга лесных ресурсов Сибири на основе лазерной и микроволновой аэрокосмической съемки .....	8
<b>Кравчуновский А. П.</b> Определение коэффициентов энергетической связи балок, соединенных под углом .....	18
<b>Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Яхно А. Н.</b> Изгиб композитного бруса .....	25
<b>Тимофеев А. Л., Султанов А. Х., Мешков И. К., Гизатулин А. Р.</b> Повышение срока активного использования бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов .....	33

### Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

<b>Астахов С. А.</b> Особенности достижения предельных значений скорости трековых испытаний летательных аппаратов баллистического типа .....	44
<b>Беляков В. А., Василевский Д. О., Маслов Д. В., Киляшов А. А., Ромашко Р. В.</b> Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при избытке одного из компонентов топлива .....	56
<b>Бордачев В. А., Кольга В. В.</b> Исследование траектории вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса .....	68
<b>Валиуллин В. В., Кочура С. Г., Максимов И. А., Надирадзе А. Б.</b> Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дуговых разрядов .....	85
<b>Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Шикарев М. А.</b> Параметры камер ракетных двигателей, полученных методом выборочного лазерного сплавления .....	106
<b>Краснобаев Ю. В.</b> Перспективы развития зарядо-разрядных устройств систем электропитания космических аппаратов .....	115
<b>Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Зуев А. А., Делков А. В., Жуйков Д. А.</b> Энергетика тангенциального подводящего устройства микротурбины системы терморегулирования перспективного космического аппарата .....	126

### Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

<b>Новиков В. А., Пискажова Т. В., Донцова Т. В., Белолипецкий В. М.</b> Математическое моделирование процесса литья плоских слитков для решения задач автоматизации .....	144
<b>Харьков А. М., Бандурина О. Н., Аплеснин С. С., Воронова Е. Г.</b> Магнитоемкость в сульфидах марганца с редкоземельным замещением $Mn_{1-x}Re_xS$ .....	157

# CONTENTS

## Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

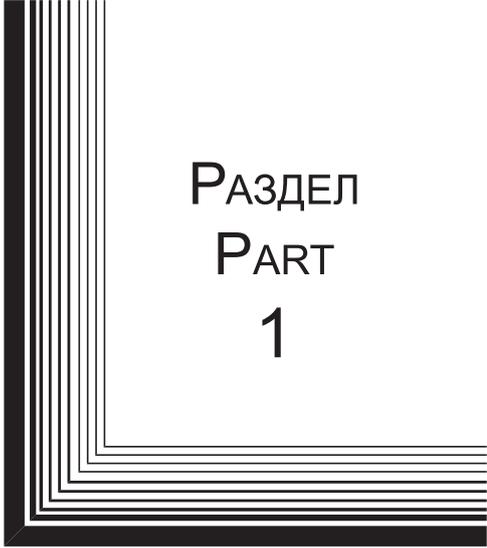
<b>Danilin I. M., Lapko V. A., Kuznetsov A. A., Babiy I. A., Vaysman A. O.</b> Innovative educational and research center for monitoring forest resources of Siberia based on laser and microwave aerospace imaging .....	8
<b>Kravchunovskii A. P.</b> Calculation of the coupling loss factors for the angle connected beams .....	18
<b>Senashov S. I., Savostyanova I. L., Yakhno A. N.</b> Bending of composite timber .....	25
<b>Timofeev A. L., Sultanov A. Kh., Meshkov I. K., Gizatulin A. R.</b> Increasing the period of active use of on-board electronic equipment of spacecraft .....	33

## Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

<b>Astakhov S. A.</b> Features of achievement of limiting speed values of track tests of ballistic type aircraft .....	44
<b>Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Maslov D. V., Kuleshov A. A., Romashko R. V.</b> Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen-hydrogen fuel with an excess of one of the fuel components .....	56
<b>Bordachev V. A., Kolga V. V.</b> Study of the payload extraction trajectory heavy class carrier rocket .....	68
<b>Valiullin V. V., Kochura S. G., Maksimov I. A., Nadiradze A. B.</b> Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges .....	85
<b>Zhuravlev V. Y., Manokhina E. S., Shikarev M. A.</b> Parameters of rocket engine chambers, obtained by selective laser fusion .....	106
<b>Krasnobaev Yu. V.</b> Prospects for the development of charger-discharge devices of spacecraft power supply systems .....	115
<b>Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Zuev A. A., Delkov A. V., Zhuikov D. A.</b> Power engineering of the tangential supply device of the microturbine of the thermal control system of a promising spacecraft .....	126

## Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

<b>Novikov V. A., Piskazhova T. V., Doncova T. V., Belolipetskii V. M.</b> Mathematical modeling of the flat ingot casting process or solving automation problems .....	144
<b>Kharkov A. M., Bandurina O. N., Aplesnin S. S., Voronova E. G.</b> Magnetic capacity in manganese sulfides with rare earth substitution $Mn_{1-x}Re_xS$ .....	157



РАЗДЕЛ  
PART  
1



ИНФОРМАТИКА,  
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ  
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,  
COMPUTER TECHNOLOGY  
AND MANAGEMENT



УДК 630.587+502.3:679.78+681.3.069  
Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-8-17

**Для цитирования:** Инновационный учебно-научный центр мониторинга лесных ресурсов Сибири на основе лазерной и микроволновой аэрокосмической съемки / И. М. Данилин, В. А. Лапко, А. А. Кузнецов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-8-17.

**For citation:** Danilin I. M., Lapko V. A., Kuznetsov A. A. et al. [Innovative educational and research center for monitoring forest resources of Siberia based on laser and microwave aerospace imaging]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-8-17.

## Инновационный учебно-научный центр мониторинга лесных ресурсов Сибири на основе лазерной и микроволновой аэрокосмической съемки

И. М. Данилин<sup>\*1,3</sup>, В. А. Лапко<sup>1,2</sup>, А. А. Кузнецов<sup>1</sup>, И. А. Бабий<sup>1,3</sup>, А. О. Вайсман<sup>1,3</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

<sup>2</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50/44

<sup>3</sup>Институт леса имени В. Н. Сукачева СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50/28

\*E-mail: danilin@ksc.krasn.ru

*Обсуждаются возможности создания на базе кафедры космических средств и технологии Сибирского государственного университета науки и технологий имени М. Ф. Решетнева инновационного учебно-научного центра мониторинга лесных ресурсов Сибири с целью подготовки инженерных кадров высшей квалификации и проведения перспективных научных исследований в области мониторинга, моделирования, прогнозирования и управления лесными ресурсами. Предлагаются методические решения и алгоритмы трехмерного моделирования структуры и динамики леса по данным лазерного сканирования, цифровой аэро- и космической съемки. Эти методы способствуют оперативному мониторингу и позволяют значительно снизить стоимости по контролю состояния и использования лесных ресурсов на огромной территории Сибири. Данные дистанционного зондирования представляются в виде геотрансформированной базы данных и цифровой фотокарты, совместимых в форматах с системами автоматизированного проектирования и основными геоинформационными системами – ArcView, ArcINFO, MapINFO. Инновационный центр мониторинга будет использован для оперативного государственного контроля и мониторинга лесопользования, состояния лесных земель, лесоустройства и инвентаризации лесов; решения задач экологии и природопользования, геоэкологии; формирования кадастра лесных ресурсов; аэрокосмических методов исследования природных ресурсов и территорий, информационных технологий. Решение данных задач позволит осуществлять подготовку специалистов высокой и высшей квалификации. Специалистами центра планируется создавать информационные технологии дистанционного зондирования природных объектов с целью импортозамещения зарубежных программных продуктов. Основные научные направления создаваемого центра: разработка и исследование методики системного анализа многомерных данных дистанционного зондирования большого объема на основе непараметрических алгоритмов принятия решений и технологий параллельных вычислений; проверка гипотез о распределениях данных дистанционного зондирования большого объема, основанных на непараметрических алгоритмах распознавания образов ядерного типа; обнаружение компактных групп данных дистанционного зондирования большого объема, соответствующих одно-модальным фрагментам совместной плотности вероятности многомерных случайных величин.*

*Ключевые слова:* инновационные методы дистанционного зондирования лесов, программные средства, моделирование, подготовка инженерных кадров высшей квалификации, Сибирь, Красноярский край.

## Innovative educational and research center for monitoring forest resources of Siberia based on laser and microwave aerospace imaging

I. M. Danilin<sup>\*1,3</sup>, V. A. Lapko<sup>1,2</sup>, A. A. Kuznetsov<sup>1</sup>, I. A. Babiy<sup>1,3</sup>, A. O. Vaysman<sup>1,3</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Institute of Computational Modelling SB RAS  
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

<sup>3</sup>Sukachev Institute of Forest SB RAS  
50/28, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: danilin@ksc.krasn.ru

*The possibilities of creating an innovative educational and scientific center for monitoring forest resources in Siberia on the basis of the Department of Space Facilities and Technologies of the Siberian State University of Science and Technology named after Mikhail Fedorovich Reshetnev are discussed, with the aim of training highly qualified engineering personnel and conducting promising scientific research in the field of monitoring, modeling, forecasting and management of forest resources. Methodological solutions and algorithms for three-dimensional modeling of forest structure and dynamics based on laser scanning data, digital aerial and space photography are proposed. These methods contribute to operational monitoring and can significantly reduce the cost of monitoring the condition and use of forest resources over the vast territory of Siberia. Remote sensing data is presented in the form of a geotransformed database and digital photo map, compatible in formats with computer-aided design systems and with the main geographic information systems – ArcView, ArcINFO, MapINFO. The innovative monitoring center will be used for operational state control and monitoring of forest management, the state of forest lands, forest management and forest inventory, solving problems of ecology and environmental management, geocology, formation of a forest resource inventory, aerospace methods for studying natural resources and territories, information technology. Solving these problems will allow for the training of highly qualified specialists. The center's specialists plan to create information technologies for remote sensing of natural objects with the aim of import substitution of foreign software products. The main scientific directions of the created center: development and research of methods for system analysis of large-scale multidimensional remote sensing data based on nonparametric decision-making algorithms and parallel computing technologies; testing hypotheses about the distributions of large-volume remote sensing data based on nonparametric nuclear-type pattern recognition algorithms; detection of compact groups of large-volume remote sensing data corresponding to unimodal fragments of the joint probability density of multivariate random variables.*

*Keywords: innovative methods of remote sensing of forests, software, modeling, training of highly qualified engineering personnel, Siberia, Krasnoyarsk Krai.*

### Введение

Важнейшим компонентом биосферы и источником ресурсов являются леса, своевременная обеспеченность информацией о состоянии которых позволяет осуществлять устойчивое управление лесами, контроль и охрану окружающей среды, исследования в области глобальных изменений биосферы и климата. Необходимость мониторинга обширных лесных территорий Сибири позволяет рассматривать дистанционные методы в качестве приоритетных источников информации о состоянии и динамике лесов, что определяет актуальность развития соответствующих методов обработки получаемых данных. Использование методов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) обеспечивает достаточный уровень достоверности данных о состоянии лесного покрова, в том числе для измерения ключевых характеристик лесной биомассы. Находят применение такие методы ДЗЗ, как наземное (TLiDAR) и воздушное лазерное сканирование (LiDAR), цифровая аэро съемка с воздушных летательных аппаратов, в том числе беспилотных авиационных систем (БАС), спутниковые снимки. Использование инновационных аэрокосми-

ческих методов зондирования земных покровов (лазерной, микроволновой аэро- и космической съемки, спутникового геопозиционирования) обеспечивают принципиально новые возможности для мониторинга лесных ресурсов на обширных просторах Сибири. Высокая эффективность импульсной лазерной локации в сочетании с субметровым пространственным разрешением микроволновой аэро- и космической съемки, непараметрические методы распознавания образов позволяют разработать эффективную систему оценки фактического состояния лесов. Трехмерное моделирование лесной растительности является первоочередной задачей при построении лесных ландшафтных сцен, так как именно качественные модели растительности отвечают за реалистичную визуализацию трехмерных сцен участков леса. Кроме того, математическое моделирование растительности по данным лазерного сканирования позволяет рассчитывать достоверные и высокоточные параметры биомассы и морфометрические показатели структуры насаждений [1–11].

Современные методы комплексного анализа данных дистанционного зондирования являются основой создания региональных геоинформационных систем, обеспечивающих оперативность получения требуемой информации и поддержку принятия управленческих решений. Повышение эффективности обработки больших массивов данных дистанционного зондирования на основе непараметрических систем обработки информации является актуальной задачей и обеспечивает импортозамещение зарубежных программных продуктов. Их применение позволит значительно повысить точность и оперативность решения задач поддержки принятия решений по данным дистанционного зондирования. Предполагается создать методы комплексного анализа данных дистанционного зондирования, которые станут основой решения важнейших задач освоения природных ресурсов Севера и Сибири, связанных с исследованием пространственно-временной динамики состояний лесных массивов [12–17].

### 1. Обоснование создания центра

Разработка и внедрение в практику такого высокоэффективного комплекса мониторинга лесов и лесопользования на территории Сибири является крайне актуальной задачей, поскольку информация данных лесоустройства в значительной степени устарела (30 и более лет) и не отражает реального состояния лесов в связи с вырубками и пожарами. Традиционные методы инвентаризации лесных ресурсов на сегодняшний день не эффективны и не обеспечивают требуемой точности, а также высокочрезвычайно затратны по стоимости и времени выполнения [2–5; 9; 18] (рис. 1, 2).

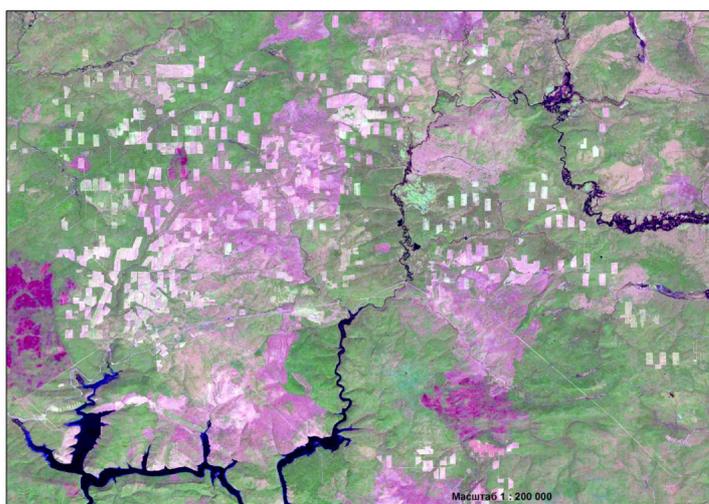


Рис. 1. Вырубки арендной территории Лесосибирского ЛДК № 1 (Богучанский и Кежемский районы Красноярского края). Спутниковый снимок Landsat-8TM, 2022 г.

Fig. 1. Deforestation of the leased territory of Lesosibirsk LDK No. 1 (Boguchansky and Kezhemsky districts of Krasnoyarsk Krai). Landsat-8TM satellite image, 2022

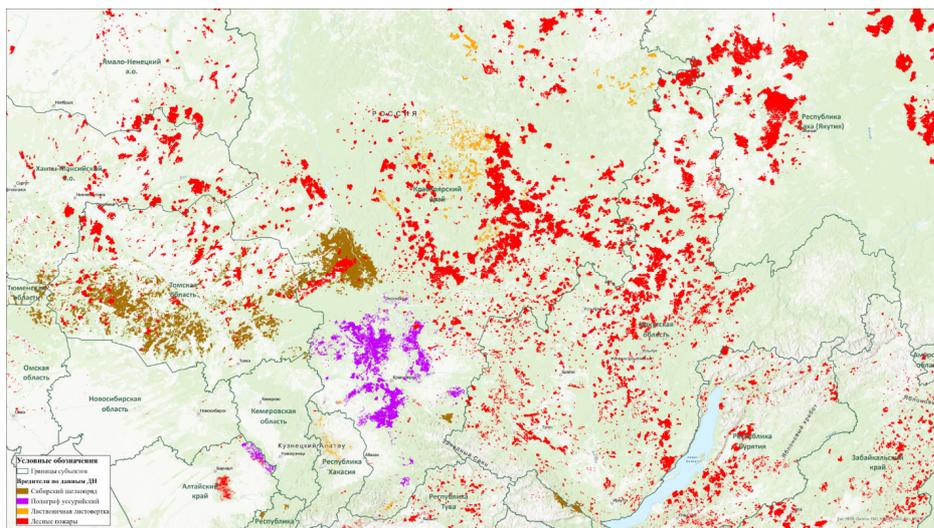


Рис. 2. Нарушенность лесов Сибири лесными пожарами и вспышками массового размножения насекомых-вредителей

Fig. 2. Disturbance of Siberian forests by forest fires and outbreaks of insect pests' mass reproduction

Целью проекта является создание инновационного учебно-научного центра для подготовки инженерных кадров высшей квалификации, проведение перспективных научных исследований в области разработки новых методов дистанционного зондирования лесов и других природных ресурсов, разработка комплекса объективного и высокоточного контроля и мониторинга состояния лесных ресурсов и лесопользования в Сибири на основе интегрирования лазерной и микроволновой аэро- и космической съемки и спутникового геопозиционирования, которые являются основой принципиально новой системы мониторинга, моделирования, прогнозирования и управления лесными ресурсами [19; 20].

Предлагаемый интегрированный мультисенсорный подход, инновационный математический и программный аппарат позволяют быстро и точно определять количественные и качественные характеристики лесов.

Предлагаемые методические решения и алгоритмы трехмерного моделирования структуры и динамики леса по данным лазерного сканирования, цифровой аэро- и космической съемки являются пионерными, способствующими более эффективному оперативному и значительно (в 2 и более раза) менее затратному по стоимости и ресурсам контролю и мониторингу состояния и использования лесных ресурсов на огромной территории Сибири [21–24].

При использовании метода достигается гораздо более высокая точность лазерных и микроволновых определений биометрических и таксационных показателей деревьев и древостоев, чем при традиционных наземных лесоинвентаризационных работах. Данные лазерной локации и микроволнового сканирования представляются в виде геотрансформированной (введенной в систему реальных географических координат) базы данных и цифровой фотокарты, совместимых в форматах с системами автоматизированного проектирования (САПР) и основными геоинформационными системами – ArcView, ArcINFO, MapINFO (рис. 3).

## 2. Перспективы центра

Разработка и внедрение комплекса в практику дистанционного мониторинга лесопользования на региональном уровне позволит обеспечить оперативное получение актуальных достоверных и высокоточных данных о состоянии лесных ресурсов, обеспечит надежную информационную основу для контроля результатов хозяйственной деятельности в использовании лесов, существенно повысит экономическую и экологическую эффективность управления в сфере лесопользования [25–27].

Создание и работу инновационного учебно-научного центра предлагается осуществлять в рамках направлений региональной технологической платформы Красноярского края «Инновационные технологии комплексного использования лесных ресурсов» при тесном сотрудничестве и кооперации с институтами Федерального исследовательского центра «Красноярский научный центр СО РАН», Министерством природных ресурсов и экологии Красноярского края, Министерством лесного хозяйства Красноярского края, предприятиями лесного комплекса Сибири.

Проект соответствует приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в РФ, критическим технологиям (согласно Перечню, в Указе Президента РФ от 7 июля 2011 г. № 899): 04 – Информационно-телекоммуникационные системы; 06 – Рациональное природопользование. Технологии оценки ресурсов и прогнозирования состояния литосферы и биосферы. Технологии мониторинга и прогнозирования состояния природной среды. Коды и наименования рубрик ГРНТИ: 25.00.34; 36.23.25; 36.29.33; 68.00.00; 68.47.31; 68.47.33; 89.57.15; 89.57.45.

*Области коммерческого использования результатов проекта:* оперативный государственный контроль и мониторинг лесопользования и состояния лесных земель, лесное хозяйство, лесоустройство и инвентаризация лесов, экология и природопользование, геоэкология, формирование кадастра лесных ресурсов, аэрокосмические методы исследования природных ресурсов и территорий, информационные технологии, образование и подготовка специалистов высокой и высшей квалификации.

*Научный задел, уровень практической реализации.* Разработан приборный комплекс и технологии дистанционного зондирования леса на основе импульсных лазерных и микроволновых аэро- и космических сенсоров высокого разрешения: DJI Matrice 300 RTK, RIEGL RiCOPTER VUX-1, Leica ALS 60+RCD 30 (60 MP 6 мкм) + NovAtel OEM 5 GPS/ГЛОНАСС, WorldView-2, GeoEye-2, Radarsat II.



Рис. 3. Метод инвентаризации и мониторинга лесов на основе лазерного сканирования, цифровой аэрокосмической съемки и спутникового геопозиционирования

Fig. 3. Method of forest inventory and monitoring based on laser scanning, digital aerospace photography and satellite geopositioning

Разработаны методы и программные продукты для оценки структуры леса по данным лазерной, микроволновой и цифровой аэро- и космической съемки, цифровые модели земной поверхности и лесного покрова районов Красноярского края. Выполнено трехмерное цифровое картографирование лесных территорий Красноярского края в масштабах М 1:200000 и крупнее

для целей государственного контроля, детальной инвентаризации и мониторинга лесных ресурсов, в том числе с использованием беспилотных авиационных систем (рис. 4).

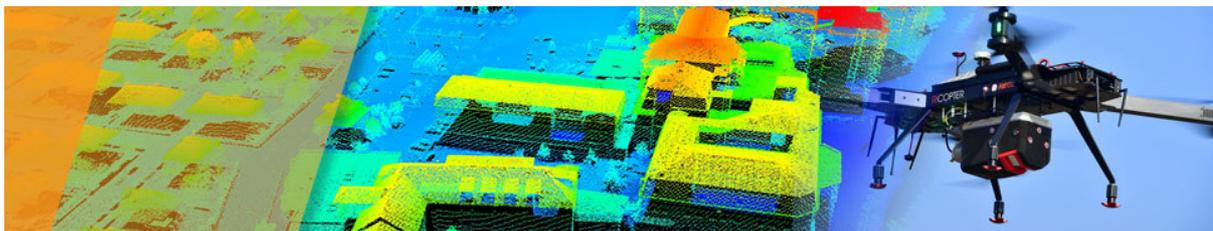


Рис. 4. Беспилотные авиационные системы лазерного сканирования и аэросъемки, используемые в проекте

Fig. 4. Unmanned aircraft laser scanning and aerial photography systems used in the project

*Качественный и количественный состав исполнителей проекта.* В составе исполнителей проекта 5 докторов наук, профессоров, 5 кандидатов наук, 3 аспиранта (СибГУ, ФИЦ КНЦ СО РАН), 2 инженера-испытателя, 5 магистров и 5 бакалавров кафедры КСТ СибГУ им. М. Ф. Решетнева.

*Основные ожидаемые результаты.* По теме проекта осуществляется подготовка кадров высшей квалификации (магистры, кандидаты и доктора наук), опубликовано более 30 научных статей в рецензируемых российских и международных журналах, 5 монографий, 3 учебных пособия, получено 3 патента РФ. Реализация проекта позволит внедрить технологический и программный комплекс в системе мониторинга лесных ресурсов и лесного хозяйства Красноярского края и других регионов Сибири, подготовить высококвалифицированные кадры, создать не менее 30 дополнительных высокотехнологичных рабочих мест, привлечь инвестиции в объеме не менее 150 млн рублей в год, за счет средств арендаторов лесных участков, лесо- и природопользователей.

*Формы внедрения и защиты интеллектуальной собственности:* технология – 1; опытный образец – 1; авторские свидетельства – 3; патенты – 3; свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ – 5; учебно-методические издания – 3; статьи в рецензируемых научных журналах из Перечня ВАК, РИНЦ, RSCI, Scopus, WoS (Q 1–3) – 15.

*Планируемый бюджет проекта:* ~ 50 млн руб. в год (2024–2028 гг.). Научные руководители проекта: Лапко Василий Александрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой космических систем и технологий СибГУ имени академика М. Ф. Решетнева; Данилин Игорь Михайлович, доктор сельскохозяйственных наук, ведущий научный сотрудник лаборатории таксации и лесопользования Института леса им. В. Н. Сукачева СО РАН, профессор кафедры космических систем и технологий СибГУ имени М. Ф. Решетнева.

### **Заключение**

В результате реализации проекта будет достигнута значительная экономия бюджетных средств за счет снижения затрат на проведение работ по государственному контролю лесопользования и инвентаризации лесов. Будет гарантированно обеспечены более высокая точность определения запасов древесины, снижение ошибки результатов определений в 3–4 раза, увеличение поступлений в местные и региональные бюджеты за пользование лесом на 20–25 % за счет получения актуальных и достоверных учетных данных о состоянии лесов.

### **Библиографические ссылки**

1. Госьков Е. А., Воробьева Т. А., Воробьев И. Б. Лазерное сканирование в исследовании структуры древостоев верхней границы леса на южном Урале // Леса России и хозяйство в них. 2022. № 2. С. 4–10.

2. Данилин А. И., Данилин И. М. Свищев Д. А. Зондирование лесного покрова высокочастотными импульсными лазерами и цифровыми аэро- и космическими фотоаппаратами сверхвысокого разрешения: опыт применения в Сибири // Вестник СибГАУ. 2013. № 5 (51). С. 85–89.
3. Данилин И. М., Соколов В. А., Целитан И. А. О возможностях лазерной локации для целей лесной таксации // Актуальные проблемы развития лесного комплекса : материалы Междунар. науч.-технич. конф. (01 декабря 2020 г., г. Вологда) / Вологодский гос. ун-т. Вологда, 2020. С. 1–5.
4. Данилин И. М., Фаворская М. Н. Описание программных модулей использования данных лазерной локации и цифровой аэрофотосъемки лесных территорий // Исследование Земли из космоса. 2013. № 2. С. 62–73.
5. Данилин И. М., Целитан И. А. Алгоритмы обработки данных лазерного сканирования и автоматизированного определения таксационных параметров лесных насаждений // Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли : материалы VI Междунар. конф. (10–13 сентября 2019 г., г. Красноярск). Красноярск : Сиб. фед. ун-т, 2019. С. 86–91.
6. Развитие и применение информационных технологий исследования природных ресурсов территорий Сибири на основе данных дистанционного зондирования : монография / И. В. Зеньков, С. Т. Им, А. В. Лапко и др. Красноярск : СибГАУ, 2017. 280 с.
7. Ткачева А. А., Данилин И. М. Использование данных лазерного сканирования в моделировании лесных ландшафтных сцен // Журнал СФУ. Серия «Техника и технологии». 2017. Т. 10, № 6. С. 727–740.
8. Усольцев В. А., Цепордей И. С., Данилин И. М. Модели фитомассы деревьев березы и осины для дистанционного зондирования в климатических градиентах Евразии // Лесоведение. 2022. № 5. С. 451–460.
9. Babiy I. A., Im S. T., Kharuk V. I. Estimating aboveground forest biomass using radar methods // Contemporary Problems of Ecology. 2022. Vol. 15. P. 433–448.
10. Blackburn R. C., Buscaglia R., Meador A. J. C. Mixtures of airborne lidar-based approaches improve predictions of forest structure // Canadian Journal of Forest Research. 2021. Vol. 51, No. 8. P. 36.
11. Modelling lidar-derived estimates of forest attributes over space and time: A review of approaches and future trends / N. C. Coops, P. Tompalski, T. R. H. Goodbody et al. // Remote Sensing of Environment. 2021. Vol. 260, Iss. 3. P. 112477.
12. Лапко А. В., Лапко В. А. Непараметрические алгоритмы оценивания состояний природных объектов // Автометрия. 2018. Т. 54, № 5. С. 33–39.
13. Непараметрический алгоритм выделения классов, соответствующих одномодальным фрагментам плотности вероятности многомерных случайных величин / А. В. Лапко, В. А. Лапко, С. Т. Им и др. // Автометрия. 2019. Т. 55, № 3. С. 22–30.
14. Непараметрический алгоритм автоматической классификации многомерных статистических данных большого объема и его применение / И. В. Зеньков, А. В. Лапко, В. А. Лапко и др. // Компьютерная оптика. 2021. Т. 45, № 2. С. 253–260.
15. Методика последовательного формирования набора компонент многомерной случайной величины с использованием непараметрического алгоритма распознавания образов / И. В. Зеньков, А. В. Лапко, В. А. Лапко и др. // Компьютерная оптика. 2021. Т. 45, № 6. С. 926–933.
16. Lapko A. V., Lapko V. A., Tuboltsev V. P. Nonparametric System for Automatic Classification of Large-Scale Statistical Data // Pattern Recognition and Image Analysis. 2023. Vol. 33, No. 3. P. 576–583.
17. Лапко А. В., Лапко В. А. Ядерные оценки плотности вероятности и их применение : монография. Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2021. 308 с.
18. Danilin I. M., Medvedev E. M. Technology for monitoring and inventory of forest resources based on laser location, digital aerial photography and satellite geopositioning // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technology. 2011. Vol. 4, No. 3. P. 326–336.

19. An improved area-based approach for estimating plot-level tree DBH from airborne LiDAR data / Z. Zhang, T. Wang, A. K. Skidmore et al. // *Forest Ecosystems*. 2023. Vol. 10. Article 100089. 10 p.
20. Zhou K., Cao L., Shen X., Wang G. Novel spectral indices for enhanced estimations of 3-dimensional flavonoid contents for *Ginkgo* plantations using UAV-borne LiDAR and hyperspectral data // *Remote Sensing of Environment*. 2023. Vol. 229. Article 113882.
21. Dong P., Chen Q. *LiDAR remote sensing and applications*. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2018, 200 p.
22. Henn K. A., Peduzzi A. Biomass estimation of urban forests using LiDAR and high-resolution aerial imagery in Athens-Clarke County, GA // *Forests*. 2023 Vol. 14, Iss. 5. Article 1064. 23 p.
23. A simple and integrated approach for fire severity assessment using bi-temporal airborne LiDAR data / T. Hu, Q. Ma, Y. Su. et al. // *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*. 2019. Vol. 78, Iss. 1. P. 25–38.
24. Parra A., Simard M. Evaluation of tree-growth rate in the Laurentides Wildlife Reserve using GEDI and airborne-LiDAR data // *Remote Sensing*. 2023. Vol. 15, Iss. 22. Article 5352. 18 p.
25. TerraScan – Software for LiDAR Data Processing and 3D Vector Data Creation. Helsinki: Terrasolid, 2019. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.terrasolid.com/products/terrascanpage.php#tsuav> (дата обращения: 23.10.2023).
26. Demonstrating the transferability of forest inventory attribute models derived using airborne laser scanning data / P. Tompalski, J. C. White, N. C. Coops, M. A. Wulder // *Remote Sensing of Environment*. 2019. Vol. 227. P. 110–124.
27. Improving generalized models of forest structure in complex forest types using area- and voxel-based approaches from lidar / A. A. Whelan, J. B. Cannon, S. W. Bigelow et al. // *Remote Sensing of Environment*. 2023. Vol. 284. Article 113362.

## References

1. Gos'kov E. A., Vorob'eva T. S., Vorob'ev I. B. [Laser scanning in the study of the structure of forest stands of the upper forest boundary in the southern Urals]. *Lesn Rossii i khozyaystvo v nikh*. 2022, No. 2, P. 4–10 (In Russ.).
2. Danilin A. I., Danilin I. M., Svishev D. A. [Scanning of forest cover with high-frequency pulsed lasers and ultra-high-resolution digital aero- and space-based cameras: experience of application in Siberia]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 5 (51), P. 85–89 (In Russ.).
3. Danilin I. M., Sokolov V. A., Tselitan I. A. [On the possibilities of laser ranging for forest inventory purposes] *Aktual'nye problemy razvitiya lesnogo kompleksa: materialy mezhdunarodnoy nauchno.-tekhnicheskoy konferentsii* [Current problems in the development of the forestry complex: Proceedings of the International Scientific-technical conference]. Vologda, 2020, 5 p. (In Russ.).
4. Danilin I. M., Favorskaya M. N. [Description of software modules for using laser ranging data and digital aerial photography of forest areas] *Issledovanie Zemli iz kosmosa*. 2013, No. 2, P. 62–73 (In Russ.).
5. Danilin I. M., Tselitan I. A. [Algorithms for processing laser scanning data and automated determination of taxation parameters of forest plantations]. *Regional'nye problemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli: Materialy VI mezhdunarodnoy konferentsii, Krasnoyarsk* [Regional problems of remote sensing of the Earth: Proceedings of the VI International Conference]. 2019, Krasnoyarsk, P. 86–91 (In Russ.).
6. Zenkov I. V., Im S. T., Lapko A. V. et al. *Razvitie i primenenie informatsionnykh tekhnologiy issledovaniya prirodnykh resursov territoriy Sibiri na osnove dannykh distantsionnogo zondirovaniya* [Development and application of information technologies for studying the natural resources of Siberian territories based on remote sensing data]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2017, 280 p. (In Russ.).

7. Tkacheva A. A., Danilin I. M. [Using laser scanning data in modeling forest landscape scenes]. *Zhurnal SFU. Tekhnika i tekhnologii*. 2017, Vol. 10, No. 6, P. 727–740 (In Russ.).
8. Usoltsev V. A., Tsepordey I. S., Danilin I. M. [Birch and aspen tree phytomass models for remote sensing across climate gradients in Eurasia]. *Lesovedenie*. 2022, No. 5, P. 451–460 (In Russ.).
9. Babiy I. A., Im S. T., Kharuk V. I. Estimating aboveground forest biomass using radar methods. *Contemporary Problems of Ecology*. 2022, Vol. 15, P. 433–448.
10. Blackburn R. C., Buscaglia R., Meador A. J. C. Mixtures of airborne lidar-based approaches improve predictions of forest structure. *Canadian Journal of Forest Research*. 2021, Vol. 51, No. 8, 36 p.
11. Coops N. C., Tompalski P., Goodbody T. R. H. et al. Modelling lidar-derived estimates of forest attributes over space and time: A review of approaches and future trends. *Remote Sensing of Environment*. 2021, Vol. 260, Iss. 3, Article 112477.
12. Lapko A. V., Lapko V. A. Nonparametric algorithms for estimating the states of natural objects. *Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing*. 2018, Vol. 54, No. 5, P. 451–456.
13. Lapko A. V., Lapko V. A., Im S. T. et al. Nonparametric algorithm of identification of classes corresponding to single-mode fragments of the probability density of multidimensional random variables. *Optoelectronics, Instrumentation and Data Processing*. 2019, Vol. 55, No. 3, P. 230–236.
14. Zenkov I. V., Lapko A. V., Lapko V. A. et al. A nonparametric algorithm for automatic classification of large multivariate statistical data sets and its application. *Computer Optics*. 2021, Vol. 45, No 2, P. 253–260.
15. Zenkov I. V., Lapko A. V., Lapko V. A. et al. A method of sequentially generating a set of components of a multidimensional random variable using a nonparametric pattern recognition algorithm. *Computer Optics*. 2021, Vol. 45, No. 6, P. 926–933.
16. Lapko A. V., Lapko V. A., Tuboltsev V. P. Nonparametric System for Automatic Classification of Large-Scale Statistical Data. *Pattern Recognition and Image Analysis*. 2023, Vol. 33, No. 3, P. 576–583.
17. Lapko A. V., Lapko V. A. *Yadernye ocenki plotnosti veroyatnosti i ih primeneniye* [Kernel probability density estimates and their applications]. Krasnoyarsk, SibGU Publ., 2021, 308 p. (In Russ.).
18. Danilin I. M., Medvedev E. M. Technology for monitoring and inventory of forest resources based on laser location, digital aerial photography and satellite geopositioning. *Journal SFU Engineering & Technology*. 2011, Vol. 4, No. 3, P. 326–336.
19. Zhang Z., Wang T., Skidmore A. K. et al. An improved area-based approach for estimating plot-level tree DBH from airborne LiDAR data. *Forest Ecosystems*. 2023, Vol. 10, Article 100089, 10 p.
20. Zhou K., Cao L., Shen X., Wang G. Novel spectral indices for enhanced estimations of 3-dimensional flavonoid contents for *Ginkgo* plantations using UAV-borne LiDAR and hyperspectral data. *Remote Sensing of Environment*. 2023, Vol. 229, Article 113882.
21. Dong P., Chen Q. LiDAR remote sensing and applications. *Boca Raton, FL, USA: CRC Press, Taylor & Francis Group*. 2018, 200 p.
22. Henn K. A., Peduzzi A. Biomass estimation of urban forests using LiDAR and high-resolution aerial imagery in Athens-Clarke County, GA. *Forests*. 2023, Vol. 14, Iss. 5, Article 1064, 23 p.
23. Hu T., Ma Q., Su. Y. et al. A simple and integrated approach for fire severity assessment using bi-temporal airborne LiDAR data. *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*. 2019, Vol. 78, Iss. 1, P. 25–38.
24. Parra A., Simard M. Evaluation of tree-growth rate in the Laurentides Wildlife Reserve using GEDI and airborne-LiDAR data. *Remote Sensing*. 2023, Vol. 15, Iss. 22, Article 5352, 18 p.
25. TerraScan – Software for LiDAR Data Processing and 3D Vector Data Creation. [Helsinki: Terrasolid, 2019]. Available at: <http://www.terrasolid.com/products/terrascanpage.php#tsuav> (accessed: 23.10.2023).

26. Tompalski P., White J. C., Coops N. C., Wulder M. A. Demonstrating the transferability of forest inventory attribute models derived using airborne laser scanning data. *Remote Sensing of Environment*. 2019, Vol. 227, P. 110–124.

27. Whelan A. A., Cannon J. B., Bigelow S. W. et al. Improving generalized models of forest structure in complex forest types using area- and voxel-based approaches from lidar. *Remote Sensing of Environment*. 2023, Vol. 284, Article 113362.

© Данилин И. М., Лапко В. А., Кузнецов А. А., Бабий И. А., Вайсман А. О., 2024

---

**Данилин Игорь Михайлович** – доктор сельскохозяйственных наук, профессор кафедры космических средств и технологий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Институт леса им. В. Н. Сукачева ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: danilin@ksc.krasn.ru.

**Лапко Василий Александрович** – доктор технических наук, профессор кафедры космических средств и технологий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Институт вычислительного моделирования ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: valapko@yandex.ru.

**Кузнецов Александр Алексеевич** – доктор физико-математических наук, профессор кафедры прикладной математики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kuznetsov@mail.sibsau.ru.

**Бабий Игорь Андреевич** – инженер кафедры космических средств и технологий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Институт леса им. В. Н. Сукачева ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: babiyia@mail.sibsau.ru.

**Вайсман Александр Олегович** – аспирант кафедры космических средств и технологий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Институт леса им. В. Н. Сукачева ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: sashavaisman1337@gmail.com.

**Danilin Igor Mikhailovich** – Dr. Sc., Professor of the Department of Space Facilities and Technologies; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Sukachev Institute of Forest SB RAS. E-mail: danilin@ksc.krasn.ru.

**Lapko Vasily Aleksandrovich** – Dr. Sc., Professor of the Department of Space Facilities and Technologies; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: valapko@yandex.ru.

**Kuznetsov Alexander Alekseevich** – Dr. Sc., Professor of the Department of Applied Mathematics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kuznetsov@mail.sibsau.ru.

**Babiy Igor Andreevich** – Engineer of the Department of Space Facilities and Technologies; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Sukachev Institute of Forest SB RAS. E-mail: babiyia@mail.sibsau.ru.

**Vaisman Alexander Olegovich** – Postgraduate student of the Department of Space Facilities and Technologies; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Sukachev Institute of Forest SB RAS. E-mail: sashavaisman1337@gmail.com.

---

УДК 534.1

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-18-24

**Для цитирования:** Кравчуновский А. П. Определение коэффициентов энергетической связи балок, соединенных под углом // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 18–24. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-18-24.

**For citation:** A. P. Kravchunovskii [Calculation of the coupling loss factors for the angle connected beams]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 18–24. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-18-24.

## Определение коэффициентов энергетической связи балок, соединенных под углом

А. П. Кравчуновский

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Российская Федерация, 662972, г. Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52  
E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru

*Использование статистического энергетического метода для анализа динамических систем предполагает, что коэффициенты энергетической связи подсистем должны быть известны. Коэффициенты энергетической связи показывают, какая часть энергии переходит из одной подсистемы в другую. Они входят в систему уравнений энергетического баланса и предварительно должны быть определены аналитически, экспериментально или численно. Наиболее перспективным из перечисленных методов является численный. В частности, в данной статье использован метод конечных элементов.*

*Целью настоящего исследования является определение коэффициентов энергетической связи двух подсистем в двух вариантах их относительного положения. За основу принята модель Г-образного соединения двух балок, которая довольно часто встречается в подобных исследованиях. Г-образное соединение частей конструкции часто встречается в строительных сооружениях, однако в других отраслях, таких как разработка космической и авиационной техники, зачастую элементы конструкции соединяются под углом, отличным от прямого. А поскольку энергетические методы могут применяться и для аэрокосмической отрасли, при разработке подходов к анализу конструкций с помощью таких методов будет полезным знание о том, как меняются энергетические параметры системы, в частности коэффициенты энергетической связи, в зависимости от того, под каким углом выполнено сопряжение их составных частей.*

*Рассмотрены две конфигурации системы: в первой – балки соединены под прямым углом, во второй – под углом 45°. Вычислены коэффициенты энергетической связи балок для обеих конфигураций системы. Сделаны выводы о возможности распространения полученного результата на более сложные конструкции, а именно конструкции космической техники.*

*Ключевые слова:* энергетический метод, коэффициент энергетической связи, уравнение энергетического баланса, космический аппарат, колебания.

## Calculation of the coupling loss factors for the angle connected beams

A. P. Kravchunovskii

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation  
E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru

*The use of the statistical energy method for the analysis of dynamic systems assumes knowing coupling loss factors of the subsystems. Coupling loss factors show how much energy transfers from one subsystem to another. They are included in the system of power-balance equations and must first be determined analytically, experimentally or numerically. The most promising of the listed methods is numerical. In particular, this article uses the finite element method.*

*The purpose of this study is to determine the coupling loss factors of two subsystems in two versions of their relative position. The basis is the model of an L-shaped connection of two beams, which is quite common in such studies. L-shaped connections of structural parts are prevalent in building structures, but in other areas, such as the development of space and aviation technology, structural elements with an angle other than 90° between them. Since energy methods can also be applied to the aerospace industry, when developing approaches to structural analysis using such methods, it will be useful to know how the energy system parameters, in particular the coupling loss factors, depend on the coupled angle.*

*The paper considered two configurations of the system: in the first, the beams connected at a right angle, in the second, at an angle of 45°. We calculate the coupling loss factors of the beams for both system configurations. Conclusions of this paper draw about the possibility of extending the result to more complex structures, namely the spacecraft structures.*

*Keywords: energy method, coupling loss factor, power-balance equation, spacecraft, oscillation.*

## **Введение**

В современной практике для анализа сложных конструкций наравне с широко известным методом конечных элементов (МКЭ) также используются и чуть менее распространенный статистический энергетический метод (СЭМ) или как чаще его можно встретить в зарубежной литературе SEA – Statistical Energy Analysis. Статистический – поскольку предполагается, что исследуемые системы принадлежат статистическим совокупностям с известным распределением динамических параметров [1–4].

Анализ системы с помощью СЭМ, как и с помощью МКЭ, предполагает разбиение системы на более простые подсистемы. Однако СЭМ допускает значительно более крупное разбиение, что экономит временные и вычислительные ресурсы, т. е. достаточно получить такую составную единицу системы, чтобы в ней распространялись колебательные волны одного типа. В то время, как для анализа сложной системы с помощью МКЭ (особенно на высоких частотах), требуется сильно уменьшать размер конечного элемента, и тем самым увеличивать размерность всей системы с целью получения достоверного результата [5].

В основу СЭМ положен закон сохранения энергии, согласно которому полная энергия замкнутой системы сохраняется [6]. Для решения составляется баланс энергий, вводимых в систему и поглощенных ею, а также переходящих из одной подсистемы в другую [7].

Процесс перетекания энергии между подсистемами математически описывается так называемыми коэффициентами энергетической связи подсистем. Они могут быть найдены аналитически, экспериментально или численно. Аналитические зависимости далеко не всегда применимы в силу сложности моделируемых реальных конструкций, экспериментальные – зачастую слишком трудоемки. Наиболее перспективными для этих целей являются численные методы.

## **Постановка задачи**

В СЭМ система разделяется на несколько связанных подсистем, объединяющих моды одного типа (изгибные, крутильные или продольные). Метод является статистическим в том смысле, что рассматриваемые подсистемы условно должны объединять группы идентичных объектов, которые должны обладать аналогичными динамическими свойствами [1]. Метод основан на вычислении энергии, передающейся от одной подсистемы к другой. Энергия каждой подсистемы может рассеиваться посредством демпфирования, которое выражается величиной коэффициента потерь, или переходить в смежные подсистемы [8]. Коэффициент энергетической связи показывает, какая часть энергии переходит из одной подсистемы в другую. Таким образом, переменной в анализе выступа-

ет энергия. Предполагается, что энергия сконцентрирована только на резонансных модах. При этом полная энергия каждой подсистемы представляет собой сумму энергий каждой моды.

Основу СУЭБ составляет система уравнений энергетического баланса (СУЭБ), которая имеет вид

$$\begin{bmatrix} \eta_1 + \sum_{i=2}^n \eta_{1i} & -\eta_{21} & -\eta_{31} & \cdots & -\eta_{n1} \\ -\eta_{12} & \eta_2 + \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq 2}}^n \eta_{2i} & -\eta_{32} & \cdots & -\eta_{n2} \\ -\eta_{13} & -\eta_{23} & \eta_3 + \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq 3}}^n \eta_{3i} & \cdots & -\eta_{n3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ -\eta_{1n} & -\eta_{2n} & -\eta_{3n} & \cdots & \eta_n + \sum_{\substack{i=1 \\ i \neq n}}^n \eta_{ni} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} E_1 \\ E_2 \\ E_3 \\ \vdots \\ E_n \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \Pi_1 / \omega \\ \Pi_2 / \omega \\ \Pi_3 / \omega \\ \vdots \\ \Pi_n / \omega \end{Bmatrix}.$$

Здесь  $\eta_i$  – коэффициенты внутренних потерь подсистем;  $\eta_{ij}$  – коэффициенты энергетической связи подсистем;  $E_i$  – колебательные энергии подсистем;  $\Pi_i$  – мощности, вводимые в подсистемы;  $\omega$  – круговая частота;  $n$  – количество подсистем.

Правая часть СУЭБ определяет вводимые в подсистемы энергии, в то время как левая часть определяет колебательные энергии системы. Количество уравнений, входящих в СУЭБ, должно быть равно количеству подсистем. В вектор-столбце правой части СУЭБ не равны нулю только компоненты тех подсистем, в которые вводится энергия.

Колебательная энергия, используемая в расчете, – полная механическая энергия, которая представляет собой сумму кинетической и потенциальной энергий каждой подсистемы и является неизвестной в уравнениях. Предполагается, что вводимые мощности предварительно вычислены, а коэффициенты потерь и коэффициенты связи подсистем приняты по аналогии с уже проведенными расчетами идентичных конструкций и известны при составлении СУЭБ.

Как было отмечено выше, аналитические и экспериментальные способы определения коэффициентов энергетической связи не являются универсальными, и предпочтение в данном случае следует отдать численным методам. Использование для этих целей МКЭ является перспективным и удобным подходом [9–13].

Так, в статье [14] рассмотрено Г-образное соединение двух балок, на примере которого с помощью МКЭ были найдены коэффициенты энергетической связи при переходе энергии из первой балки во вторую.

Г-образное соединение частей конструкции действительно часто встречается в строительных сооружениях, однако в других отраслях, таких как разработка космической и авиационной техники, зачастую элементы конструкции соединяются под углом, отличным от прямого. А поскольку ЭМ может применяться и для аэрокосмической отрасли, при разработке подходов к анализу конструкций с помощью ЭМ будет полезным знание о том, как меняются энергетические параметры системы, в частности коэффициенты энергетической связи, в зависимости от того, под каким углом выполнено сопряжение их составных частей.

Так, например, ячейка сетчатой изогридной (или анизогридной) структуры силовой конструкции космического аппарата подразумевает соединение ребер под произвольными углами.

В настоящем исследовании для контроля расчетных параметров возьмем за основу балочную модель из статьи [14], но изменим некоторые условия под задачи анализа.

Рассмотрим систему, представленную двумя шарнирно опертыми балками, жестко соединенными между собой (рис. 1). Для удобства исследования граничные условия выбраны таким обра-

зом, чтобы в балках возникали только изгибные колебания. Длина первой балки 1,1 м, длина второй балки 0,9 м. Моделирование производилось двумерными конечными элементами одинаковой длины (1 см). Сечения балок 0,001×0,005 м. Балки соединены между собой вдоль длинной стороны сечения. Материал – сталь. Коэффициент внутренних потерь для обеих балок 0,01.

Проведем расчет коэффициентов энергетической связи для двух вариантов соединения балок (рис. 1). Для каждого варианта расчета гармоническая нагрузка 1 Н прикладывалась поочередно к каждой балке на расстоянии 0,1 м от края, всегда перпендикулярно к балке.

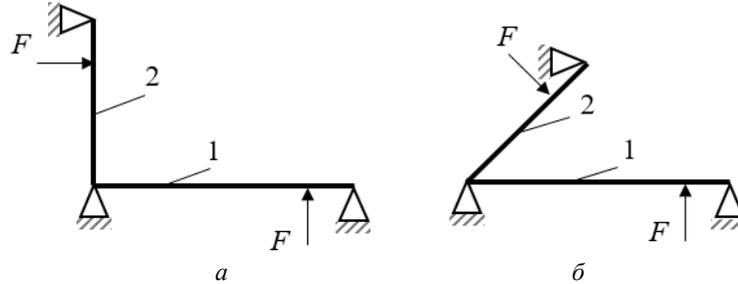


Рис. 1. Варианты соединения двух балок:  
 а – угол равен 90°; б – угол равен 45°

Fig. 1. Variation of two beams coupling:  
 a – 90° angle; b – 45° angle

Составим СУЭБ для этой системы. Для удобства при  $E$  введем второй индекс так, что запись  $E_{12}$  будет означать энергию первой подсистемы при введении энергии во вторую [15]. Аналогично – для оставшихся  $E_{11}, E_{21}, E_{22}$ . После чего СУЭБ в матричном виде будет выглядеть так:

$$\begin{bmatrix} \eta_1 + \eta_{12} & -\eta_{21} \\ -\eta_{12} & \eta_2 + \eta_{21} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_{11} & E_{12} \\ E_{21} & E_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Pi_1 & 0 \\ 0 & \Pi_2 \end{bmatrix},$$

а уравнения системы примут вид

$$\begin{cases} \eta_1 E_{11} + \eta_{12} E_{11} - \eta_{21} E_{21} = \Pi_1 / \omega, \\ \eta_2 E_{21} + \eta_{21} E_{21} - \eta_{12} E_{11} = 0, \\ \eta_1 E_{12} + \eta_{12} E_{12} - \eta_{21} E_{22} = 0, \\ \eta_2 E_{22} + \eta_{21} E_{22} - \eta_{12} E_{12} = \Pi_2 / \omega. \end{cases}$$

Зная коэффициенты внутренних потерь балок, из расчета по МКЭ найдем полные энергии колебаний подсистем. Для этого необходимо провести два расчета, поочередно вводя энергию в каждую балку.

Таким образом, коэффициенты энергетической связи  $\eta_{12}$  и  $\eta_{21}$  могут быть вычислены из следующих выражений:

$$\eta_{12} = \frac{E_{21}(\eta_2 E_{22} + \eta_1 E_{12})}{E_{11} E_{22} - E_{12} E_{21}},$$

$$\eta_{21} = \frac{E_{12}(\eta_1 E_{11} + \eta_2 E_{21})}{E_{11} E_{22} - E_{12} E_{21}}.$$

Результаты расчета коэффициентов энергетической связи для двух вариантов соединения балок представлены на рис. 2 и 3.

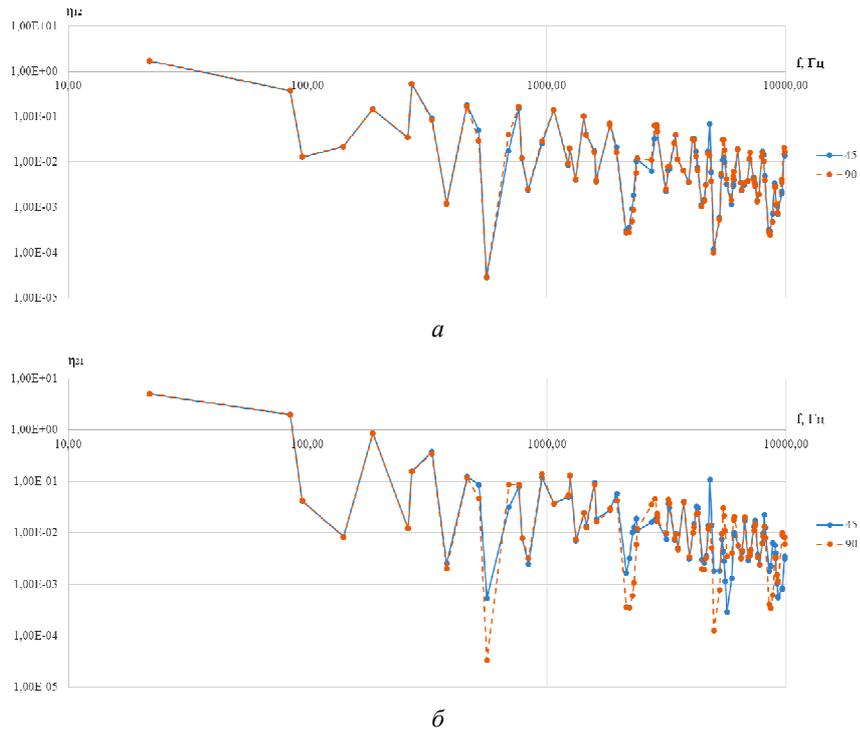


Рис. 2. Коэффициент энергетической связи в зависимости от частоты: *a* –  $\eta_{12}$ ; *б* –  $\eta_{21}$

Fig. 2. Coupling loss factor depending on the frequency: *a* –  $\eta_{12}$ ; *b* –  $\eta_{21}$

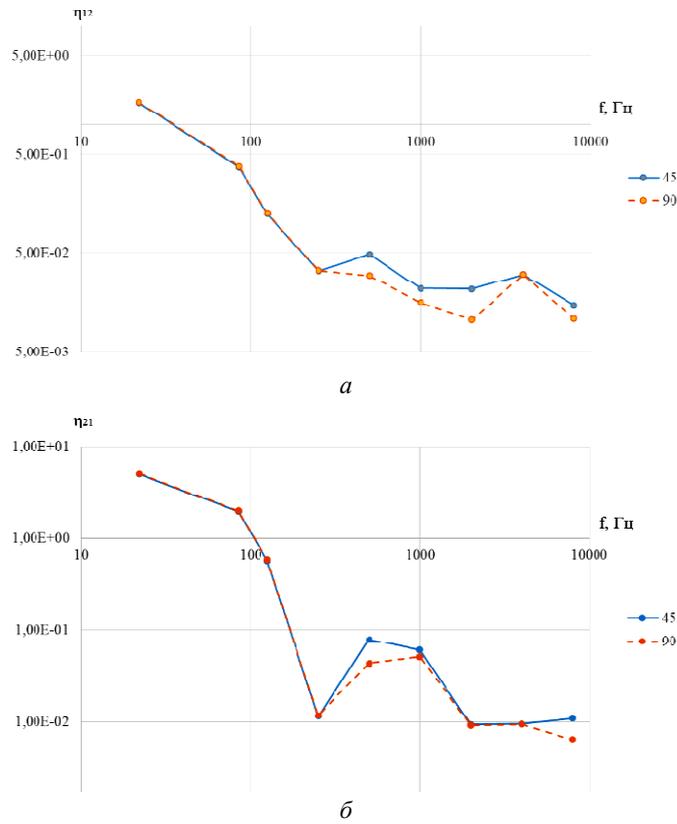


Рис. 3. Коэффициенты энергетической связи по третьоктавным частотным диапазонам: *a* –  $\eta_{12}$ ; *б* –  $\eta_{21}$

Fig. 3. Coupling loss factors in 1/3 octave frequency bands: *a* –  $\eta_{12}$ ; *b* –  $\eta_{21}$

### Результаты

Из графиков, приведенных на рис. 2 видно, что значения коэффициентов энергетической связи двух балок при переходе энергии из первой во вторую  $\eta_{12}$  и, наоборот, из второй в первую  $\eta_{21}$ , незначительно возрастают при уменьшении угла между балками. В то же время разница в значениях  $\eta_{21}$  для случаев соединения балок под углами  $90^\circ$  и  $45^\circ$  более заметна на определенных собственных частотах.

Однако если просуммировать значения коэффициентов энергетической связи в третьоктавных полосах частот, то подобные выводы становится сделать сложнее. Это говорит о том, что к осреднению результатов следует подходить с осторожностью и не ограничиваться анализом осредненных значений.

### Заключение

Получены значения коэффициентов энергетической связи двух балок по результатам двух вариантов расчета. В первом варианте балки соединялись под прямым углом, во втором – угол, образуемый двумя балками был равен  $45^\circ$ . Сравнительный анализ проведенных расчетов показал, что уменьшение угла между балками незначительно влияет на значения коэффициентов энергетической связи двух балок. Полученные результаты позволяют предположить, что для более сложных систем, таких как изогридные (или анизогридные) силовые конструкции космических аппаратов, образованные пересечением ребер под определенным углом, коэффициенты энергетической связи также будут меняться незначительно при изменении угла сопряжения ребер. Это позволило бы не проводить дополнительные расчеты и измерения за счет использования в расчетах уже известных коэффициентов энергетической связи. Данное предположение требует дальнейшего подтверждения на примере анализа более сложных систем.

### Библиографические ссылки

1. Lyon R. H., DeJong R. G. Theory and Application of Statistical Energy Analysis (Butterworths-Heimann), Boston, MA, 1995.
2. Fankhauser N. Statistical Energy Analysis for Room Acoustics : Master`s Thesis. Graz : Signal Processing and Speech Communications Laboratory Graz University of Technology, 2016. 127 p.
3. Johansson D., Connell P. Statistical Energy Analysis software : Master`s Thesis in the Master`s programme in Sound and Vibration. Göteborg : Chalmers University of Technology, 2010. 89 p.
4. Piersol A. G., Paez T. L. Harris` shock and vibration handbook, The McGraw-Hill Companies, Inc. 2010. 1199 p.
5. Equivalent curvatures broadband Insertion Loss simulation technique coupling Virtual SEA and BEM/FEM approaches / J.-F. Rondeau, A. Duval, J. Monet-Descombey, L. Dejaeger // Conference: Internoise : Innsbruck, Austria, 2013. 10 p.
6. Xiaoyan Yan. Energy Finite Element Analysis Developments for High Frequency Vibration Analysis of Composite Structures. PhD thesis, The University of Michigan, Ann Arbor, 2008.
7. Burroughs C. B., Fischer R. W., Kern F. R. An introduction to statistical energy analysis // Journal of the Acoustical Society of America. 1997. Vol. 101(4). P. 1779–1789.
8. Кравчуновский А. П. Обзор методов анализа микровибраций // Космические аппараты и технологии. 2023. № 4. С. 243–250.
9. Simmons C. Structure-Borne Sound-Transmission through Plate Junctions and Estimates of Sea Coupling Loss Factors Using the Finite-Element Method // Journal of Sound and Vibration. 1991. Vol. 144(2). P. 215–227.
10. Steel J. A., Craik R. J. M. Statistical Energy Analysis of Structure-Borne Sound-Transmission by Finite-Element Methods // Journal of Sound and Vibration. 1994. Vol. 178(4). P. 553–561.
11. The Use of Wave-Absorbing Elements for the Evaluation of Transmission Characteristics of Beam Junctions / K. DeLanghe, P. Sas et al. // Journal of Vibration and Acoustics-Transactions of the ASME. 1997. Vol. 119(3). P. 293–303.
12. Fredo C. R. A SEA-like Approach for the Derivation of Energy Flow Coefficients with a Finite Element Model // Journal of Sound and Vibration. 1997. Vol. 199(4). P. 645–666.

13. An Approach for Evaluating Power Transfer Coefficients for Spot-welded Joints in an Energy Finite Element Formulation / N. Vlahopoulos, X. Zhao et al. // *Journal of Sound and Vibration*. 1999. Vol. 220(1). P. 135–154.

14. Грушецкий И. В., Смольников А. В. Применение метода конечных элементов для расчета коэффициентов энергетической связи, используемых в статистическом энергетическом методе, на примере углового соединения балок // *Техническая акустика*. 2004. № 6. С. 1–10.

15. Hopkins C. Statistical energy analysis of coupled plate systems with low modal density and low modal overlap // *Journal of Sound and Vibration*. 2002. Vol. 251(2). P. 193–214.

## References

1. Lyon R. H., DeJong R. G. *Theory and Application of Statistical Energy Analysis* (Butterworths-Heimann), Boston, MA, 1995.

2. Fankhauser N. *Statistical Energy Analysis for Room Acoustics* : Master's Thesis. Graz : Signal Processing and Speech Communications Laboratory Graz University of Technology, 2016. 127 p.

3. Johansson D., Connell P. *Statistical Energy Analysis software* : Master's Thesis in the Master's programme in Sound and Vibration. Göteborg : Chalmers University of Technology, 2010. 89 p.

4. Piersol A. G., Paez T. L. *Harris' shock and vibration handbook*, The McGraw-Hill Companies, Inc. 2010. 1199 p.

5. Rondeau J.-F., Duval A., Monet-Descombey J. Dejaeger L. Equivalent curvatures broadband Insertion Loss simulation technique coupling Virtual SEA and BEM/FEM approaches. *Conference: Internoise*. 15–18 September 2013, Innsbruck, Austria. 10 p.

6. Xiaoyan Yan. *Energy Finite Element Analysis Developments for High Frequency Vibration Analysis of Composite Structures*. PhD thesis, *The University of Michigan*, Ann Arbor, 2008.

7. Burroughs C.B., Fischer R.W., Kern F.R. An introduction to statistical energy analysis. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 101(4), 1997 pp. 1779–1789.

8. Kravchunovskiy A. P. [Microvibration analysis methods review]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2023, No. 4 (46), P. 243–250 (In Russ.).

9. Simmons C. Structure-Borne Sound-Transmission through Plate Junctions and Estimates of Sea Coupling Loss Factors Using the Finite-Element Method. *Journal of Sound and Vibration*. 1991, 144(2), P. 215–227.

10. Steel J. A., Craik R. J. M. Statistical Energy Analysis of Structure-Borne Sound-Transmission by Finite-Element Methods. *Journal of Sound and Vibration*. 1994, Vol. 178(4), P. 553–561.

11. DeLanghe, K., Sas P. et al. The Use of Wave-Absorbing Elements for the Evaluation of Transmission Characteristics of Beam Junctions. *Journal of Vibration and Acoustics-Transactions of the ASME*. 1997, Vol. 119(3), P. 293–303.

12. Fredo C. R. A SEA-like Approach for the Derivation of Energy Flow Coefficients with a Finite Element Model. *Journal of Sound and Vibration*. 1997, Vol. 199(4), P. 645–666.

13. Vlahopoulos N., Zhao X. et al. An Approach for Evaluating Power Transfer Coefficients for Spot-welded Joints in an Energy Finite Element Formulation. *Journal of Sound and Vibration*. 1999, Vol. 220(1), P. 135–154.

14. Grushetskiy I. V., Smol'nikov A. V. [Application of the finite element method to calculate the energy coupling coefficients used in the statistical energy method, using the example of a corner connection of beams]. *Tekhnicheskaya akustika*. 2004, No. 6, P. 1–10 (In Russ.).

15. Hopkins C. Statistical energy analysis of coupled plate systems with low modal density and low modal overlap. *Journal of Sound and Vibration*. 2002, Vol. 251(2), P. 193–214.

© Кравчуновский А. П., 2024

---

**Кравчуновский Антон Павлович** – начальник группы; акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru.

**Kravchunovsky Anton Pavlovich** – Head of Group; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: anton.kravchunovsky@yandex.ru.

---

УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-25-32

**Для цитирования:** Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Яхно А. Н. Изгиб композитного бруса // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 25–32. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-25-32.

**For citation:** Senashov S. I., Savostyanova I. L., Yakhno A. N. [Bending of composite timber]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 25–32. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-25-32.

## Изгиб композитного бруса

С. И. Сенашов<sup>1</sup>, И. Л. Савостьянова<sup>1\*</sup>, А. Н. Яхно<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

<sup>2</sup>Университетский центр CUCEI Университета Гвадалахары  
Мексика, 44000, Халиско, Гвадалахара, просп. Хуарес, 976

\*E-mail: rупра@inbox.ru

*Композиционные материалы широко используются практически во всех сферах науки, техники, без них современная жизнь не мыслима. Механика деформируемого твердого тела сформировалась и окрепла как наука на изучении материалов, используемых в 19 и 20 вв. Композиционные материалы потребовали новых способов как теоретического, так и экспериментального изучения. Особой проблемой стало определение напряжений и деформаций, возникающих в местах контакта матрицы с волокнами. Большую роль в современной технике играют композиты с пластической матрицей. Эти материалы успешно справляются с трещинообразованием и существенно замедляют рост трещин. В настоящей статье решена задача о напряженном состоянии композиционного бруса с упруго-пластической матрицей и упругими волокнами, расположенными вдоль оси бруса. Предполагается, что в зоне контакта матрицы с волокнами, по модели Ю. Н. Работнова, реализуется постоянное касательное напряжение, меньшее, чем предел текучести волокна. Один конец бруса закреплен, а на второй – действует постоянная сила, приложенная к центру тяжести, совпадающему с началом координат. Предполагается, что на свободной границе бруса и в местах контакта бруса с волокнами напряжения достигают предела пластичности. Задача решена с помощью законов сохранения. Это позволяет свести нахождение напряженного состояния в произвольной точке сечения к вычислению интегралов по внешней границе бруса и границам матрицы и волокон.*

*Ключевые слова:* композитный брус, напряженное состояние, законы сохранения дифференциальных уравнений.

## Bending of composite timber

S. I. Senashov<sup>1</sup>, I. L. Savostyanova<sup>1\*</sup>, A. N. Yakhno<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>Department of Mathematics, CUCEI, University of Guadalajara  
976, Juárez Av., Colonia Centro, C.P. 44100, Guadalajara, Jalisco, 44000, Mexico

\*E-mail: rупра@inbox.ru

*Technologies and production widely use composite materials now. “Mechanics of deformable solids” was formed as a science based on the study of materials used in the 19th and 20th centuries. Modern composite materials require new theoretical and experimental studies. Determining the stresses and deforma-*

tions that occur at the points of contact of the matrix with the fibers is a special problem. Composites with a plastic matrix play an important role in modern technology. These materials successfully cope with cracking and significantly slow down the growth of cracks. In this article, the problem of the stress state of a composite beam with an elastic-plastic matrix and elastic fibers located along the axis of the beam is solved. It is assumed that in the zone of contact of the matrix with the fibers, according to the model of Yu. N. Worknov, a constant tangential stress is realized, less than the yield strength of the fiber. One end of the beam is fixed, and a constant force applied to the center of gravity coinciding with the origin of coordinates acts on the second. It is assumed that at the free boundary of the beam and at the points of contact of the beam with the fibers, the stresses reach the plasticity limit. The problem is solved with the help of conservation laws. This makes it possible to find the stress state at an arbitrary point of the section as a calculation of integrals along the outer boundary of the beam and the boundaries of the matrix and fibers.

*Keywords:* composite beam, stress state, conservation laws of differential equations.

### **Введение**

В настоящее время большое внимание уделяется всестороннему исследованию композитных материалов. Так, в [1] разработана многослойная броня – алюмооксидная керамика (тканый материал), армированная эпоксидной смолой и алюминиевым сплавом. В [2] исследованы колебания композитной балки из функционально-градиентного в двух направлениях материала, армированного углеродными нанотрубками. В работе [3] определена и сопоставлена эффективность различных схем облицовки пластины композитными покрытиями. В [4] исследована устойчивость подкрепленного отсека фюзеляжа самолета, выполненного из композиционного материала, при чистом изгибе и нагружении внутренним давлением. В [5] проведены исследования стойкости формируемого композитного материала при высокоскоростном соударении. В [6] приводится математическая постановка задачи о вынужденных установившихся и собственных колебаниях рассматриваемых смарт-систем, а также результаты численных расчетов, из которых следует, что графеновые композиты могут быть использованы для дополнительного демпфирования колебаний смарт-структур на основе пьезоэлементов. В работе [7] на основе метода конечных элементов разработан вычислительный алгоритм для решения ограниченного класса задач об изгибе композитных пластин, армированных системами однонаправленных высокопрочных волокон. Разработана модель динамического деформирования и разрушения композитных материалов, в которой учитывается нелинейность диаграмм ударного нагружения с упрочнением, зависящего от скорости деформирования [8].

В [9] Ю. Н. Работнов предложил модель композитного материала с упруго-пластическим связующим и упругими волокнами. При этом между волокнами и связующим, при нагружении, действует постоянное касательное напряжение. На основе этой модели в предлагаемой статье рассмотрено напряженное состояние бруса, изготовленного из композиционных материалов. Задача решена с помощью законов сохранения, построенных для системы дифференциальных уравнений, описывающих напряженное состояние бруса. Методику построения законов сохранения можно найти в [10; 11]. Законы сохранения позволяют эффективно решать краевые задачи для ряда уравнений механики деформируемого твердого тела. Примеры решения таких задач можно найти в [12–15].

### **Постановка задачи**

Рассмотрим брус, изготовленный из упруго пластического материала, армированный  $n$  упругими волокнами. Один конец бруса закреплен в точке  $z = 0$ , на втором конце бруса при  $z = l$  подвешен груз весом  $P$  в начале координат, который совпадает с центром тяжести сечения (рис. 1).

Матрица бруса имеет модуль упругости  $G$  и предел текучести при чистом сдвиге  $k_s$ . Волокна расположены вдоль оси бруса в произвольном порядке параллельно оси  $z$ . Каждое волокно имеет круглое сечение, центр волокна располагается в точке с координатами  $(x_i, y_i)$ ,

радиус волокна равен  $R$ , модуль упругости  $G_f$ . Пределы текучести волокон превосходят предел текучести матрицы. Касательное напряжение между волокном и матрицей равно  $\tau < k_s$ .

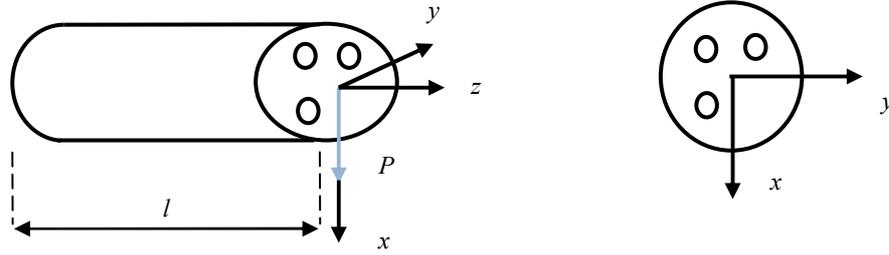


Рис. 1. Брус с волокнами с подвешенным грузом

Fig. 1. A fiber beam with a suspended load

Заданный процесс описывается уравнением равновесия и уравнениями совместности деформаций [13]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} &= -\frac{Px}{I}, \quad \frac{\partial^2 \tau_{xz}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \tau_{xz}}{\partial y^2} = -\frac{P}{(1+\nu)I}, \quad \frac{\partial^2 \tau_{yz}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \tau_{yz}}{\partial y^2} = 0. \\ \sigma_z &= -\frac{P(l-z)x}{I}, \quad I = \int_S x^2 ds. \end{aligned} \quad (1)$$

Из двух последних уравнений (1), с учетом первого получаем

$$\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial y} - \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial x} = \frac{P\nu}{I(1+\nu)}y - 2K, \quad (2)$$

где  $K$  – постоянная, являющаяся углом поворота объемного элемента бруса относительно оси  $z$ ;  $\tau_{xz}, \tau_{yz}, \sigma_z$  – компоненты тензора напряжений;  $S$  – поперечное сечение бруса;  $I$  – момент инерции относительно оси  $y$ ;  $\nu$  – коэффициент Пуассона.

Граничные условия на боковой поверхности бруса, свободной от напряжений и находящейся в пластическом состоянии, имеют вид

$$\tau_{xz}n_0 + \tau_{yz}m_0 = 0, \quad \tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2 = k^2 = k_s^2 - 1/3\sigma_z^2,$$

где  $n_0, m_0$  – компоненты вектора нормали к боковой поверхности, которые можно записать в виде

$$\tau_{xz} = \mp mk, \tau_{yz} = \pm nk. \quad (3)$$

На границе между волокном и матрицей выполняются условия

$$\tau_{xz}m_i - \tau_{yz}n_i = \tau, \quad \tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2 = k^2,$$

где  $n_i, m_i$  – компоненты вектора нормали к боковой поверхности  $i$ -го волокна, которые запишем в виде

$$\tau_{xz} = m_i\tau \pm n_i\sqrt{k^2 - \tau^2}, \quad \tau_{yz} = n_i\tau \mp m_i\sqrt{k^2 - \tau^2}. \quad (4)$$

Далее в формулах (3)–(4) выбирается верхний знак.

### Законы сохранения уравнений (1)–(2)

Для удобства дальнейших вычислений введем следующие обозначения:

$$\tau_{xz} = u, \tau_{yz} = v.$$

Тогда задача (1)–(4) запишется так:

$$\begin{aligned} F_1 &= u_x - v_y + Px / I = 0, \\ F_2 &= u_y - v_x - \frac{Pv}{(1+v)}y + 2K = 0, \end{aligned} \quad (5)$$

на боковой поверхности:

$$u = -mk, v = nk,$$

на границе волокна и матрицы:

$$u = m_i \tau + n_i \sqrt{k^2 - \tau^2}, \quad v = n_i \tau - m_i \sqrt{k^2 - \tau^2}.$$

*Определение.* Законом сохранения для системы уравнений (5) назовем выражение вида

$$A_x(x, y, u, v) + B_y(x, y, u, v) = \omega_1 F_1 + \omega_2 F_2, \quad (6)$$

где  $\omega_1, \omega_2$  – некоторые линейные операторы, одновременно не равные тождественно нулю.

Более подробно с техникой вычисления законов сохранения и их использования можно ознакомиться в [3–5].

Пусть

$$A = \alpha^1 u + \beta^1 v + \gamma^1, \quad B = \alpha^2 u + \beta^2 v + \gamma^2, \quad (7)$$

где  $\alpha^i, \beta^i, \gamma^i$  – функции только от  $x, y$ .

Подставляя (7) в (6) получаем

$$\begin{aligned} \alpha_x^1 + \alpha_y^2 &= 0, \quad \beta_x^1 + \beta_y^2 = 0, \quad \alpha^1 = \omega_1, \quad \beta^1 = -\omega_2, \quad \alpha^2 = \omega_2, \quad \beta^2 = \omega_1, \\ \gamma_x^1 + \gamma_y^2 &= -\alpha^1 Px / I + \beta^1 [2K - Pv_y / (I(1+v))]. \end{aligned}$$

Отсюда следует

$$\begin{aligned} \alpha_x^1 - \beta_y^1 &= 0, \quad \beta_x^1 + \alpha_y^1 = 0, \\ \gamma_x^1 + \gamma_y^2 &= -\alpha^1 Px / I + \beta^1 [2K - Pv_y / (I(1+v))]. \end{aligned} \quad (8)$$

Рассмотрим для системы уравнений (8) два решения, имеющие особенности в произвольной точке  $x_0, y_0$  сечения:

$$\begin{aligned} 1) \quad \alpha^1 &= \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \quad \beta^1 = -\frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \\ \gamma^1 &= 0, \quad \gamma^2 = -\frac{Px}{I} \operatorname{arctg} \frac{y - y_0}{x - x_0} + \frac{Pv}{I(1+v)} (y - y_0 + (\frac{y_0}{x - x_0} + x - x_0) \operatorname{arctg} \frac{y - y_0}{x - x_0} + \\ &+ \frac{1}{2} \ln((x - x_0)^2 + (y - y_0)^2) - K \ln((x - x_0)^2 + (y - y_0)^2), \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} 2) \quad \alpha_*^1 &= \frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \quad \beta_*^1 = \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \\ \gamma_*^1 &= 0, \quad \gamma_*^2 = 2K \operatorname{arctg} \frac{y - y_0}{x - x_0} - \frac{Pv}{I(1+v)} [y_0 \operatorname{arctg} \frac{y - y_0}{x - x_0} + \frac{x - x_0}{2} \ln((x - x_0)^2 + (y - y_0)^2)] - \\ &- \frac{Px^2}{2I} \ln((x - x_0)^2 + (y - y_0)^2), \end{aligned} \quad (10)$$

где  $x_0, y_0$  – постоянные.

**Вычисление напряженного состояния в точке  $x_0, y_0$** 

Пусть  $(x_0, y_0)$  – произвольная точка, принадлежащая связующему, и пусть в этой точке сохраняющийся ток имеет особенность вида (9) или (10). Тогда из (6) следует

$$\iint_S (A_x + B_y) dx dy = \oint_{\Gamma_0} A dy - B dx - \sum_{i=1}^n \oint_{\Gamma_i} A dy - B dx - \oint_{\varepsilon} A dy - B dx = 0, \quad (11)$$

где  $\varepsilon$  окружность  $(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 = \varepsilon^2$  (рис. 2).

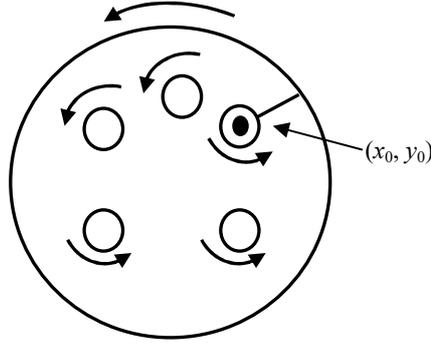


Рис. 2. Вычисление напряженного состояния в точке  $x_0, y_0$

Fig. 2. Calculation of the stress state at a point  $x_0, y_0$

Рассмотрим решение (9), полагая  $x-x_0 = \varepsilon \cos \varphi$ ,  $y-y_0 = \varepsilon \sin \varphi$ , тогда из (11) с учетом (9), при  $\varepsilon \rightarrow 0$ , получаем

$$\begin{aligned} 2\pi\tau_{xz}(x_0, y_0) = & \oint_{\Gamma_0} \left( m_0 k \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} - n_0 k \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} \right) dy - \\ & - \left( m_0 k \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + n_0 k \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma^2 \right) dx + \\ & + \sum_{i=1}^n \oint_{\Gamma_i} \left( \frac{(m_i \tau + n_i \sqrt{k^2 - \tau^2})(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} - \frac{(-n_i \tau + m_i \sqrt{k^2 - \tau^2})(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} \right) dy - \\ & - \left( (m_i \tau + n_i \sqrt{k^2 - \tau^2}) \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \right. \\ & \left. + (n_i \tau + m_i \sqrt{k^2 - \tau^2}) \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma^2 \right) dx. \end{aligned} \quad (12)$$

Рассмотрим другое решение уравнений (8) вида (9).

Почти дословно повторяя предыдущие рассуждения с решением (12), получаем

$$\begin{aligned} 2\pi\tau_{23}(x_0, y_0) = & \oint_{\Gamma_0} \left( m_0 k \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + n_0 k \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} \right) dy - \\ & - \left( -m_0 k \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + n_0 k \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma_*^2 \right) dx + \\ & + \sum_{i=1}^n \oint_{\Gamma_i} \left( \frac{(m_i \tau + n_i \sqrt{k^2 - \tau^2})(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \frac{(-n_i \tau + m_i \sqrt{k^2 - \tau^2})(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} \right) dy - \\ & - \left( -(m_i \tau + n_i \sqrt{k^2 - \tau^2}) \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + (n_i \tau + m_i \sqrt{k^2 - \tau^2}) \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma_*^2 \right) dx. \end{aligned} \quad (13)$$

### Заключение

Полученные формулы позволяют вычислить напряженное состояние в любой точке связующего материала. Те точки, где  $\tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2 = k^2$ , будут находиться в пластическом состоянии, остальные точки среды, а также волокна, будут оставаться упругими. Предложенный метод решения позволяет построить упруго-пластическую границу в изгибаемом композитном бруске и тем самым оценить его несущую способность. Многообразие композитов [14 – 16] и их огромная практическая важность позволяют надеяться, что предложенная авторами методика позволит оценивать прочность конструкций изготовленных из композитов.

### Библиографические ссылки

1. Ахмед П. С., Абед М. С., Салим И. А. Экспериментальное исследование и численное моделирование баллистического воздействия на гибридный композит (оксид алюминия – тканый материал – эпоксидная смола – алюминий), используемый при изготовлении бронезилов // ПМТФ. 2023. № 4. С. 3–13.
2. Пан М., Чжоу С. М., Ху Б. Л., Чжан Ю. Ц. Свободные колебания композитной балки из функционально-градиентного в двух направлениях материала, армированной углеродными нанотрубками // ПМТФ. 2023. № 5. С. 166–178.
3. Кирпичников В. Ю., Кошечев А. П., Сятковский А. И. Экспериментальное исследование эффективности армированных вибропоглощающих покрытий // ПМТФ. 2022. № 1. С. 65–70.
4. Железнов Л. П., Серьезнов А. Н. Исследование нелинейного деформирования и устойчивости композитной оболочки при чистом изгибе и внутреннем давлении // ПМТФ. 2022. № 2. С. 207–216.
5. Голышев А. А., Долгова С. В. Влияние керамического волокна SiC в металломатричном композите на его стойкость при высокоскоростном нагружении // ПМТФ. 2022. № 6. С. 145–149.
6. Матвеев В. П., Ошмарин Д. А., Юрлова Н. А. Использование электропроводящих композиционных материалов для дополнительного демпфирования смарт-систем на основе пьезоэлементов // ПМТФ. 2021. № 5. С. 45–57.
7. Петраков И. Е., Садовский В. М., Садовская О. В. Анализ изгиба композитных пластин с учетом различия сопротивлений растяжению и сжатию // ПМТФ. 2021. № 1. С. 172–183.
8. Федоренко А. Н., Федуров Б. Н., Ломакин Е. В. Моделирование ударного воздействия на демпфирующие элементы, изготовленные из композитных материалов // ПМТФ. 2021. № 1. С. 100–107.
9. Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела. Москва : Наука, 1979. 743 с.
10. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws // Acta Appl. Math. 1984. No. 2. P. 21–78.
11. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Proc. Edinburg Math. Soc. 1988. No. 31. P. 415–439.
12. Senashov S. I., Savostyanova I. L. Using conservation laws to solve boundary value problems of the Moisila-Teodorescu system // J. Appl. Industr. Math. 2022. Vol. 25, No. 2. P. 101–109.
13. Gomonova O. V., Senashov S. I. Determining elastic and plastic deformation regions in a problem of uniaxial tension of a plate weakened by holes // J. Appl. Mech. Tech. Phys. 2021. Vol. 62, No. 1, P. 157–163.
14. Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N. Elastoplastic bending of the console with transverse force // J. of the Siberian Federal University. Math. and Phys. 2019. Vol. 12, No. 5, P. 637–643.
15. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Об упругом кручении вокруг трех осей // Сибирский журнал индустриальной математики. 2021. Т. 24, № 1. С. 120–125.
16. Новацкий В. Теория упругости. М. : Мир, 1975. 872 с.

17. Милейко С. Т. Антони Келли и композиты сегодня. Ч. 2. Композиты с металлической матрицей // Композиты и наноструктуры. 2021. В. 1, № 3–4 (51–52). С. 59–107.

18. Милейко С. Т. Композиты и наноструктуры // Композиты и наноструктуры. 2009. Вып. 1. С. 6–37.

19. Келли А. Инженерный триумф углеводородов // Композиты и наноструктуры. 2009. Вып. 1. С. 38–49.

## References

1. Ahmed P. S., Abed M. S., Salim I. A. [Experimental investigation and numerical modeling of ballistic effects on a hybrid composite (aluminum oxide – woven material – epoxy resin – aluminum) used in the manufacture of body armor]. *PMTF*. 2023, No. 4, P. 3–13 (In Russ.).

2. Pan M., Zhou S. M., Hu B. L., Chzan Yu. Ts. [Free vibrations of a composite beam made of a functionally gradient in two directions material reinforced with carbon nanotubes]. *PMTF*. 2023, No. 5, P. 166–178 (In Russ.).

3. Kirpichnikov V. Yu., Kosheev A. P., Syatkovsky A. I. [Experimental study of the effectiveness of reinforced vibration-absorbing coatings]. *PMTF*. 2022, No. 1, P. 65–70 (In Russ.).

4. Zheleznov L. P., Serebrinov A. N. [Investigation of nonlinear deformation and stability of a composite shell under pure bending and internal pressure]. *PMTF*. 2022, No. 2, P. 207–216 (In Russ.).

5. Golyshev A. A., Dolgova S. V. [The influence of SiC ceramic fiber in a metal matrix composite on its resistance under high-speed loading]. *PMTF*. 2022, No. 6, P. 145–149 (In Russ.).

6. Matveenko V. P., Oshmarin D. A., Yurlova N. A. [The use of electrically conductive composite materials for additional damping of smart systems based on piezoelectric elements]. *PMTF*. 2021, No. 5, P. 45–57 (In Russ.).

7. Petrakov I. E., Sadovsky V. M., Sadovskaya O. V. [Bending analysis of composite plates with taking into account the differences in tensile and compressive resistances]. *PMTF*. 2021, No. 1, P. 172–183 (In Russ.).

8. Fedorenko A. N., Fedulov B. N., Lomakin E. V. [Modeling of impact on damping elements made of composite materials]. *PMTF*. 2021, No. 1, P. 100–107 (In Russ.).

9. Rabotnov Y. N. *Mekhanika deformiruemogo tverdogo tela* [Mechanics of a deformable solid]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 743 p.

10. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws. *Acta Appl. Math.* 1984, No. 2, P. 21–78.

11. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity. *Proc. Edinburg Math. Soc.* 1988, No. 31, P. 415–439.

12. Senashov S. I., Savostyanova I. L. Using conservation laws to solve boundary value problems of the Moisila-Teodorescu system. *J. Appl. Industr. Math.* 2022, Vol. 25, No. 2, P. 101–109.

13. Gomonova O. V., Senashov S. I. Determining elastic and plastic deformation regions in a problem of uniaxial tension of a plate weakened by holes. *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* 2021, Vol. 62, No. 1, P. 157–163.

14. Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N. Elastoplastic bending of the console with transverse force. *J. of the Siberian Federal University. Math. and Phys.* 2019, Vol. 12, No. 5, P. 637–643.

15. Senashov S. I., Savostyanova I. L. [On elastic torsion around three axes]. *Siberian Journal of Industrial Mathematics*. 2021, Vol. 24, No. 1, P. 120–125 (In Russ.).

16. Novatsky V. *Teoriya uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow, Mir Publ., 1975, 872 p.

17. Mileyko S.T. [Anthony Kelly and composites today. Part 2: composites with a metal matrix]. *Kompozity i nanostruktury*. 2021, Vol. 1, No. 3–4 (51–52), P. 59–107 (In Russ.).

18. Mileyko S. T. [Composites and nanostructures]. *Kompozity i nanostruktury*. 2009, Vol. 1, P. 6–37 (In Russ.).

19. Kelly A. [Engineering triumph of hydrocarbons]. *Kompozity i nanostruktury*. 2009, Vol. 1, P. 38–49 (In Russ.).

© Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Яхно А. Н., 2023

---

**Сенашов Сергей Иванович** – доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru.

**Савостьянова Ирина Леонидовна** – кандидат педагогических наук, доцент кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ruppa@inbox.ru.

**Яхно Александр Николаевич** – кандидат физико-математических наук, профессор математического факультета университетского центра CUCEI Университета Гвадалахары. E-mail: alexander.yakhno@cucei.udg.mx.

**Senashov Sergey Ivanovich** – Dr. Sc., Professor, Professor of the IES Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru.

**Savostyanova Irina Leonidovna** – Cand. Sc., Associate Professor of the IES Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ruppa@inbox.ru.

**Yakhno Alexander Nikolaevich** – Cand. Sc., Department of Mathematics, CUCEI, University of Guadalajara, Mexico. E-mail: alexander.yakhno@cucei.udg.mx.

---

УДК 621.391

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-33-42

**Для цитирования:** Повышение срока активного использования бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов / А. Л. Тимофеев, А. Х. Султанов, И. К. Мешков, А. Р. Гизатулин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 33–42. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-33-42.

**For citation:** Timofeev A. L., Sultanov A. Kh., Meshkov I. K., Gizatulin A. R. [Increasing the period of active use of on-board electronic equipment of spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 33–42. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-33-42.

## Повышение срока активного использования бортовой электронной аппаратуры космических аппаратов

А. Л. Тимофеев, А. Х. Султанов, И. К. Мешков, А. Р. Гизатулин

Уфимский университет науки и технологий  
Российская Федерация, 450076, г. Уфа, ул. З. Валиди, 32  
E-mail: a\_l\_t@inbox.ru

*Для электронной аппаратуры космических систем, и в первую очередь устройств памяти, актуальна задача защиты от воздействия ионизирующего космического излучения и других внешних факторов, искажающих хранимую и обрабатываемую информацию. В данной работе предложен голографический метод кодирования, позволяющий восстанавливать информацию при большом числе ошибок. Метод основан на записи в память вместо исходных данных цифровой голограммы виртуального цифрового объекта, соответствующего блоку данных. Использовано свойство делимости голограммы, позволяющее восстановить записанный блок данных по его фрагменту. Достижимый уровень помехоустойчивости определяется размером голограммы. Для 8-разрядного блока данных запись 256-разрядной голограммы обеспечивает восстановление информации при потере 75 % записанной голограммы. Разработанный декодер корректирует пакет зависимых (группирующихся) ошибок, искажающих все биты голограммы. Количество случайных независимых ошибок, которые корректирует декодер, может составлять до 40 % записанной информации. Система хранения информации, устойчивая к ионизирующему излучению, представляет собой массив памяти увеличенной емкости с учетом выбранного коэффициента избыточности, и контроллер памяти, осуществляющий голографическое кодирование при записи информации и декодирование с автоматическим исправлением ошибок при чтении информации. Алгоритм работы самого контроллера может быть реализован в виде программируемой логической интегральной схемы, либо хранится в постоянном запоминающем устройстве, не подверженном влиянию ионизирующего излучения.*

*Ключевые слова:* голографическое кодирование, корректирующий код, исправление случайных и группирующихся ошибок.

## Increasing the period of active use of on-board electronic equipment of spacecraft

A. L. Timofeev, A. Kh. Sultanov, I. K. Meshkov, A. R. Gizatulin

Ufa State Aviation Technical University  
32, Z. Validi St., Ufa, 450076, Russian Federation  
E-mail: a\_l\_t@inbox.ru

*For electronic equipment of space systems, and primarily memory devices, the task of protection from the effects of ionizing cosmic radiation and other external factors that distort stored and processed information is relevant. This paper proposes a holographic coding method that allows you to restore*

information in the event of a large number of errors. The method is based on recording into memory, instead of the original digital hologram data, a virtual digital object corresponding to a data block. The divisibility property of a hologram is used, which makes it possible to reconstruct a recorded data block from its fragment. The achieved level of noise immunity is determined by the size of the hologram. For an 8-bit data block, recording a 256-bit hologram provides information recovery if 75 % of the recorded hologram is lost. The developed decoder corrects a package of dependent (grouping) errors that distort all bits of the hologram. The number of random independent errors that the decoder corrects can be up to 40 % of the recorded information. The information storage system, resistant to ionizing radiation, is a memory array of increased capacity, taking into account the selected redundancy factor, and a memory controller that performs holographic encoding when recording information and decoding with automatic error correction when reading information. The operating algorithm of the controller itself can be implemented in the form of a programmable logic integrated circuit, or stored in a read-only memory device that is not affected by ionizing radiation.

*Keywords: holographic coding, correction code, correction of random and clustered errors.*

### **Введение**

Для электронной аппаратуры космических систем, и в первую очередь устройств памяти, актуальна задача защиты от воздействия ионизирующего космического излучения и других внешних факторов, искажающих хранимую и обрабатываемую информацию [1]. Радиационные эффекты и космические частицы создают большое число накапливающихся в устройствах памяти ошибок. Использование известных методов помехоустойчивого кодирования информации дает эффект в течение ограниченного времени, пока число ошибок не становится слишком большим. В ответственных системах используется ЕСС-память – (англ. error-correcting code memory, память с коррекцией ошибок) – тип компьютерной памяти, которая автоматически распознаёт и исправляет спонтанно возникшие изменения (ошибки) битов памяти – одну ошибку в одном машинном слове. При длине машинного слова 64 бита количество исправляемых ошибок < 1,5 %.

Для повышения надежности хранения информации представляет интерес форма записи данных, обеспечивающая восстановление блока информации по его фрагменту – голографический метод записи, использующий свойство делимости голограммы (возможность восстановления полного изображения объекта по фрагменту голограммы) [2].

### **Голографический метод восстановления информации**

Идея использования голографических принципов кодирования была сформулирована в работах [3; 4], но полное цифровое моделирование голограммы требовало больших вычислительных ресурсов, поэтому в них рассматривалось псевдоголографическое кодирование. В соответствии с предложенным методом элементы цифрового двумерного массива равномерно перемешиваются определенным образом, в результате чего по любой части переупорядоченного массива можно реконструировать уменьшенную копию исходного массива. Исследование псевдоголографических методов продолжено в [5–8]. Описанные методы имеют область применения, ограниченную задачами кодирования массивов информации с большой внутренней избыточностью, и являются аналогом метода перемежения (interleaving) [9], используемого в системах связи для борьбы с пакетами ошибок.

Использовать полное голографическое кодирование для исправления ошибок предложено в [10]. Рассмотренный метод основан на моделировании голограммы как интерференционной картины плоского изображения, образованного матричным представлением исходного цифрового блока данных. Операции кодирования и декодирования в этом случае требуют достаточно больших вычислительных ресурсов. Однако сложность вычислений можно значительно сократить, если учесть, что для цифровой голограммы определяющее значение имеет количество точек, а не их взаимное расположение. В [11] показано, что эффективность кодирования сохраня-

ется при переходе от матричной голограммы к линейной с тем же числом точек. Поэтому рационально использовать одномерные массивы данных и одномерные голограммы.

Голографический метод помехоустойчивого кодирования, исправляющий многократные ошибки, заключается в математическом моделировании цифровой голограммы виртуального объекта, представляющего собой блок входных данных. В процессе кодирования  $k$ -разрядный двоичный код входного блока данных преобразуется во вторичный блок – единичный позиционный код с числом позиций  $n = 2^k$ . При этом закладывается информационная избыточность с числом разрядов  $r = n - k$ . Вторичный блок имеет  $(n - 1)$  нулей и одну единицу в позиции, заданной исходными данными. Таким образом, входной блок данных используется как адрес позиции единицы в последовательности нулей единичного позиционного кода вторичного блока. Голографическое кодирование заключается в формировании линейной голограммы вторичного блока, рассматриваемого как виртуальный оптический объект. Процедура формирования голограммы и восстановления исходного объекта по голограмме описана в [11; 12]. Использовать голографический способ преобразования информации для повышения устойчивости к ионизирующему излучению систем обработки и хранения информации предложено в [13; 14]. Рассмотрим возможность и эффективность применения голографического метода помехоустойчивого кодирования в устройствах памяти, подверженных воздействию внешних факторов, приводящих к появлению случайных и детерминированных (пакетных) ошибок.

### Результаты моделирования

Исследование корректирующей способности голографического кода проведено путем моделирования в среде MATLAB процесса искажения голограммы  $H_O$  случайными и пакетными ошибками.

На рис. 1 показан вид линейной голограммы 8-разрядного входного блока данных со значением  $X = 99$ . При этом размер записываемой в память голограммы – 256 бит, коэффициент избыточности 32.

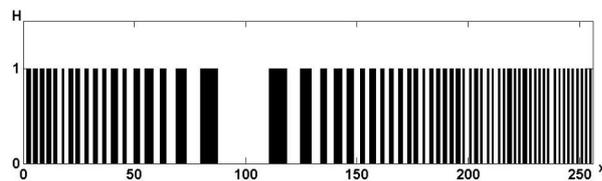


Рис. 1. Голограмма  $H_O$  для  $X=99$

Fig. 1. Hologram  $H_O$  for  $X=99$

На рис. 2 приведен результат декодирования  $A_R$ , в котором позиция максимума  $Y = 99$  несет информацию о закодированном значении. В полученном массиве присутствует небольшой шум декодирования, обусловленный конечным числом дискретных значений голограммы, и не препятствующий выделению информационного значения.

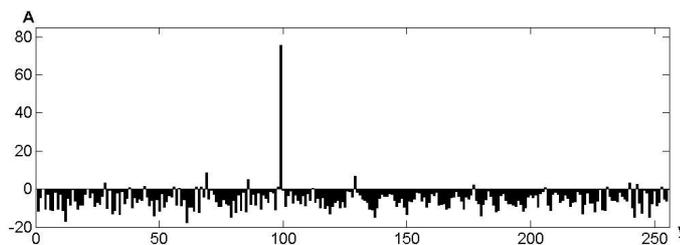


Рис. 2. Восстановленный массив  $A_R$  при  $n = 256$ ,  $Y = 99$

Fig. 2. Restored  $A_R$  array at  $n = 256$ ,  $Y = 99$

Рассмотрим устойчивость кода к стираниям, случайным и пакетным ошибкам.

Вид голограммы на входе декодера при стирании (потере) 75 % голограммы размером  $n = 256$  приведен на рис. 3.

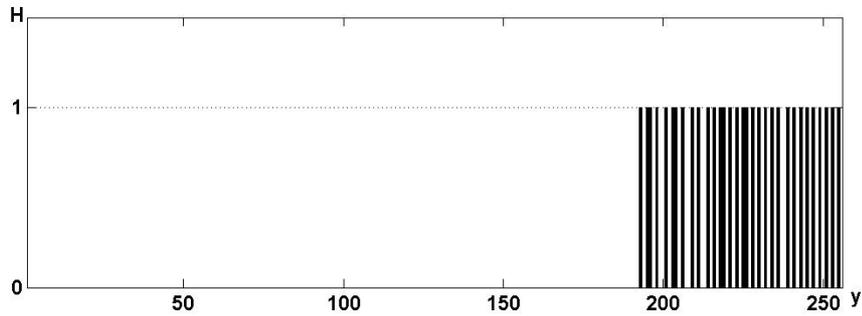


Рис. 3. Голограмма  $H_R$  для  $X=99$ . Потери 75 %

Fig. 3. Hologram  $H_R$  for  $X=99$ . Losses 75 %

Результат восстановления блока данных по оставшимся 25 % приведен на рис. 4. Точка максимума в позиции  $Y = 99$  соответствует переданному значению  $X = 99$  и однозначно определяет значение кодируемого блока.

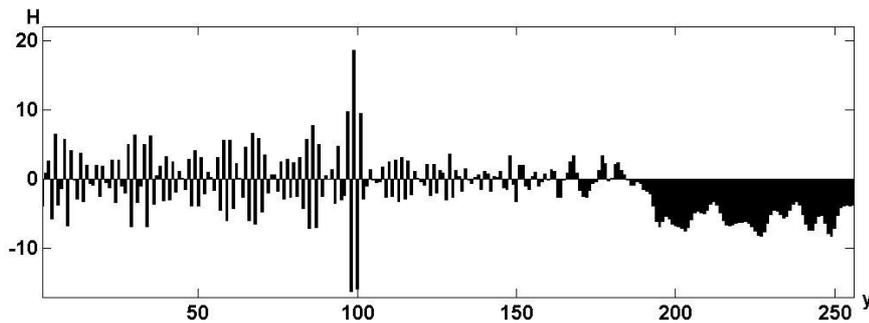


Рис. 4. Восстановленный массив  $A_R$  при потерях 75 %,  $n = 256$ ,  $Y = 99 = X$

Fig. 4. Restored  $A_R$  array with 75 % loss,  $n = 256$ ,  $Y = 99 = X$

Голографическое кодирование обеспечивает устойчивость не только к потерям информации, но и к случайным ошибкам. Возникновение ошибок смоделировано путем замены части голограммы двоичной случайной последовательностью (шумом). Массив, восстановленный по голограмме размером  $n = 256$ , содержащей 75 % шума, приведен на рис. 5.

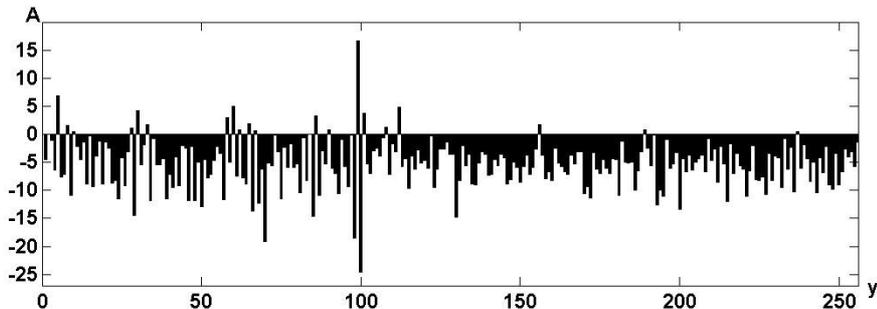


Рис. 5. Восстановленный массив  $A_R$  при длине шумовой последовательности 75 %,  $n = 256$ ,  $Y = 99 = X$

Fig. 5. Restored  $A_R$  array with noise sequence length 75 %,  $n = 256$ ,  $Y = 99 = X$

Увеличение размера голограммы приводит к возрастанию помехоустойчивости. При  $n = 2^{14} = 16394$  успешное восстановление информации происходит при длине шумовой последовательности до 95 % от размера голограммы.

При замене части голограммы двоичным шумом число возникающих ошибок меньше числа шумовых позиций, так как около половины шумовых позиций совпадут с информационными битами и не создадут ошибок. Поэтому максимальное возможное число независимых случайных ошибок в достаточно большой голограмме составляет 50 % от количества бит в голограмме. Если число ошибок больше 50 %, ошибки являются зависимыми, а 100 % ошибок соответствует полностью детерминированному случаю – побитной инверсии голограммы.

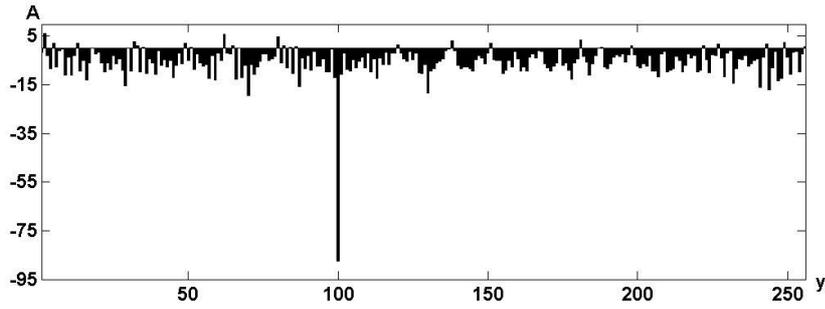
Наиболее сложная для декодирования ситуация – число случайных ошибок, приближающееся к 50 %. Корректирующая способность голографического кода зависит от размера голограммы  $n$ . Статистика результатов моделирования показывает, что при  $n = 256$  вероятность ошибки декодирования составляет  $10^{-3}$  при количестве ошибок на входе декодера 30 %. При числе ошибок 25 % и количестве испытаний 10 000 ошибки декодирования не зафиксированы. При  $n = 1024$  вероятность ошибки декодирования  $10^{-3}$  достигается при 41 % ошибок в голограмме.

Рассмотренные примеры восстановления информации характерны для случаев с независимыми случайными ошибками. В то же время для большинства двоичных информационных систем характерно наличие корреляции между ошибками и объединение их в пакеты [15]. Пакетные ошибки возникают при интенсивном воздействии ионизирующего излучения, при записи информации на носителях данных, а также в каналах связи [16].

Для коррекции ошибок, возникающих при хранении информации широко используются помехоустойчивые коды. Одним из самых эффективных является код Рида-Соломона (РС-код), широко применяемый в системах восстановления данных с компакт-дисков, при создании архивов с информацией для восстановления в случае повреждений, в помехоустойчивом кодировании [17]. Предел корректирующей способности РС-кода определен границей Синглтона [18], в соответствии с которой для исправления ошибок код должен иметь не менее двух проверочных символов на одну ошибку. При большой степени избыточности число исправляемых ошибок приближается к 50 % от длины кодового слова. Особенностью РС-кода является то, что столь высокую исправляющую способность он демонстрирует только для пакетных ошибок [15], уступая, например, коду Рида-Маллера (РМ-код) в исправлении независимых случайных ошибок. РМ-код с длиной кодового слова  $n = 2^m$  исправляет  $2^{m-2}-1$  ошибок любого вида [18], занимающих почти 25 % кодовой комбинации.

Базовый декодер голографического кода, так же как и РС-код, устраняет ошибки, занимающие не более 50 % кодового слова. Однако в силу специфики голографического метода представления информации возможно построить универсальный декодер, исправляющий любое количество группирующихся пакетных ошибок вплоть до 100 % размера голограммы, то есть, когда искажены все символы.

Сама по себе задача исправления 100% ошибок является тривиальной – для этого достаточно инвертировать каждый разряд кодового слова. Однако здесь для всех кодов, кроме голографического, возникает проблема выбора одного из двух равновероятных результатов декодирования – прямого или инвертированного. Голографический же код дает совпадающий результат декодирования, как для неискаженного кодового слова, так и для кодового слова, содержащего 100 % ошибок. На рис. 6 приведен результат декодирования инвертированного блока, содержащего 100 % ошибок. Отсюда видно, что пакетные ошибки приводят к инверсии максимума в восстановленном массиве, но позиция его сохраняется, поэтому восстановление информации происходит правильно.

Рис. 6. Восстановленный массив  $A_R$  ( $Y = 100$ ), число ошибок – 256 (100 %)Fig. 6. Restored  $A_R$  array ( $Y = 100$ ), number of errors – 256 (100 %)

Сложнее происходит восстановление при количестве пакетных ошибок около 50 %. Для решения этой задачи декодируемый блок данных разбивается на две равные части и каждая часть декодируется в прямом и инвертированном виде. Каждый из четырех вариантов декодирования формирует полный выходной массив, при этом все реализации имеют разные уровни шума (рис. 7). Совместный анализ этих массивов позволяет определить значение декодируемого блока данных.

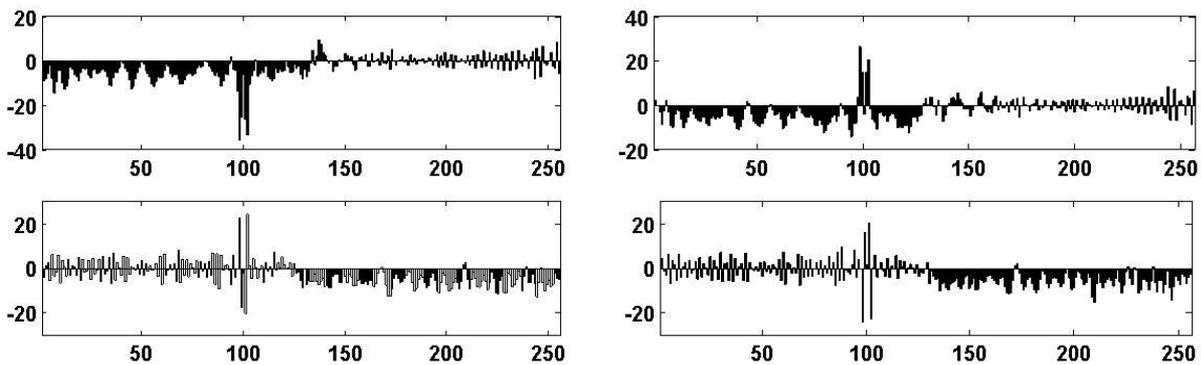
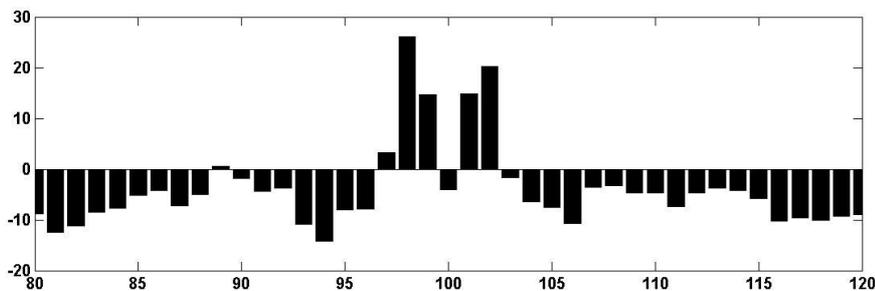


Рис. 7. Результаты работы четырех декодеров

Fig. 7. Results of four decoders

На рис. 8 показан фрагмент одного из четырех массивов при декодировании голограммы, содержащей 128 ошибок при  $n = 256$  (50 % ошибок), кодируемое значение  $Y = 100$ . Из него видно, что, несмотря на отсутствие экстремума в точке  $Y = 100$ , значение входного блока можно восстановить по характерной комбинации симметрично расположенных четырех боковых максимумов.

Рис. 8. Фрагмент гистограммы восстановленного массива  $A_R$  ( $Y = 100$ )Fig. 8. Fragment of the histogram of the reconstructed  $A_R$  array ( $Y = 100$ )

Моделирование показало, что универсальный декодер, содержащий 4 декодера и блок выделения максимума, исправляет любое количество пакетных ошибок – от 0 до 100 % записанного блока данных. Этот декодер эффективен при устранении случайных и пакетных ошибок. При числе ошибок менее 50 % они являются случайными и декодер обеспечивает восстановление информации при 41 % ошибок в кодовом слове. При числе ошибок более 50 % они являются зависимыми и формируют правую часть графика (рис. 9).

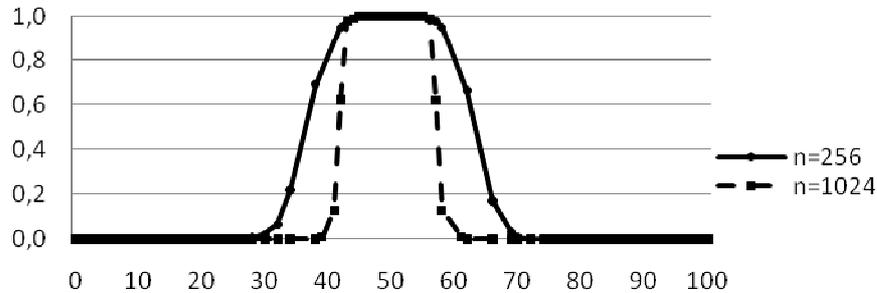


Рис. 9. Вероятность ошибки на выходе декодера в зависимости от числа ошибок на входе декодера для голограмм размером  $n = 256$  и  $n = 1024$

Fig. 9. Probability of error at the decoder output depending on the number of errors at the decoder input for holograms of size  $n = 256$  and  $n = 1024$

Таким образом, голографическое кодирование исправляет ошибки, если их количество составляет менее 40 или более 60 процентов от длины кодового слова при  $n = 1024$  (рис. 9). Это позволяет повысить надежность восстановления данных в системах хранения информации, подверженных воздействию ионизирующего излучения, температуры и других факторов, вызывающих деградацию параметров элементной базы.

### Заключение

Система хранения информации, устойчивая к ионизирующему излучению, представляет собой массив памяти увеличенной емкости с учетом выбранного коэффициента избыточности, и контроллер памяти, осуществляющий голографическое кодирование при записи информации и декодирование с автоматическим исправлением ошибок при чтении информации. Алгоритм работы самого контроллера может быть реализован в виде программируемой логической интегральной схемы, либо хранится в постоянном запоминающем устройстве, не подверженном влиянию ионизирующего излучения.

Использование возможно в компьютере любой архитектуры. Для этого необходимо модифицировать контроллер памяти, установив в нем модуль кодирования/ декодирования.

**Благодарности.** Работа выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда, проект № 24-29-0008, <https://rscf.ru/project/24-29-00080/>.

**Acknowledgements.** The study was supported by the grant of Russian Science Foundation № 24-29-00080, <https://rscf.ru/project/24-29-00080/>.

## Библиографические ссылки

1. Максимов И. А., Кочура С. Г., Авдюшкин С. А. Основные положения методологии обеспечения стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов к воздействию радиационных эффектов космического пространства // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 116–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-116-125.
2. Collier R. J., Burckhardt C. B., Lin L. H. Optical Holography. Murray Hill, New Jersey. 1971.
3. Bruckstein A.M., Holt R.J., Netravali A.N. Holographic image representations: the subsampling method // IEEE Int. Conference on Image Processing. Santa Barbara. California, USA. 1997. Vol. 1. P. 177–180.
4. Bruckstein A. M., Holt R. J. Netravali A. N. Holographic representation of images // IEEE Transactions on Image Processing. 1998. No. 7. P. 1583–1587.
5. Bruckstein A. M., Holt R. J., Netravali A. N. On Holographic Transform Compression of Images // Proceedings 15th International Conference on Pattern Recognition ICPR-2000. John Wiley & Sons Inc. 2001. P. 244–252. Doi: 10.1109/ICPR.2000.903528.
6. Dovgard R. Holographic image representation with reduced aliasing and noise effects // Image Processing. IEEE Transactions. 2004. No. 13(7). P. 867–872.
7. Колесов В. В., Залогин Н. Н., Воронцов Г. М. Метод псевдоголографического кодирования // Радиотехника и электроника. 2002. Т. 2, № 5. С. 583–588.
8. Баринаева Д. А. Разработка и исследование алгоритмов обработки цифровых изображений, представленных в псевдоголографических кодах // Компьютерная оптика. 2005. Т. 27. С. 149–154.
9. Clark G. C. Jr., Cain J. B. Error-Correction Coding for Digital Communications // Plenum Press. New York. Second printing, 1982.
10. Тимофеев А. Л. Использование голографического кодирования для повышения помехоустойчивости каналов связи // ИТпортал. 2018. Т. 18, № 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://itportal.ru/science/tech/ispolzovanie-golograficheskogo-kodi> (дата обращения: 02.01.2024).
11. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh. Holographic method of error-correcting coding // Optical Technologies for Telecommunications. 2018. Proceedings Vol. 11146, 111461A. 2019. Doi: 10.1117/12.2526922.
12. Тимофеев А. Л., Султанов А. Х. Построение помехоустойчивого кода на базе голографического представления произвольной цифровой информации // Компьютерная оптика. 2020. Т. 44, № 6. С. 978–984. Doi: 10.18287/2412-6179-СО-739.
13. Тимофеев А. Л., Султанов А. Х. Применение помехоустойчивых позиционных делимых кодов // Проблемы техники и технологий телекоммуникаций-2020 : сб. тр. XXII Междунар. науч.техн. конф. Самара: ПГУТИ, 2020. С. 12–15.
14. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh., Filatov P. E. Holographic method for storage of digital information // Proc. SPIE 11516, Optical Technologies for Telecommunications. 2019. Vol. 1151604. N. Y.: SPIE, 2020. Doi: 10.1117/12.2566329.
15. Gallager R. Information Theory and Reliable Communication. New York: Wiley, 1968.
16. Anderson J. B., Mohan S. Source And Channel Coding An Algorithmic Approach // Springer Science+Business Media. New York. 1991.
17. Sklar B. Digital Communications: Fundamentals and Applications. Second Edition // Prentice Hall P T R Upper Saddle River. New Jersey. 2001.
18. Mac Williams F. J., Sloane N. J. A. The Theory of Error-Correction Codes // Bell Laboratories. Murray Hill. NJ 07974. U.S.A. 1977.

## References

1. Maximov I. A., Kochura S. G., Avdyushkin S. A. [The main provisions of the methodology for ensuring the resistance of the onboard equipment of spacecraft to the effects of the radiation effects of outer space]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 116–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-116-125 (In Russ.).
2. Collier R. J., Burckhardt C. B., Lin L. H. *Optical Holography*. Murray Hill, New Jersey, 1971.
3. Bruckstein A. M., Holt R. J., Netravali A. N. Holographic image representations: the subsampling method. *IEEE Int. Conference on Image Processing*. Santa Barbara, California, USA. 1997, Vol. 1, P. 177–180.
4. Bruckstein A. M., Holt R. J., Netravali A. N. Holographic representation of images. *IEEE Transactions on Image Processing*. 1998, No. 7, P. 1583–1587.
5. Bruckstein A. M., Holt R. J., Netravali A. N. On Holographic Transform Compression of Images // Proceedings 15th International Conference on Pattern Recognition ICPR-2000. *John Wiley & Sons Inc*. 2001, P. 244–252. Doi: 10.1109/ICPR.2000.903528.
6. Dovgard R. Holographic image representation with reduced aliasing and noise effects. *Image Processing. IEEE Transactions*. 2004, No. 13(7), P. 867–872.
7. Kolesov V. V., Zalugin N. N., Vorontsov G. M. [Pseudo-holographic coding of digital information]. *Radiotekhnika i elektronika*. 2002, Vol. 2, No. 5, P. 583–588 (In Russ.).
8. Barinova D. A. [Development and algorithm for studying the processing of digital images presented in pseudo-holographic codes]. *Komp'yuternaya optika*. 2005, No. 27, P. 149–154 (In Russ.).
9. Clark G. C. Jr., Cain J. B. *Error-Correction Coding for Digital Communications*. Plenum Press. New York. Second printing, 1982.
10. Timofeev A. L. [The use of holographic coding to increase noise immunity of communication channels]. *ITportal*. 2018, No. 2 (18). (In Russ). Available at: <http://itportal.ru/science/tech/ispolzovanie-golograficheskogo-kodi> (accessed 02.01.2024).
11. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh. Holographic method of error-correcting coding. *Optical Technologies for Telecommunications*. 2018, Proceedings Vol. 11146, 111461A, 2019. Doi: 10.1117/12.2526922.
12. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh. [Building a noise-tolerant code based on a holographic representation of arbitrary digital information]. *Komp'yuternaya optika*. 2020, Vol. 44(6), P. 978–984 (In Russ). Doi: 10.18287/2412-6179-CO-739.
13. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh. [Application of noise-resistant positional divisible codes]. *Problemy tekhniki i tekhnologiy telekommunikatsiy-2020 : sb. tr. XXII Mezhdunar. nauch.tekhn. konf.* [Proceedings of the XXII International Scientific and Technical Conference Problems of Engineering and Technologies of Telecommunications-2020]. Samara, 2020, P. 12–15 (In Russ.).
14. Timofeev A. L., Sultanov A. Kh., Filatov P. E. Holographic method for storage of digital information. *Proc. SPIE 11516, Optical Technologies for Telecommunications*. 2019, Vol. 1151604. N.Y.: SPIE, 2020. Doi: 10.1117/12.2566329.
15. Gallagher R. *Information Theory and Reliable Communication*. New York: Wiley. 1968.
16. Anderson J. B., Mohan S. *Source And Channel Coding An Algorithmic Approach*. Springer Science+Business Media. New York. 1991.
17. Sklar B. *Digital Communications: Fundamentals and Applications*. Second Edition. Prentice Hall P T R Upper Saddle River. New Jersey. 2001.
18. Mac Williams F. J., Sloane N. J. A. *The Theory of Error-Correction Codes*. Bell Laboratories. Murray Hill. NJ 07974. U.S.A. 1977.

**Тимофеев Александр Леонидович** – кандидат технических наук, доцент, Уфимский университет науки и технологий. E-mail: a\_l\_t@inbox.ru .

**Султанов Альберт Ханович** – доктор технических наук, профессор, Уфимский университет науки и технологий. E-mail: tks@ugatu.ac.ru.

**Мешков Иван Константинович** – кандидат технических наук, доцент, Уфимский университет науки и технологий. E-mail: mik.ivan@bk.ru.

**Гизатулин Азат Ринатович** – кандидат технических наук, младший научный сотрудник, Уфимский университет науки и технологий. E-mail: azat\_poincare@mail.ru.

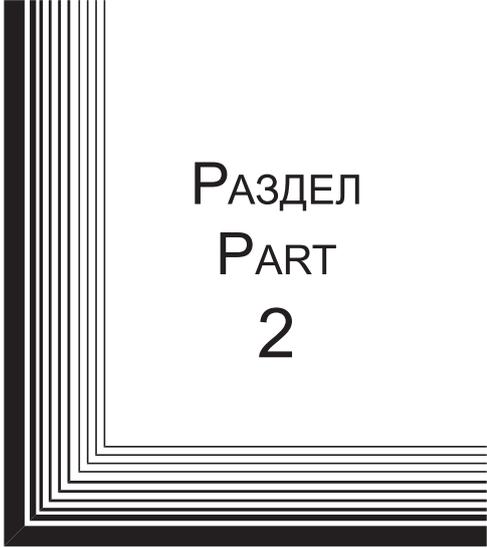
**Timofeev Aleksandr Leonidovich** – Cand. Sc., Docent, Ufa University of Science and Technology. E-mail: a\_l\_t@inbox.ru .

**Sultanov Albert Khanovich** – Dr. Sc., Professor, Ufa University of Science and Technology. E-mail: tks@ugatu.ac.ru.

**Meshkov Ivan Konstantinovich** – Cand. Sc., Docent, Ufa University of Science and Technology. E-mail: mik.ivan@bk.ru.

**Gizatulin Azat Rinatovich** – Cand. Sc., Junior researcher, Ufa University of Science and Technology. E-mail: azat\_poincare@mail.ru.

---



РАЗДЕЛ  
PART  
2



АВИАЦИОННАЯ  
И РАКЕТНО-  
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION  
AND SPACECRAFT  
ENGINEERING



УДК 629.7:629.018

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-44-55

**Для цитирования:** Астахов С. А. Особенности достижения предельных значений скорости трековых испытаний летательных аппаратов баллистического типа // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 44–55. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-44-55.

**For citation:** Astakhov S. A. [Features of achievement of limiting speed values of track tests of ballistic type aircraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 44–55. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-44-55.

## **Особенности достижения предельных значений скорости трековых испытаний летательных аппаратов баллистического типа**

С. А. Астахов

Федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова» (ФКП «ГкНИПАС имени Л. К. Сафронова»)  
Российская Федерация, 140250, Московская обл., г. о. Воскресенск, г. Белоозерский  
E-mail: info@gknipas.ru; aviatex@mail.ru

*Разработка высокоскоростных летательных аппаратов баллистического типа со скоростью, превышающей 1000 м/с, в настоящее время является приоритетной задачей за рубежом и в России. Эффективность таких новых изделий подтверждается трековыми испытаниями со скоростью их применения. Испытательные полигоны с рельсовыми трассами существуют практически во всех странах, например в США их более 15: двухрельсовые, монорельсовые и различные их комбинации, различающиеся длиной, шириной рельсовой пары, рельсами и конструкцией самого трека, включая герметичную оболочку над рельсовой дорожкой для заполнения ее более легкой средой. Самый длинный трек США Holloman AFB, расположенный в New Mexico, длиной 15536 м. Располагают трековыми полигонами с различной длиной и своим особенным исполнением Англия, Франция, Германия, Канада, Италия, Япония, Индия, Китай, Корея, Турция и другие страны, включая Африканский континент. Высокоскоростные полигонные испытания в России проводятся на экспериментальной установке «Ракетный рельсовый трек 2500», размещенной на территории ФКП «ГкНИПАС имени Л. К. Сафронова». Экспериментальная установка состоит из рельсового пути, размещенного на специальном основании, обеспечивающем необходимый вертикальный профиль пути с участками подъема и прямолинейного горизонтального движения, а также технологический участок снижения для торможения подвижного технологического оборудования. Испытуемое изделие размещается на ракетной трековой каретке, движущейся по рельсам на опорах скольжения. Для придания ускорения трековой каретке используются ракетные двигатели твердого топлива, тяга которых выбирается на основе баллистических расчетов для достижения требуемой скорости испытания. Длина трека играет важную роль для достижения предельных скоростей разгона подвижного трекового снаряжения. Огромное аэродинамическое сопротивление, пропорциональное квадрату скорости движения каретки при испытаниях на высоких скоростях приводит к необходимости уменьшать мидель и массу подвижной установки. Увеличение тяги двигателей приводит к росту массы и стоимости трекового снаряжения, а также к необходимости увеличения запаса прочности опор скольжения. Однако прирост скорости испытаний можно достичь при замене воздушной среды газами, обладающими существенно меньшей плотностью, например гелием. Трековые испытания новых летательных аппаратов или их элементов хотя и дешевле летных испытаний, однако достаточно дороги. В этой связи работа по теоретической оценке замены среды из окружающего воздуха на гелий, а также на смеси гелия с воздухом при разной его концентрации в крытой галерее на трековой рельсовой дорожке является новой, актуальной и практически полезной задачей. В работе выполнено численное моделирование задачи сверхзвукового обтекания потоком смеси гелия с воздухом при различном их объемном соотношении. Получены численные значения аэродинамического сопротивления при скорости движения*

каретки равной 830 м/с. Приведены результаты численных расчетов динамики движения 3D-модели монорельсового трекового снаряжения, которые планируются для использования при проведении натурных огневых экспериментов.

*Ключевые слова:* трековые испытания, ракетная каретка, собственные частоты, гелиевая среда, вибрационное ускорение, спектральная плотность.

## **Features of achievement of limiting speed values of track tests of ballistic type aircraft**

S. A. Astakhov

Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov  
Beloozersky, Moscow region, 140250, Russian Federation  
E-mail: info@gknipas.ru ; aviatrix@mail.ru

*The development of high-speed ballistic aircraft with speeds exceeding 1000 m/s is currently a priority abroad and in Russia. The effectiveness of new such products is confirmed by track tests at the speed of their use. Test sites with rail tracks exist in almost all countries, for example in the USA there are more than 15 of them. Double-rail, monorail and various combinations thereof, differing in length, width of the rail pair, rails and the design of the track itself, including a sealed shell over the rail track to fill it with a lighter one environment. The longest track in the USA is Holloman AFB, located in New Mexico with a length of 15536 m. They have track ranges with different lengths and their own special design in England, France, Germany, Canada, Italy, Japan, India, China, Korea, Turkey and other countries, including African continent. High-speed range tests in Russia are carried out on the experimental installation "Rocket Rail Track 2500", located on the territory of the FKP "GkNIPAS named after L. K. Safronov". The experimental installation consists of a rail track placed on a special base, providing the necessary vertical profile of the track with sections of ascent and straight horizontal movement, as well as a technological descent section for braking moving technological equipment. The product under test is placed on a rocket track sled moving along rails on sliding supports. To accelerate the track carriage, solid fuel rocket engines are used, the thrust of which is selected based on ballistic calculations to achieve the required test speed. The length of the track plays an important role in achieving the maximum acceleration speeds of moving track equipment. The enormous aerodynamic drag, proportional to the square of the speed of movement of the carriage, when tested at high speeds, leads to the need to reduce the midsection and mass of the mobile unit. An increase in engine thrust leads to an increase in the weight and cost of track equipment, as well as to the need to increase the safety margin of sliding supports. However, an increase in test speed can be achieved by replacing the air medium with gases that have a significantly lower density, for example, helium. Track testing of new aircraft or their elements, although cheaper than flight testing, is quite expensive. In this regard, work on the theoretical assessment of replacing the medium from ambient air with helium, as well as with a mixture of helium and air at different concentrations in an indoor gallery on a track rail track, is a new, relevant and practically useful task. The work performed a numerical simulation of the problem of supersonic flow around a helium-air mixture at different volumetric ratios. Numerical values of aerodynamic resistance were obtained at a sled speed of 830 m/s. The results of numerical calculations of the motion dynamics of a 3D model of monorail track equipment, which are planned for use in conducting full-scale fire experiments, are presented.*

*Keywords:* Track tests, rocket sled, natural frequencies, helium medium, vibration acceleration, spectral density.

### **Введение**

Из всех известных газов гелий обладает наилучшей совокупностью свойств, пригодных для применения в условиях испытаний на трековом стенде. Во-первых, гелий и его смеси с воздухом не токсичны. Во-вторых, гелий обладает малой молекулярной массой, низкой плотностью

и незначительной вязкостью. Его газовая постоянная при нормальных условиях (НУ) равна  $R = 2077,2$  Дж/(кг·К); плотность (НУ)  $\rho_{\text{He}} = 0,1785$  кг/м<sup>3</sup> в 7,264 раз меньшая плотности воздуха; динамическая вязкость  $\nu_{\text{He}} = 19$  мкПа·с; теплоемкость  $C_p = (5,2 - 5,27)$  кДж/(кг·°С); коэффициент теплопроводности  $\lambda = 0,15$  Вт/(м·К); объем кмоль He  $\mu_v = 22,42$  м<sup>3</sup>/кмоль, показатель адиабаты  $k = C_p / C_v = 1,67$ .

Крытый участок трековой дорожки (в дальнейшем назовем гелиевая галерея или тоннель) представляем в виде цилиндра радиусом  $R_T$  длиной  $L$ , разрезанного вдоль пополам. Объем тоннеля будет равен объему галереи  $V_T$  и объему гидродинамического лотка, выполненного вдоль тоннеля  $V_L$  ниже уровня горизонта

$$V_T = \int_0^L S_T(x) dx, \quad (1)$$

здесь  $S_T(x)$  – поперечное сечение надземного участка крытой галереи.

$$V_L = \int_0^L S_L(x) dx, \quad (2)$$

здесь  $S_L(x)$  – поперечное сечение участка гидродинамического лотка крытой галереи, расположенного ниже уровня основания рельсовой дорожки.

Участок объемом  $V_T$  при длине галереи  $L = 600$  м  $R_T = 1,75$  м упрощенно можно представить

$$V_T = \frac{\pi}{2} R_T^2 \cdot L = 2886,336 \text{ м}^3. \quad (3)$$

Объем газа, занимаемый лотком при размерах прямоугольного профиля шириной  $b = 1$  м, глубиной  $h = 1$  м

$$V_L = b \cdot h \cdot L = 600 \text{ м}^3.$$

При заполнении галереи гелием предполагаем, что воздух – более плотный газ, находящийся в тоннеле, будет вытесняться через лоток и выходить наружу в атмосферу. Учитывая высокую стоимость гелия, необходимо выполнить оценки потребного количества гелия для проведения испытания с разной концентрацией воздушно-гелиевой среды, далее провести имитационные численные расчеты с целью определения оптимальной концентрации воздушно-гелиевой среды для достижения максимального эффекта снижения аэродинамического сопротивления и прироста скорости трековой каретки с объектом испытания при фиксированной тяге ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ). Результаты теоретического прогноза в дальнейшем подлежат валидации после построения крытой галереи и проведения огневых технологических запусков монорельсового снаряжения ракетной каретки с измерением вибраций при скорости 830 м/с.

Необходимо подготовить среду в галерее с разным содержанием гелия в смеси с воздухом, начиная от случая с чисто гелиевой средой. Для проведения испытания в тоннеле со 100-процентной гелиевой средой нет необходимости вытеснять воздух гелием из лотка, поскольку рельсовый трек находится выше уровня лотка. С другой стороны, разгон трековой каретки до скорости 2,5 М и вход ее в участок с измененной средой сопряжен с взаимодействием скачков уплотнения вокруг носовой части объекта испытания и скачков, отраженных от поверхности рельсовой дорожки, а также от края лотка, что неизбежно вызовет перемешивание среды и неравномерности параметров среды по высоте сечения галереи. В этой связи целесообразно заблаговременно предусмотреть перемешивание воздуха и гелия. Что касается среды галереи в виде чистого гелия, здесь все проще. Единственно, перед запуском надлежит выполнить хроматографический анализ в различных точках по сечению и длине гелиевого участка.

Полный объем гелиевой галереи составляет примерно 3500 м<sup>3</sup>. Потребная масса гелия для заполнения коридора равна

$$N_{\text{He}} = V_{\Sigma} / \mu_v = 156,11 \text{ кмоль},$$

$$m_{\text{He}} = M \cdot V_{\Sigma} / \mu_v = 624,91 \text{ кг.} \quad (4)$$

Скорость звука в гелиевой среде равна 965 м/с.

При заполнении гелием массой  $m_{\text{He}}$  крытой галереи с атмосферным воздухом, возникнет избыточное давление, определяемое зависимостью

$$p_B + p_{\text{He}} = \frac{m_B}{V_{\Sigma}} R_B \cdot T(K) + \frac{m_{\text{He}}}{V_{\Sigma}} R_{\text{He}} \cdot T(K). \quad (5)$$

При массе 625 кг избыточное суммарное давление равно 2 атм.

По истечении времени давление будет выравниваться с атмосферным, вытесняя воздух из крытого объема. На рис. 1 представлена фотография монорельсовой трековой каретки с модельным объектом испытания.



Рис. 1. Изображение монорельсовой трековой каретки с модельным объектом испытания.  
Состав: передний башмак с кронштейном для крепления модельного объекта испытания; РДТТ;  
задний башмак

Fig. 1. Image of a monorail track sled with a model test object.  
Composition: Front shoe with bracket for fastening a model test object; Solid propellant  
rocket motor; rear shoe

Тяга стартового РДТТ обеспечивает необходимое ускорение для достижения требуемой скорости испытания. При необходимости для увеличения тяги ракетная каретка (рис. 1) может быть скомпонована из двух РДТТ, размещенных в виде поезда из нескольких ступеней ускорителей, соединенных последовательно с головной приборной кареткой [1]. В кронштейнах размещаются элементы автоматики управления и, при необходимости, датчики виброускорений.

В США на базе трека Холломан, имеющего длину 15536 м, создан специальный крытый тоннель для имитации условий разряженной атмосферы, который может заполняться газообразным гелием для снижения аэродинамического сопротивления среды при испытаниях [2; 3]. Длина крытого тоннеля составляет 3353 м, а его диаметр равен 4,67 м.

Целью настоящей работы является численное моделирование газодинамического обтекания 3D-модели подвижного трекового снаряжения в тоннеле, заполненном гелием и смесями гелия с воздухом в различных концентрациях. Расчеты обтекания выполняются разработанной программой с использованием комплекса Flow Vision [4–10], а динамика движения 3D-модели ракетной каретки монорельсового исполнения, разработанной программой, учитывающей

упругую конструкцию подвижного трекового снаряжения, схематизированную пространственным расположением балок [11–13], – с использованием программного комплекса Амесим [14–19]. В обоих случаях присутствует 3D-модель реальной рельсовой дорожки, включая вертикальный и горизонтальный профиль трекового стенда полигона ФКП «ГкНИПАС им. Л. К. Сафронова» и 3D трековой каретки с модельным объектом испытания (ТК-ОИ).

Рассматривается движение системы ТК-ОИ со сверхзвуковой скоростью 846,8 м/с, примерно 2,5М на 0,31 с каретка входит в тоннель, заполненный гелием. Расчетная тяга РДТТ принята 4,3 тн с.

На рис. 2–4 представлены результаты моделирования, где скорость движения объекта представлена в цветовой гамме [13].

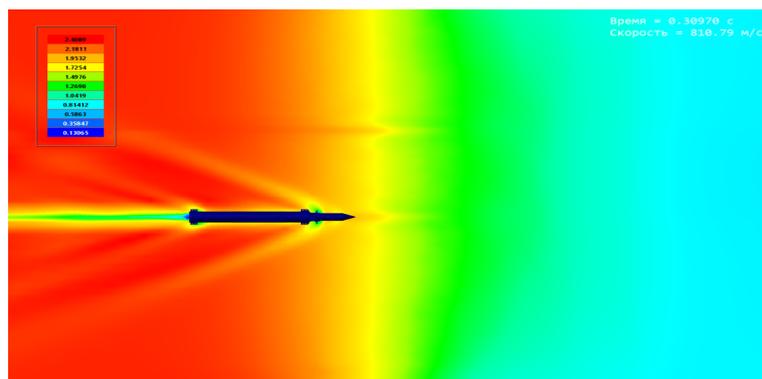


Рис. 2. Изображение обтекания воздушным потоком элементов трековой каретки и объекта испытания перед входом в галерею с гелиевой средой. Вид сверху

Fig. 2. Image of the air flow around the elements of the track carriage and the test object before entering the gallery with a helium environment. View from above

Скачки уплотнения при подходе к границе разделяющей две среды: воздушную и гелиевую. Далее, представлен момент входа ТК-ОИ через границу раздела сред в гелиевый участок. При этом увеличивается угол косых скачков уплотнения при обтекании элементов трековой каретки с объектом испытания при вхождении в гелиевую среду.

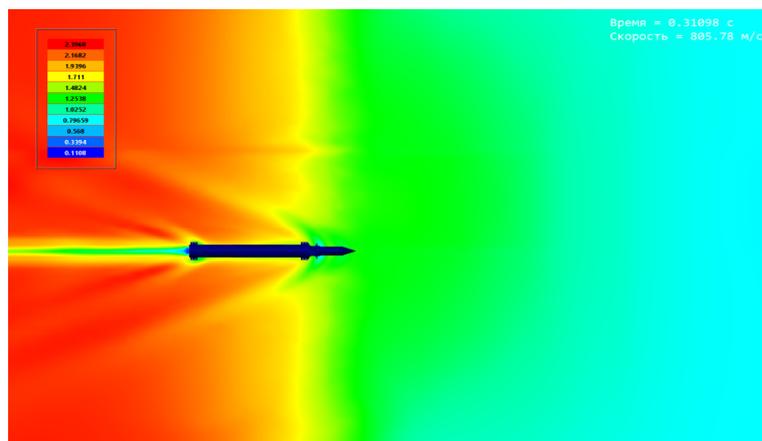


Рис. 3. Распределение скоростей среды на элементах ТК-ОИ при прохождении начального участка с гелиевой средой

Fig. 3. Distribution of medium velocities on the TK-OI elements when passing through the initial section with a helium medium

Из рис. 3 видно, что скачок уплотнения на коническом обтекателе объекта испытания реализуется со скоростью 1,4 М, т. е. значительно меньшей скорости движения самой каретки 2,5 М. Этот парадокс вполне понятен. В гелиевой среде скорость звука при наружной температуре 20 °С примерно 956 м/с, т. е. почти в три раза выше. Число Маха резко уменьшается, а угол Маха возрастает. При прохождении кареткой начального участка с гелиевой средой изменяется геометрия скачков уплотнения в гелиевой среде. Вид представляет собой интерференцию прямых скачков уплотнения с косыми. Меняется физическая картина сверхзвукового обтекания конических тел. Угол косого скачка уплотнения в гелиевой среде на коническом обтекателе увеличивается до 74–75 градусов.

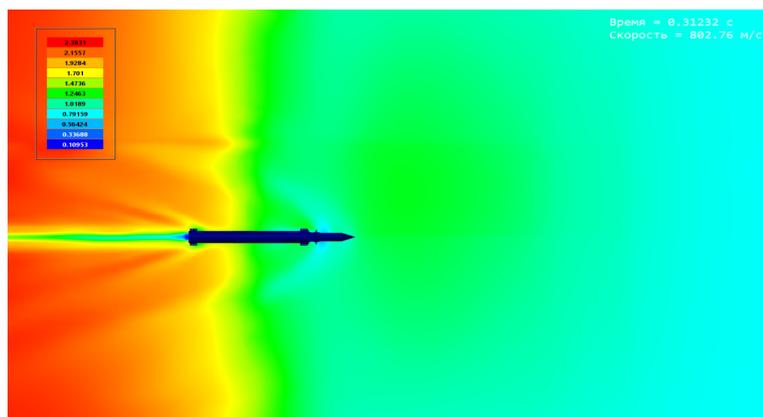


Рис. 4. Картина сверхзвукового обтекания элементов трекового подвижного снаряжения в воздушной и гелиевой среде. Вид сверху

Fig. 4. Picture of supersonic flow around elements of track moving equipment in air and helium. View from

На изображении просматриваются углы Маха в воздушном потоке – острый угол примерно равный 60° и угол больший 75–80° в гелиевой среде. На рис. 5. представлены графики, иллюстрирующие действующие аэродинамические силы по осям X, Y, Z на трековую каретку с объектом испытания при скорости движения 832 м/с.

При движении ТК-ОИ со скоростью 830 м/с подъемная сила, направленная вверх по оси Y, составляет величину порядка 3100 Н. Боковая сила, направленная по оси Z, составляет 600–700 Н. Лобовая сила аэродинамического сопротивления равна 22500 Н. После 0,31 с изделие входит в тоннель с гелиевой атмосферой. При этом конус носовой части пробивает пленку и ТК-ОИ входит в атмосферу с гелием. Следует ударное возмущение с последующим затуханием силового воздействия и аэродинамические силы резко уменьшаются. Так, сила аэродинамического сопротивления уменьшается почти в 10 раз до величины 2600 Н. Однако трековая каретка при входе в участок с гелиевой средой получает возмущение (аналогичное ударному), но с обратным знаком силового воздействия. Возмущение ускорения, полученное из-за ступенчатого провала аэродинамического сопротивления. На переходный процесс одновременно накладываются расчетные колебания, обусловленные счетной численной адаптацией сетки.

Результаты моделирования вхождения трековой каретки монорельсового исполнения в гелиевый участок трека показывают существенность влияния уменьшения аэродинамического сопротивления. Изменяется волновая картина взаимодействия поверхности трекового подвижного снаряжения ТК-ОИ, а именно серия скачков уплотнения изменяет свою конфигурацию. Увеличивается угол конуса Маха, конфигурация головного скачка приобретает вид прямого скачка уплотнения, характерного для меньшей скорости обтекания потоком элементов конструкции. Изменяется волновое сопротивление, пропорциональное произведению плотности среды на скорость звука в данной среде. Изменяется структура пограничного слоя при обтекании

поток конуса головной части и особенно области сопряжения конуса и цилиндра головного обтекателя объекта испытания. Влияние плотности среды в галерее, содержащей разный процентный состав смеси воздуха и гелия, на коэффициент аэродинамического сопротивления динамической системы ТК-ОИ представлено на рис. 6.

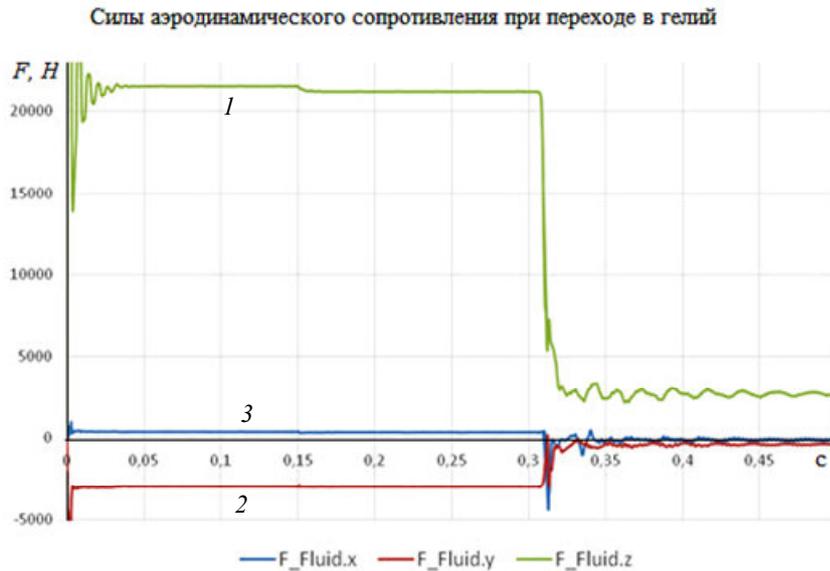


Рис. 5. Графики, иллюстрирующие изменение действующих сил по осям X, Y, Z на поверхность 3D-модели трековой каретки с объектом испытания при вхождении в гелиевый участок трека при скорости 830 м/с: 1 – сила аэродинамического сопротивления по оси X (зеленый цвет); 2 – вертикальная ось Y (красный цвет); 3 – Z на графике отражает поперечную боковую нагрузку (синий цвет). По оси абсцисс время в с

Fig. 5. Graphs illustrating the change in the acting forces along the X, Y, Z axes on the surface of a 3D model of a track sled with a test object when entering the helium section of the track at a speed of 830 m/s: aerodynamic drag force along the X axis – green; Y – (red) vertical axis; Z – on the graph reflects the transverse lateral load (blue color). The x-axis is time in s

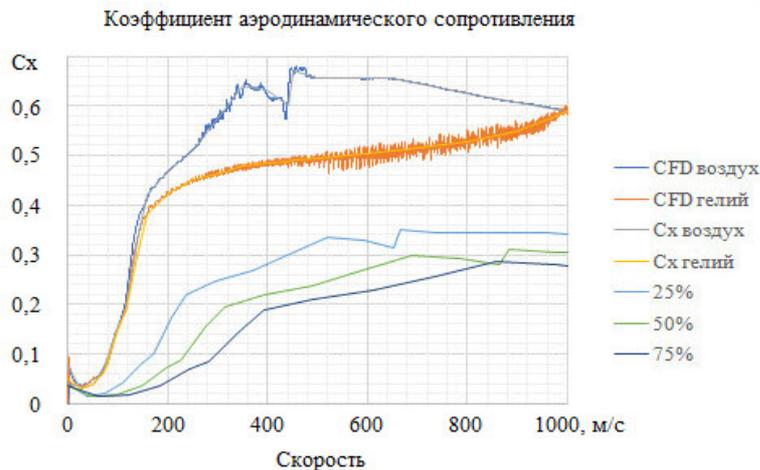


Рис. 6. Графики зависимостей коэффициентов аэродинамического сопротивления от скорости движения трековой каретки при разной концентрации смеси воздуха и гелия

Fig. 6. Graphs of the dependence of aerodynamic drag coefficients on the speed of movement of the track sled at different concentrations of the air and helium

Влияние плотности среды в тоннеле, содержащей разный процентный состав гелия, на величину прироста скорости разгона системы ТК-ОИ отражено на рис. 7.

Из рис. 7 следует, что при разгоне трековой каретки с объектом испытания при рассматриваемой суммарной массе снаряжения и тяге РДТТ, равной 43 кН, достигается скорость 830 м/с, а при смеси воздуха с гелием в равной пропорции 50 % по объему скорость достигается 1000 м/с. В среде из гелия скорость составит уже 1120 м/с.

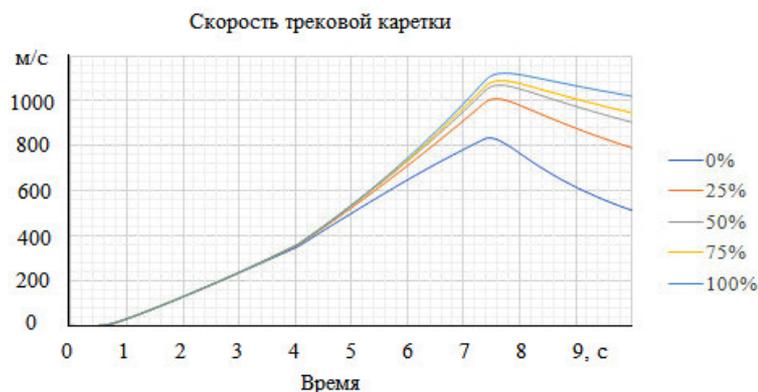


Рис. 7. Влияние процентного содержания воздуха в смеси с гелием в составе среды галереи на величину предельной скорости разгона каретки

Fig. 7. Influence of the percentage of air mixed with helium in the gallery environment on the maximum acceleration speed of the sled

Подъемная сила, действующая на конструкцию ракетной трековой каретки, в случае испытания в воздушной среде на максимальной скорости 800 м/с равна 3200 Н. Величина подъемной силы при испытании важна, поскольку от нее зависят силы трения при скольжении башмаков по контактной поверхности рельса. При добавлении гелия в воздушную среду галереи в соотношении 50 % по объему, подъемная сила на максимальной скорости уменьшается до 2700 Н по сравнению с чисто воздушной средой. Увеличение гелия в смеси до 70 % снижает подъемную силу каретки до 2000 Н. А в галерее, заполненной только гелием, подъемная сила на максимальной скорости 800 м/с падает до 500 Н. Причина нелинейной зависимости влияния гелия в составе смеси с воздухом при малой его концентрации подлежит дальнейшему анализу. Боковая сила, направленная по оси Z, также уменьшается при увеличении концентрации гелия в воздухе в составе среды крытой галереи с 200 Н (среда – воздух) до 90 Н (среда – гелий). Боковая сила возникает от несимметричности рельефа трековой дорожки. При монорельсовых испытаниях трековая каретка располагается на правом рельсе, при этом справа горизонтальный рельеф, а слева находится гидравлический лоток, расположенный ниже уровня горизонта. На рис. 8 представлены расчетные значения силы аэродинамического сопротивления при движении трековой каретки в зависимости от плотности среды в галерее при разном процентном составе гелия в воздухе.

Максимальное значение силы аэродинамического сопротивления воздушной среды составляет 23000 Н в процессе запуска системы ТК-ОИ. При 50 % смеси воздуха с гелием сопротивление среды на максимальной скорости движения каретки снижается до 10000 Н. В чистой среде с гелием сопротивление минимально и равно 6500 Н. Силы трения башмаков о контактирующие поверхности головки рельса также оказываются зависимыми от среды. Так, при чисто воздушной среде их максимальная величина равна –3600 Н, и, напротив, в среде гелия силы трения не превышают –700 Н. Аналогичным образом ведет себя крутящий момент по углу рыскания. Он различен, как и все аэродинамические силы, в процессе движения. Его максимальное значение в воздухе, соответствующее максимальной скорости разгона, равно –20000 Нм, а в гелии менее –5000 Нм. Максимальное значение крутящего момента по углу тангажа в воздухе +2800 Нм, а в гелии не превышает +600 Нм. Расчетные значения виброускорений на переднем и заднем башмаках без учета реальных отклонений рельсового пути от прямолинейности по оси X не превышают 2 м/с<sup>2</sup>. Однако частотный диапазон спектра максимальных значений

виброускорений заднего башмака шире – от 3 до 70 Гц, тогда как у переднего максимальные виброускорения реализуются при частотах от 3 до 40 Гц. Заметим, что первая резонансная частота у башмаков по осям X и Y, определенная испытаниями на вибростенде, равна 3,15 Гц. Влияние плотности среды смеси воздух и гелия на плотность спектра виброускорения башмаков по оси X выделить не представляется возможным, так как все кривые сливаются в одну картину. Также разница практически не различима для плотности спектра виброускорений по оси X корпуса трековой каретки и обтекателя объекта испытания. Расчетный спектр виброускорений по оси Y на башмаках характеризуется резонансами в диапазоне от 3 до 120 Гц, с максимумом на частоте 70 Гц. У переднего башмака резонанс при 15 Гц с наибольшей амплитудой виброускорения, а далее уменьшающиеся пики амплитуд виброперегрузок реализуются при следующих частотах: 26, 47, 75, 98 Гц и др. По оси Y уменьшение плотности среды оранжереи приводит к снижению амплитуд виброперегрузок как на башмаках, так и на корпусе каретки и объекте испытания, т. е. почти в 2,5–3 раза снижает максимумы виброускорений, причем на задней опоре демпфирующий эффект выражен сильнее. Для примера на рис. 9 приведены графики распределения плотности спектров виброускорений по частоте для носового обтекателя по оси Y.

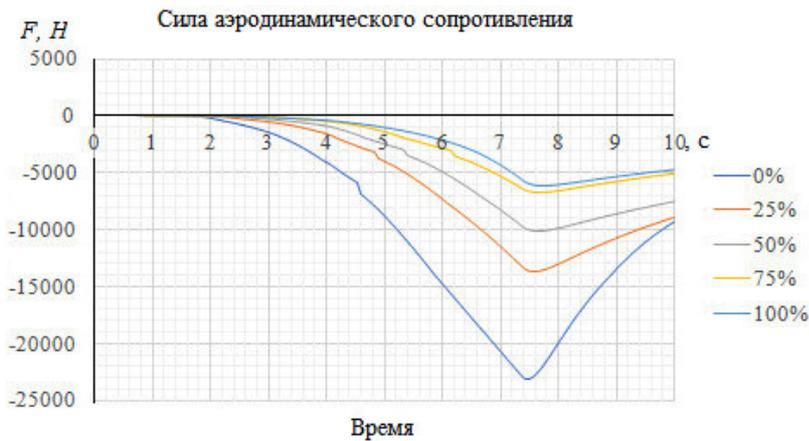


Рис. 8. Графики зависимостей сил аэродинамического сопротивления от объемного содержания гелия в среде галереи при разгоне каретки с объектом испытания

Fig. 8. Graphs of the dependence of aerodynamic drag forces on the volumetric content of helium in the gallery environment during acceleration of the sled with the test object

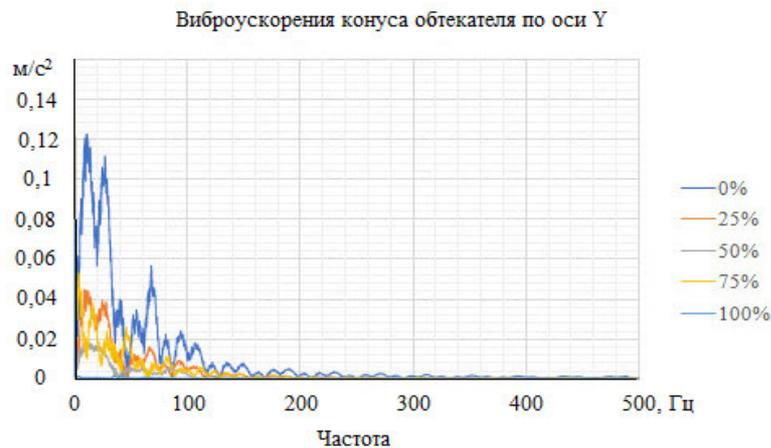


Рис. 9. Зависимости плотности спектра ускорений по оси Y обтекателя объекта испытания

Fig. 9. Dependences of the density of the acceleration spectrum along the Y axis of the fairing of the test object

Плотность спектра виброускорений по вертикальной оси  $Y$  конического обтекателя объекта испытания имеет максимум равный  $0,12 \text{ м/с}^2$  на частоте 5–7 Гц. Далее следуют резонансные пики на следующих частотах 20–25; 47; 76 Гц и т. д. Наибольшие значения виброперегрузок реализуются в среде воздуха, наименьшие – гелия. Виброперегрузки корпуса каретки по оси  $Y$  выражены несколько слабее, чем у обтекателя, а частоты, соответствующие максимальным виброускорениям, смещены в область больших значений частоты, и значимые величины распределены в диапазоне до 250 Гц. Максимальные значения плотности спектра виброускорений  $0,3\text{--}0,35 \text{ м/с}^2$  обтекателя объекта испытания по оси  $Z$  имеют существенно меньший частотный диапазон 25–32 Гц. Влияние плотности и вязкости среды в расчетах выделить не удастся.

Максимальный эффект прироста скорости разгона трековой каретки ожидается в среде гелия. Затраты на обустройство трековой галереи и приобретение необходимой массы гелия можно сократить при выборе рациональной длины галереи по расчетным графикам из рис. 10, при этом достигнув планируемого эффекта приращения максимальной скорости разгона динамической системы ТК-ОИ.

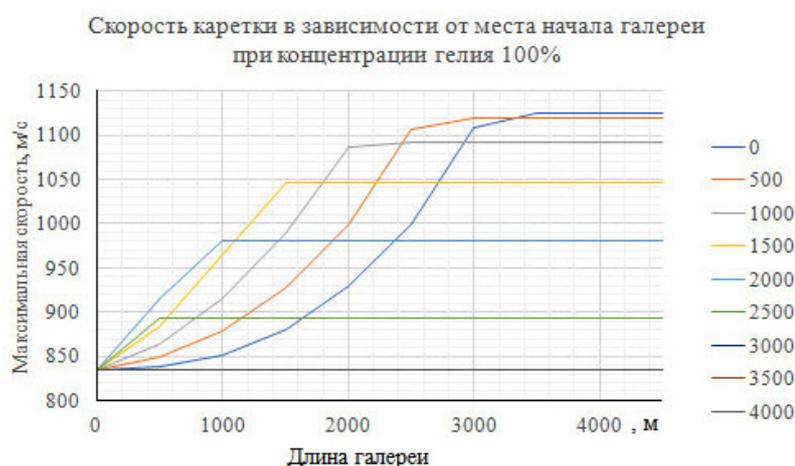


Рис. 10. Графики зависимостей прироста скорости системы ТК-ОИ от длины галереи со средой гелия

Fig. 10. Graphs of the dependence of the speed increase of the TK-OI system on the length of the gallery with a helium medium

### Закключение

Учитывая, высокую стоимость гелия и необходимость его наличия в больших количествах для проведения натурных экспериментов, получены расчетные оценки для выбора длины крытой галереи и ожидаемого прироста скорости разгона динамической системы ТК-ОИ при различных концентрациях гелия. Эффект снижения плотности среды за счет смешения воздуха с гелием в закрытой галерее становится значимым уже при 50 % концентрации гелия. Как вариант, можно рекомендовать проведение экспериментов по валидации полученных расчетных результатов при 50 % концентрации смеси гелия с воздухом в составе среды галереи.

### Библиографические ссылки

1. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Методика определения характеристик вибропрочности конструкции при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Аэрокосмическая техника. 2023. № 72. С. 75–90. Doi: 10.15593/2224-9982/2023.72.06.
2. Rocket Sled. Wikipedia, 2019 [Электронный ресурс]. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket\\_sled](https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_sled) (дата обращения: 18.11.2023);

3. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities: A Review Shilpa Walia / Vikrant Satya, Sandeep Malik, Subhash Chander et al. // Defence Science Journal. 2022. Vol. 72, No. 2. P. 182–194. Doi: 10.14429/dsj.72.17014.
4. Astakhov S. A., Biryukov V. I. Buckling under the action of loading by aerodynamic and inertial forces during ground track tests of aviation equipmen // INCAS BULLETIN. 2021. Vol. 13, Special Issue. P. 5–12. Doi: 10.13111/2066-8201.13.S.1,2021.
5. Моделирование аэродинамического взаимодействия при трековых испытаниях изделий авиационной техники / С. А. Астахов, В. И. Бирюков, С. Ф. Тимушев, А. В. Катаев // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Аэрокосмическая техника. 2023. № 72. С. 5–20. Doi: 10.15593/2224-9982/2023.72.01.
6. Чесноков Ю. Г. Flow Vision. Руководство пользователя. Версия 3.12.04. М. : ТЕСИС, 1999–2021. 1593 с.
7. Wilcox, D. C. Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Inc., 1994. 460 p.
8. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М. : Дрофа, 2003. 840 с.
9. Морозов В. И., Пономарев А. Т., Рысев О. В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М. : Физматлит, 1995. 727с.
10. Bensi M., Golub G. H., Liesen J. Numerical solution of saddle point problems // Acta Numerica. 2006. Vol. 14. P. 1–13.
11. Кузнецов О. А. Динамические нагрузки на самолет. М. : Физматлит, 2008. 264 с.
12. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле : пер. с англ. Л. Г. Корнейчука / под ред. Э. И. Григолюка. М. : Машиностроение, 1985. 472 с.
13. Волны в сплошных средах / А. Г. Горшков, А. Л. Медведский, Л. Н. Рабинский, Д. В. Тарлаковский. М. : Физматлит, 2004. 472 с.
14. Программное обеспечение Siemens PLM. **Siemens Simcenter** Amesim 2020.2.0 (x64) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.siemens.com/global/en/products/simcenter/simcenter>.
15. Астахов С. А., Бирюков В. И., Боровиков Д. А. Алгоритм моделирования вибрационных воздействий при трековых испытаниях авиационной и ракетной техники // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 291–308.
16. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Экспериментальное определение проводимости вибраций элементами конструкции ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 44–63. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-44-63.
17. Random Vibration and Stress Analysis of Fluidization Reactor System / Swetal Patel, Reena R. Trivedi, Bhadrashari Jariwala // International Journal of Latest Technology in Engineering, Management & Applied Science (IJLTEMAS). 2017. No. 8. P. 102–111.
18. Random vibration analysis on installation of an environmental control system component in fighter aircraft / Kishen Karumbaiah B. J., Y. J. Suresh, T. Basava // International Journal of Research in Engineering and Technology. 2015. № 12. P. 57– 62.
19. Features of the Application of Friction Braking in High-Speed Track Tests. S. Astakhov S. Biryukov V., Kataev A. // HSTD 2023, E3S Web of Conferences. 2023. Vol. 446. P. 04004. Doi: 10.1051/e3sconf/202344604004.

## References

1. Astakhov S. A. [Methodology for determining the characteristics of vibration strength of a structure during high-speed track tests of aircraft]. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2023, No. 72, P. 75–90 (In Russ.). Doi: 10.15593/2224-9982/2023.72.06.
2. Rocket Sled. Wikipedia, 2019. Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket\\_sled](https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_sled) (accessed: 18.11.2023).

3. Shilpa Walia , Vikrant Satya, Sandeep Malik et al. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities: A Review. *Defence Science Journal*. 2022, Vol. 72, No. 2, P. 182–194. Doi: 10.14429/dsj.72.17014.
4. Astakhov S. A., Biryukov V. I. Buckling under the action of loading by aerodynamic and inertial forces during ground track tests of aviation equipmen. *INCAS BULLETIN*. 2021, Vol. 13, P. 5–12. Doi: 10.13111/2066-8201.
5. Astakhov S. A., Biryukov V. I., Timushev S. F., Katayev A. V. [Modeling of aerodynamic interaction during track tests of aviation equipment products]. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*. 2023, No. 72, P. 5–20 (In Russ.). Doi: 10.15593/2224-9982/2023.72.01.
6. Chesnokov Yu. G. *Flow Vision. Rukovodstvo polzovatelya* [FlowVision. User manual]. Moscow, TESIS Publ., 1999–2021, 1593 p.
7. Wilcox D. C. Turbulence modeling for CFD, DCW Industries, Inc., 1994, 460 p.
8. Loytsyanskiy L. G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Mechanics of liquid and gas]. Moscow, Drofa Publ., 2003, 840 p.
9. Morozov V. I., Ponomarev A. T., Rysev O. V. *Matematicheskoye modelirovaniye slozhnykh aerouprugikh system* [Mathematical modeling of complex aeroelastic systems]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1995, 727 p.
10. Bensi M., Golub G. H., Liese J. Numerical solution of saddle point problems. *Acta Numerica*. 2006, Vol. 14, P. 1–137.
11. Kuznetsov O. A. *Dinamicheskiye nagruzki na samolet* [Dynamic loads on an aircraft]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 264 p.
12. Timoshenko S. P., Yang D. K., Uiver U. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Fluctuations in engineering]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1985, 472 p.
13. Gorshkov A. G., Medvedskiy A. L., Rabinskiy L. N., Tarlakovskiy D. V. *Volny v sploshnykh sredakh* [Waves in continuous media]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2004, 472 p.
14. Programmnoye obespecheniye Siemens PLM. Siemens Simcenter Amesim 2020.2.0 (x64). Available at: <https://www.siemens.com/global/en/products/simcenter/simcenter>.
15. Astakhov S. A., Biryukov V. I., Borovikov D. A. [Algorithm for modeling vibration effects during track testing of aviation and rocket technology]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 2, P. 291–308 (In Russ.).
16. Astakhov S. A., Biryukov V. I., Katayev A. V. [Experimental determination of vibration conductivity by rocket carriage structural elements during high-speed track tests of aviation equipment]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 44–63 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-44-63.
17. Random Vibration and Stress Analysis of Fluidization Reactor System / Swetal Patel, Reena R. Trivedi, Bhadrash Jariwala. *International Journal of Latest Technology in Engineering, Management & Applied Science (IJLTEMAS)*. 2017, No. 8, P. 102–111.
18. Kishen Karumbaiah B. J., Y. J. Suresh, Basava T. Random vibration analysis on installation of an environmental control system component in fighter aircraft. *International Journal of Research in Engineering and Technology*. 2015, No. 12, P. 57–62.
19. Astakhov S., Biryukov V., Kataev A. [Features of the Application of Friction Braking in High-Speed Track Tests]. *HSTD 2023, E3S Web of Conferences*. 2023, Vol. 446, P. 04004. Doi: 10.1051/e3sconf/202344604004.

© Астахов С. А., 2024

---

**Астахов Сергей Анатольевич** – кандидат технических наук, директор; Федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова» (ФКП «ГкНИПАС им. Л. К. Сафронова»). E-mail: [info@gknipas.ru](mailto:info@gknipas.ru).

**Astakhov Sergey Anatolyevich** – PhD in Technical Sciences, director; Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov. E-mail: [info@gknipas.ru](mailto:info@gknipas.ru).

---

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67

**Для цитирования:** Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при избытке одного из компонентов топлива / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, Д. В. Маслов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 56–67. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67.

**For citation:** Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Maslov D. V. et al. [Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen-hydrogen fuel with an excess of one of the fuel components]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 56–67. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-56-67.

## Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при избытке одного из компонентов топлива

В. А. Беляков<sup>1,2</sup>, Д. О. Василевский<sup>3,4\*</sup>, Д. В. Маслов<sup>5</sup>,  
А. А. Киляшов<sup>6</sup>, Р. В. Ромашко<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

<sup>2</sup>АО Опытно-конструкторское бюро «Кристалл»  
Российская Федерация, 111024, г. Москва, просп. Энтузиастов, 15

<sup>3</sup>АО «Невский Завод»  
Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, просп. Обуховской Обороны, 51

<sup>4</sup>Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова  
Российская Федерация, 192029, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1

<sup>5</sup>АО ГНЦ «Центр Келдыша»  
Российская Федерация, 129301, г. Москва, ул. Онежская, 8

<sup>6</sup>Университет информационных технологий, механики и оптики  
Российская Федерация, 191002, г. Санкт-Петербург, ул. Ломоносова, 9

\*E-mail: zudwa\_dwesti\_dwa@rambler.ru

*Жидкостные газогенераторы (ЖГГ) являются дополнительными огневыми агрегатами в системе питания жидкостных ракетных двигателях (ЖРД). ЖГГ обеспечивают работу агрегатов питания турбонасосного агрегата (ТНА) двигателя путем подачи продуктов сгорания (ПС) на привод турбины.*

*Основными критериями эффективности генераторного газа является комплекс  $(RT)_{\Sigma}$  и термодинамические свойства смеси, зависящие от температуры, давления, степени избытка окислителя и энтальпии топлива, отнесенной к условиям подачи в форсунки ГГ. Изменение параметров генераторного газа приводит к изменению параметров мощности турбины за счет его влияния на адиабатную работу турбины  $L_{ад}$ . В зависимости от рассматриваемой схемы двигателя, ПС ГГ могут совершать работу и в других агрегатах и элементах двигателя, а также оказывать влияние на множество параметров ЖРД. Среди основных можно отметить:*

- *мощность бустерной газовой турбины бустерного турбонасосного агрегата (БТНА) в случае отбора генераторного газа после ГГ или турбогаза после основной турбины;*
- *температура подогрева хладагента в теплообменном аппарате, введенном в ГГ;*
- *удельный импульс жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ), зависящий от количества и свойств турбогаза, поступающего в выхлопной патрубков двигателя (для схемы двигателя без дожигания генераторного газа);*
- *смесеобразование в камере сгорания (КС) за счет дожигания турбогаза, поступающего после турбины в камеру двигателя (для схемы двигателя с дожиганием генераторного газа);*
- *параметры огневой стенки двигателя в случае применения высокотемпературной газовой завесы путем вдува генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла.*

Для множества пар топлив при горении в ГГ характерна неравновесность ПС (особенно в углеводородных топливах). В связи с тем, что ПС при горении кислородно-водородной смеси в силу простоты реакции успевают сформироваться при пребывании в ГГ (т. е. время химического равновесия ПС меньше или равно времени пребывания в ГГ), их термодинамические параметры возможно достоверно определять с помощью программ, моделирующих реакции химического равновесия.

В данной статье исследован вопрос получения достоверных результатов термодинамических расчетов генераторного газа при низком и высоком коэффициентах избытка окислителя. Проведена верификация параметров, полученных в программах «Астра» и Rocket Propulsion Analysis с расчетными значениями. Определена наиболее подходящая программа для выполнения инженерных расчетов и моделирования термодинамики жидкостных газогенераторов.

Ключевые слова: газогенератор ЖРД, термодинамические параметры ЖГГ, кислородно-водородное топливо, равновесный состав продуктов сгорания.

## Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen-hydrogen fuel with an excess of one of the fuel components

V. A. Belyakov<sup>1, 2</sup>, D. O. Vasilevsky<sup>3, 4\*</sup>, D. V. Maslov<sup>5</sup>,  
A. A. Kuleshov<sup>6</sup>, R. V. Romashko<sup>1, 2</sup>

<sup>1</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University)  
4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

<sup>2</sup>Experimental Design Bureau “Crystal”  
15, Enthusiasts Av., Moscow, 111024, Russian Federation

<sup>3</sup>Nevsky Plant  
51, Obukhov Defense Av., Saint Petersburg, 190005, Russian Federation

<sup>4</sup>Baltic State Technical University “Voenmeh” named after D. F. Ustinov  
1, 1st Krasnoarmeyskaya St., Saint Petersburg, 192029, Russian Federation

<sup>5</sup>State Scientific Center “Keldysh Center”

8, Onezhskaya St., Moscow, 129301, Russian Federation

<sup>6</sup>University of Information Technologies, Mechanics and Optics  
9, Lomonosova St., Saint Petersburg, 191002, Russian Federation

\*E-mail: zudwa\_dwesi\_dwa@rambler.ru

*Liquid gas generators (LGG) are additional firing units in the power system of liquid rocket engines (LPRE). The LGG ensure the operation of the power units of the turbopump unit (TPU) of the engine by feeding combustion products (CP) to the turbine drive.*

*The main criteria for the efficiency of the generator gas is the complex (RT)gg and the thermodynamic properties of the mixture, depending on temperature, pressure, the degree of excess of the oxidizer and the enthalpy of the fuel, attributed to the conditions of supply to the nozzles of the GG. Changing the parameters of the generator gas leads to a change in the turbine power parameters due to its effect on the adiabatic operation of the Lard turbine. Depending on the engine circuit under consideration, CP GG can perform work in other units and elements of the engine, as well as influence many parameters of the LPRE. Among the main ones can be noted:*

- *the power of the booster gas turbine of the booster turbopump unit (BTPU) in the case of the selection of the generator gas after the GG or turbogas after the main turbine;*
- *the temperature of heating the refrigerant in the heat exchanger introduced in the GG;*
- *specific impulse of a liquid rocket propulsion system (LRPS), depending on the quantity and properties of the turbogas entering the exhaust pipe of the engine (for the engine circuit without afterburning the generator gas);*
- *mixing in the combustion chamber (CC) due to afterburning of turbogas entering the engine chamber after the turbine (for the engine circuit with afterburning of generator gas);*
- *parameters of the firing wall of the engine in the case of using a high-temperature gas curtain by blowing generator gas into the supersonic part of the nozzle.*

*For many pairs of fuel during combustion in GG, the nonequilibrium of combustion products is characteristic (especially in hydrocarbon fuels). Due to the fact that the combustion products (CP) during the combustion of an oxygen-hydrogen mixture, due to the simplicity of the reaction, have time to form while staying in the GG (i.e., the time of chemical equilibrium of the CP is less than or equal to the time of stay in the GG), their thermodynamic parameters can be reliably determined using programs that simulate chemical equilibrium reactions.*

*In this article, the issue of obtaining reliable results of thermodynamic calculations of generator gas at low and high coefficients of oxidant excess is investigated. Verification of parameters obtained in the programs "Astra" and "Rocket Propulsion Analysis" with calculated values was carried out. The most suitable program for performing engineering calculations and modeling the thermodynamics of liquid gas generators has been determined.*

*Keywords: LPRE gas generator, thermodynamic parameters of the of the LGG, oxygen-hydrogen fuel, equilibrium composition of combustion products.*

## **Введение**

В ближайшие десятилетия задачей многих стран является достижение углеродной нейтральности. Несмотря на низкий процент загрязнения атмосферы от запусков ракет-носителей по сравнению с выбросами загрязняющих веществ промышленными предприятиями, на ракетостроительную отрасль накладываются некоторые ограничения, вынуждающие её становиться экологичнее.

Одним из главных инструментов по достижению углеродной нейтральности является альтернативная энергетика, перспективным топливом которой является водород благодаря своей химической кинетике [1]. Так, еще в прошлом веке водород в паре с кислородом был успешно использован в качестве топлива ЖРД [2; 3]. Разработанные в Советском Союзе ЖРД [4], работающие на топливной паре кислород – водород, не могут конкурировать с современными двигателями по показателям эффективности [5].

Следуя трендам экологичности [6] и учитывая высокую энергетику водорода, встает вопрос о проектировании новых [7] или модификации имеющихся ЖРД, работающих на данном топливе [8]. При этом большинство современных ЖРДУ имеют в своем составе ЖГГ, в котором на основе экзотермических процессов разложения или горения соответствующих веществ происходит выработка генераторного газа со сравнительно низкой температурой порядка 500–1300 К [9]. Наличие в схеме двигателя газогенератора позволяет осуществлять дросселирование путем регулирования соотношения компонентов топлива в ГГ [10], таким образом происходит изменение термодинамических параметров газа, который приводит в действие турбину ТНА.

Особенностью рабочего процесса ЖГГ является протекание рабочего процесса с малым подводом тепловой энергии к топливу. За счёт этого химические реакции протекают более медленно, чем в камере ЖРД [11]. Вследствие этого возможны появления высокотемпературных жгутов [12], которые характеризуются увеличенными температурами с неупорядоченным составом компонентов топлива [13], наличие которых оказывает негативное воздействие на лопатки турбины [14]. Соответственно состав продуктов сгорания получается неравновесным. При этом современные программы анализа термодинамических параметров продуктов сгорания (такие как RPA и Астра) позволяют проводить расчеты только при равновесном составе. Исходя из этого, встает вопрос о получении достоверных значений параметров генераторного газа, ответить на который возможно путем создания математических моделей [15], учитывающих неравновесность состава [16].

Применение топливной пары кислород-водород должно позволить избежать процедуры создания математических моделей благодаря меньшему количеству химических реакций, протекающих в процессе горения. В связи с этим необходимо произвести верификацию расчетных значений термодинамических параметров генераторного газа и данных, полученных в программах определения характеристик равновесия.

Применение кислорода и водорода в качестве компонентов топлива ЖРД позволяет добиться высоких значений удельного импульса тяги (УИТ). При этом появляется возможность использовать данные двигатели в составе многоцветных ракетно-космических систем [17].

Преимуществом восстановительных (ВГГ) и окислительных (ОГГ) ЖГГ на кислород-водородных компонентах топлива является химическая кинетика самого топлива, позволяющая приводить турбины и достигать высоких значений адиабатной работы при достаточно низком или высоком коэффициенте избытка окислителя (КИО). Вместе с этим ПС дают высокую работоспособность газа, а также достаточную сходимостью экспериментальных данных с термодинамическим расчётом [18].

### Расчёт термодинамических параметров смеси ЖГГ на кислород-водородном топливе

Расчёт термодинамических параметров генераторного газа проводился в программах Rocket Propulsion Analysis (RPA) и «Астра». Данные программы позволяют получать свойства продуктов сгорания при равновесном составе газа.

Программа «Астра» создана в Московском государственном техническом университете им. Н. Э. Баумана и предназначена для определения характеристик равновесия, фазового и химического состава произвольных систем, в том числе для термодинамического расчёта ЖРД [19].

RPA является многоплатформенным инструментом анализа, предназначенным для использования в концептуальном и предварительном проектировании химических ракетных двигателей [20]. RPA использует расширяемую библиотеку химических веществ, основанную на термодинамической базе данных НАСА и термодинамической базе данных Л. В. Гурвича, которая включает данные по многочисленным видам горючих и окислителей.

В табл. 1 [9] представлены термодинамические параметры окислительного генераторного газа [21], соответствующие равновесному составу и не учитывающие реального рабочего процесса.

В табл. 2 приведены рассчитанные значения восстановительного генераторного газа.

Сравнение рассчитанных параметров генераторного газа в программах «Астра» и RPA со значениями из табл. 1 и 2 проводилось по следующим параметрам:  $R$  – газовая постоянная;  $T$  – температура в ГГ;  $k$  – показатель изоэнтропы расширения, соответствующий степени расширения газа;  $C^*$  – характеристическая скорость.

Таблица 1

Параметры окислительного генераторного газа кислород-водородного топлива

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	α <sub>гг</sub>							
		8	9	10	11	13	14	15	16
10...25	T, К	1449	1313	1199	1103	945	881	824	773
	R, Дж/(Кг·К)	287,9	284,8	282,3	280,3	277,2	275,9	274,9	274
	κ <sub>кр</sub>	1,282	1,29	1,297	1,304	1,317	1,323	1,328	1,334
	C*, м/с	974	920	873	833	764	735	709	684

Таблица 2

Химический состав и параметры восстановительного генераторного газа кислород-водородного топлива

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	α <sub>гг</sub>							
		0,07	0,08	0,09	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18
0,1...50	mH <sub>2</sub> O	0,402	0,435	0,467	0,496	0,545	0,593	0,639	0,662
	mH <sub>2</sub>	0,598	0,565	0,533	0,504	0,455	0,407	0,361	0,338
	R, Дж/(Кг·К)	2665	2540	2415	2313	2131	1954	1868	1698
0,1	T, К	553	631	709	785	935	1081	1220	1355
	κ <sub>кр</sub>	1,389	1,382	1,379	1,375	1,36	1,35	1,331	1,321
	κ <sub>100</sub>	1,407	1,402	1,401	1,399	1,388	1,38	1,363	1,355

Р <sub>гг</sub> , МПа	Параметр	$\alpha_{гг}$							
		0,07	0,08	0,09	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18
10	T, К	564	642	720	797	948	1094	1234	1369
	$\kappa_{кр}$	1,393	1,386	1,381	1,377	1,361	1,349	1,331	1,321
	$\kappa_{100}$	1,41	1,405	1,402	1,4	1,386	1,376	1,36	1,352
50	T, К	606	686	766	847	999	1148	1290	1427
	$\kappa_{кр}$	1,392	1,385	1,379	1,373	1,358	1,341	1,327	1,314
	$\kappa_{100}$	1,408	1,403	1,399	1,395	1,382	1,367	1,355	1,344

Опираясь на значения КИО для работы двухкомпонентных ОГГ и ВГГ по данным табл. 1, 2 расчёты проводились в диапазонах  $0,07 \leq \alpha \leq 0,18$  и  $8 \leq \alpha \leq 16$ .

**Сравнение результатов расчётов термодинамических параметров смеси ВГГ в программах RPA и «Астра»**

При анализе результатов расчета массовых долей, полученных в программе «Астра», была подтверждена сходимость данных со средней погрешностью не более 0,54 % (рис. 1). В то время как значения, полученные в RPA (рис. 2), имеют среднюю погрешность не более 0,69 %.

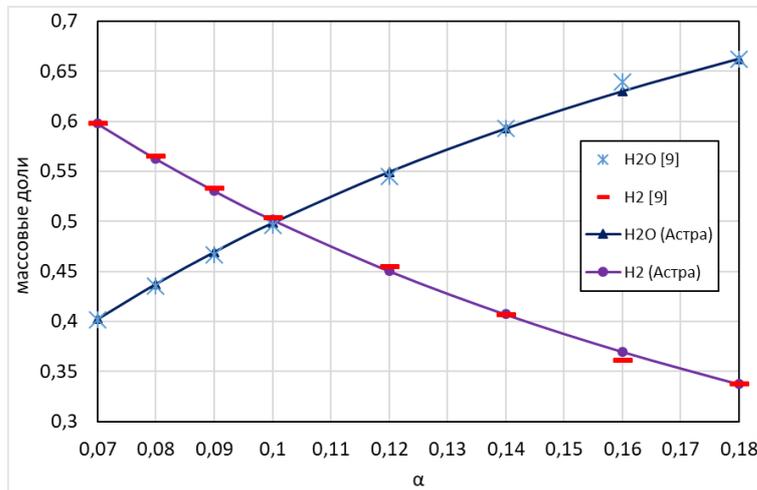


Рис. 1. Химический состав генераторного газа при низких КИО, полученный в программе «Астра»

Fig. 1. Chemical composition of generator gas at low COE obtained in the Astra program

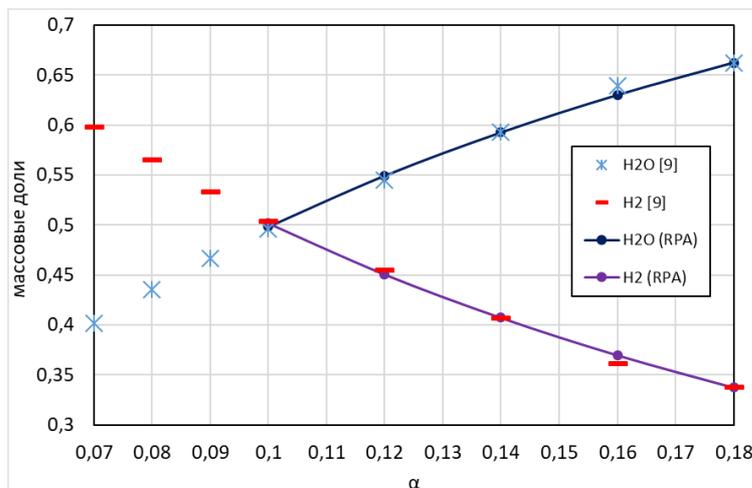


Рис. 2. Химический состав генераторного газа при низких КИО (RPA)

Fig. 2. Chemical composition of generator gas at low COE (RPA)

На рис. 3 представлена зависимость газовой постоянной  $R$  от коэффициента избытка окислителя, которая не соответствует расчетным значениям на 0,7 и 1,3 % в программах «Астра» и RPA соответственно.

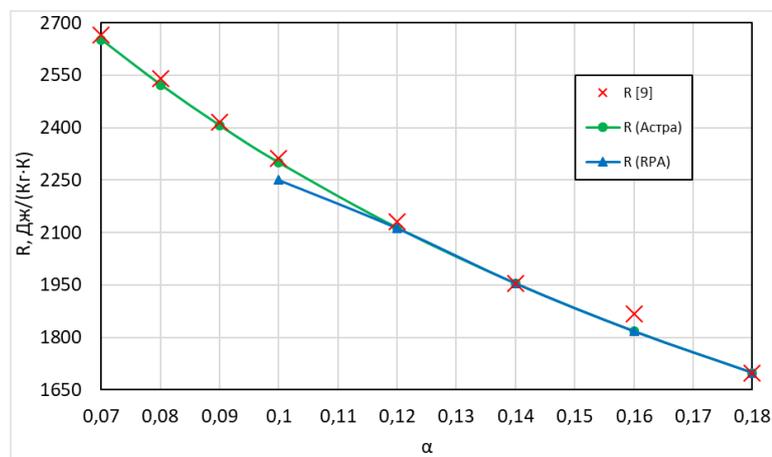


Рис. 3. Значения газовой постоянной при низких КИО

Fig. 3. Values of the gas constant at low COE

При давлениях 0,1 и 10 МПа (рис. 4) значения температур были получены со средней погрешностью не более 0,5 %. Температуры, полученные при давлении 50 МПа, отличаются от расчетных температур на 6 % в обеих программах.

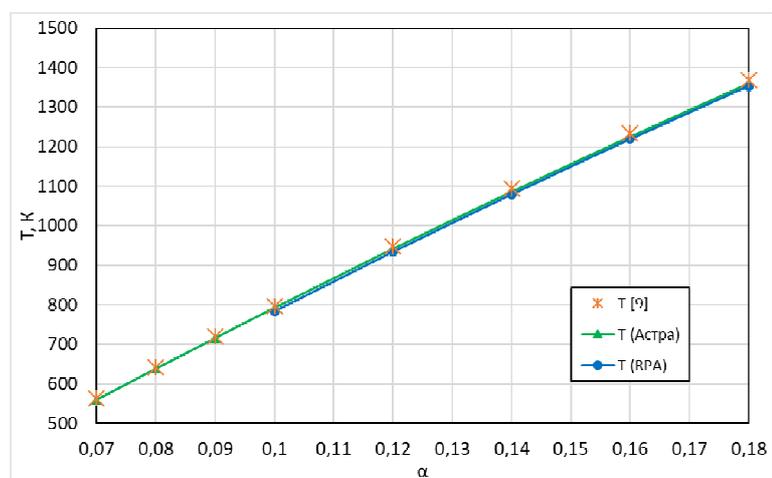


Рис. 4. Температуры генераторного газа при давлении 10 МПа и низких КИО

Fig. 4. Generator gas temperatures at a pressure of 10 MPa and low COE

На рис. 5 представлены полученные в программе RPA и Astra значения показателя изоэнтропы расширения, соответствующего критическому перепаду давлений ( $\gamma_{г/ра} = 2$ ). При анализе величин было выявлено, что они имеют близкую сходимость (не более 0,57 %) с расчетными данными.

Значения показателя изоэнтропы расширения  $k_{100}$ , полученные в RPA, имеют несоответствие расчетным данным 10 %, а результаты, полученные по программе ASTRA – M, показывают качественную сходимость (рис. 6). Средняя погрешность термодинамических расчётов приведена в табл. 3.

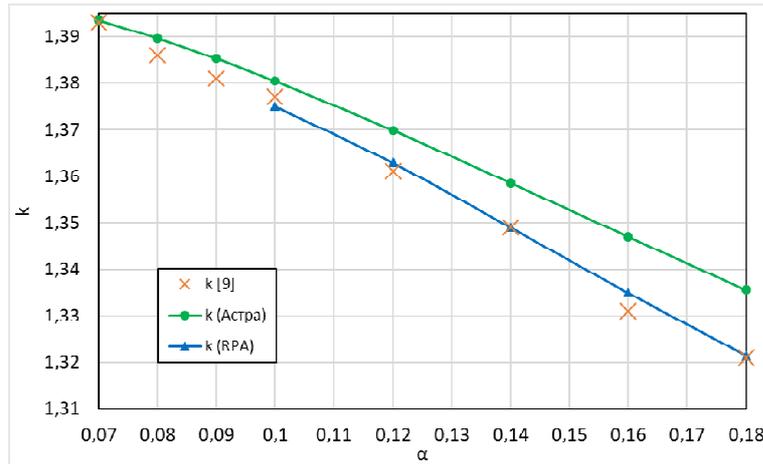


Рис. 5. Показатель изоэнтропы расширения при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

Fig. 5. Isentropy of expansion at a pressure in GG of 10 MPa and low COE

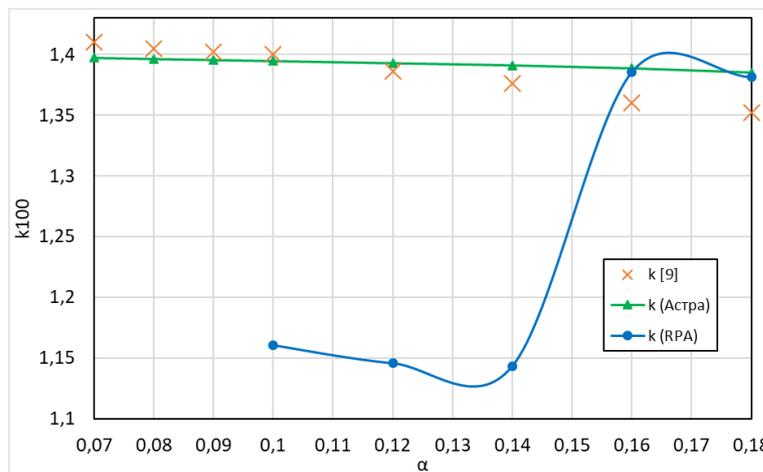


Рис. 6. k100 при давлении в ГТ 10 МПа и низких КИО

Fig. 6. k100 at a pressure in GG of 10 MPa and low COE

Таблица 3

Средняя погрешность относительно рассчитанных значений восстановительного генераторного газа

Параметр	Погрешность, %	
	Астра	RPA
$m_{H_2O}$	0,47	0,55
$m_{H_2}$	0,61	0,82
R	0,7	1,3
T	2,51	2,60
$K_{кр}$	0,69	0,23
k100	1,04	9,54

### Сравнение результатов расчётов термодинамических параметров смеси ОГГ в программах RPA и «Астра»

На рис. 7–9 приведены графики зависимостей газовой постоянной, температуры, характеристической скорости от коэффициента избытка окислителя. Зависимости получены для окислительного генераторного газа в диапазоне давлении в газогенераторе 10–25 МПа. Результаты термодинамического расчёта, проведённого в программах «Астра» и RPA, показывают доста-

точную сходимость с расчетными значениями (табл. 4). Максимальная погрешность параметров составляет не более 0,21 %.

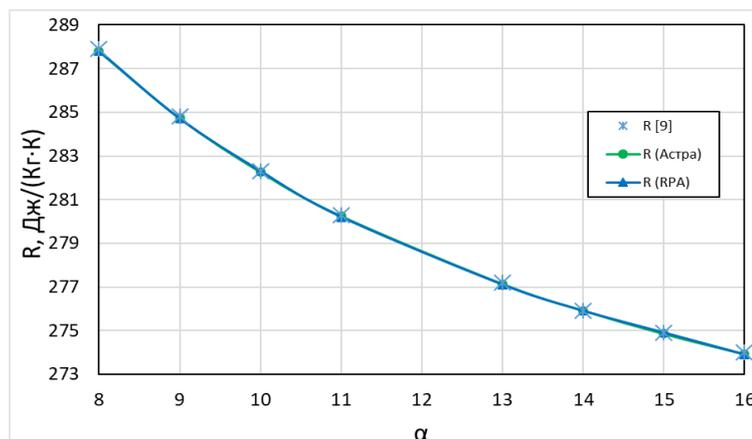


Рис. 7. Значения газовой постоянной при высоких КИО

Fig. 7. Values of the gas constant at high COE

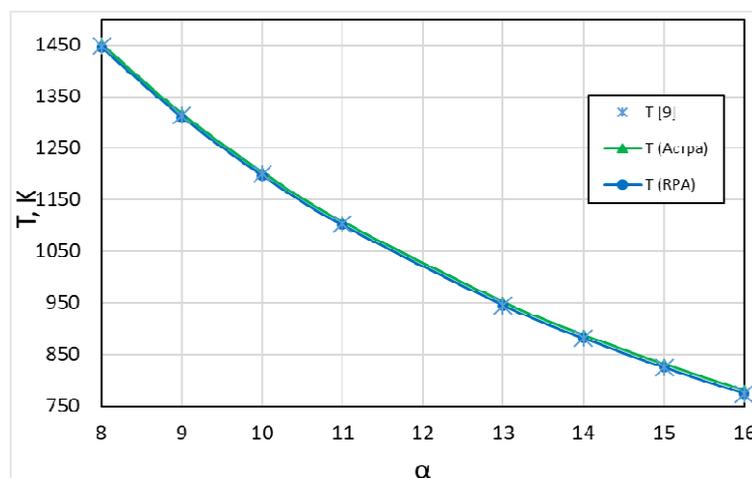


Рис. 8. Температуры генераторного газа при давлениях 10–25 МПа и высоких КИО

Fig. 8. Generator gas temperatures at pressures of 10.25 MPa and high COE

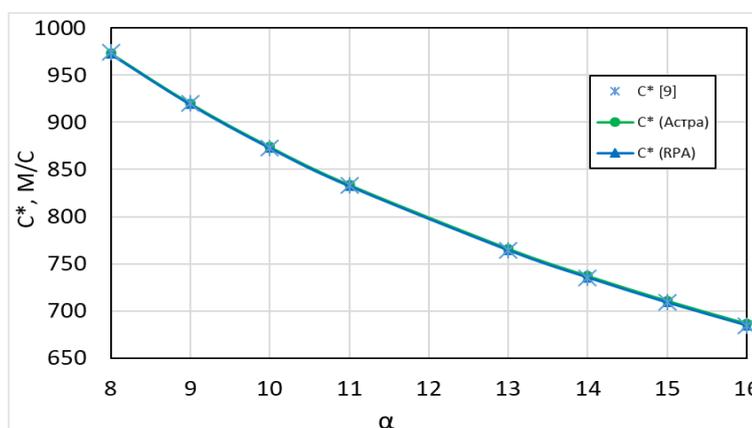


Рис. 9. Зависимость характеристической скорости от КИО

Fig. 9. Dependence of the characteristic velocity on the COE

Таблица 4

## Средняя погрешность относительно рассчитанных значений окислительного генераторного газа

Параметр	Погрешность, %	
	Астра	RPA
T	0,59	0,10
R	0,02	0,02
$K_{кр}$	0,04	0,09
$C^*$	0,18	0,03

**Заключение**

Верификация параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при низких и высоких КИО позволила установить, что большинство значений, полученных в программе «Астра», обладают лучшей сходимостью с расчетными данными при низких КИО и на 0,15 % уступает программе RPA при высоких КИО. Недостатком программы «Астра» является невозможность получить массовые доли и требование дополнительного пересчета из других долей.

Значения термодинамических параметров генераторного газа, полученных в программе RPA, также имеют достаточную сходимость. К недостаткам RPA можно отнести невозможность провести расчёт при КИО равном меньше 0,1.

В результате выявлено, что обе программы могут быть использованы для инженерных расчетов и моделирования термодинамики ЖТГ. Удалось подтвердить достаточную сходимость расчетов термодинамических параметров восстановительных и окислительных газогенераторов на кислород-водородном топливе значениям из расчетов, учитывающих неравновесность состава генераторного газа [22].

**Библиографические ссылки**

1. Chen Jin., Jinyu Xiao., Jinming Hou. Cross-regional electricity and hydrogen deployment research based on coordinated optimization // Energy Reports. 2022. Vol. 8. P. 13900–13913.
2. Galeev A. G. Review of engineering solutions applicable in tests of liquid rocket engines and propulsion systems employing hydrogen as a fuel and relevant safety assurance aspects // International Journal of Hydrogen Energy. 2017. Vol. 42, Iss. 32. P. 25037–25047.
3. Ленский А. Б., Черемных О. Я., Лавренченко Г. К. Жидкие кислород и водород: от ракеты Циолковского до ракетно-космического комплекса «Энергия-Буран» // Технические газы. 2013. № 5. С. 3–14.
4. Пригожин В. И., Коваль А. И., Савич А. Р. Опыт применения водорода в ОАО КБХА при проведении испытаний жидкостных ракетных двигателей, их агрегатов и энергоустановок // Альтернативная энергетика и экология. 2008. № 3 (59). С. 87–94.
5. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методом оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. 2017. Т. 24, № 3. С. 23–33.
6. Галкина Е. Е., Дайнов М. И., Метечко Л. Б. Экономическая эффективность системы менеджмента безопасности труда и охраны здоровья на предприятиях авиастроения // Вестник МАИ. 2017. Т. 24, № 1. С. 218–225.
7. Боровик И. Н. Формирование технического облика жидкостной ракетной двигательной установки многоорбитального межорбитального транспортного аппарата // Вестник МАИ. 2011. Т. 18, № 2. С. 98–107.
8. Демонстратор двухступенчатой многоорбитальной транспортной космической системы с использованием жидкостных ракетных двигателей и гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя / Козлов А. А., Аврашков В. Н., Боровик И. Н. и др. // Вестник МАИ. 2016. Т. 23, № 2. С. 62–70.

9. Березанская Е. Л., Курпатенков В. Д., Шутов Н. В. Газогенераторы жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 1982. 56 с.
10. Аунг К. М., Коломенцев А. И., Мартиросов Д. С. Математическое моделирование регулятора расхода жидкостного ракетного двигателя во временной и частотной областях // Вестник МАИ. 2021. Т. 28, № 1. С. 96–106. Doi: 10.34759/vst-2021-1-96-106.
11. Чубенко Т. А., Максимов А. Д. Исследование процесса течения рабочего тела в камере жидкостного ракетного двигателя при различных моделях горения топливной пары «кислород-водород» // XLVII Гагаринские чтения 2021 : сб. тез. работ XLVII Междунар. молодёжной науч. конф. (20–23 апреля 2021, г. Москва). М. : Перо, 2021. С. 193–194.
12. Пономарев А. А., Пономарев Н. Б. Исследование потерь удельного импульса тяги из-за неоднородностей состава продуктов сгорания // Вестник МАИ. 2010. Т. 17, № 6. С. 66–71.
13. Бирюков В. И., Кочетков Ю. М., Зенин Е. С. Определение потерь удельного импульса тяги из-за химической неравновесности в энергоустановках летательных аппаратов // Вестник МАИ. 2017. Т. 24, № 2. С. 42–49.
14. Расчёт и конструирование агрегатов ЖРД / Гуртовой А. А., Иванов А. В., Скоморохов Г. И. и др. Воронеж : ВГТУ. 2016. 166 с.
15. Численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания жидкостных ракетных двигателей с дожиганием генераторного газа при сверхкритических параметрах / Бачев Н. Л., Матюнин О. О., Козлов А. А. и др. // Вестник МАИ. 2011. Т. 18, № 2. С. 108–116.
16. Гидаспов В. Ю., Москаленко О. А., Пирумов У. Г. Численное моделирование стационарных волн горения и детонации в керосино-воздушной горючей смеси // Вестник МАИ. 2014. Т. 21, № 1. С. 169–177.
17. Развитие концепции многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
18. Daniel Lozano-Martin., Alejandro Moreau., Cesar R. Chamorro Thermophysical properties of hydrogen mixtures relevant for the development of the hydrogen economy: Review of available experimental data and thermodynamic models // Renewable Energy. 2022. Vol. 198. P. 1398–1429.
19. Трусов Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах [Электронный ресурс]. URL: [www.lpre.de/resources/software/astra4.txt](http://www.lpre.de/resources/software/astra4.txt) (дата обращения: 09.10.2023).
20. Жежера С. А. Федченко С. А. Анализ методик термодинамического расчета жидкостных ракетных двигателей // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф., посвященной Дню космонавтики: (12–16 апреля 2021 г., г. Красноярск) в 3 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. ун-т науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 201–203.
21. Моделирование и верификация параметров рабочего процесса в газогенераторах наддува топливных баков жидкостных ракетных двигательных установок / М. Л. Шелудько, В. П. Назаров, К. О. Зенюк, Л. П. Назарова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 520–530. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.
22. Василевский Д. О. Верификация термодинамических параметров смеси генераторного газа на кислород-водородном топливе при высоком и низком избытке одного из компонентов топлива // Математическое моделирование : тез. II Междунар. конф. (21–22 июля 2021 г.). М. : Перо, 2021. С. 13–14.

## References

1. Chen Jin., Jinyu Xiao., Jinming Hou. Cross-regional electricity and hydrogen deployment research based on coordinated optimization. *Energy Reports*, 2022, Vol. 8, P. 13900–13913.
2. Galeev A. G. Review of engineering solutions applicable in tests of liquid rocket engines and propulsion systems employing hydrogen as a fuel and relevant safety assurance aspects. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, Vol. 42, Iss. 32, P. 25037–25047.

3. Lenskij A. B., Cheremnyh O. Ya., Lavrenchenko G. K. [Liquid oxygen and hydrogen: from the Tsiolkovsky rocket to the Energia-Buran rocket and space complex]. *Technical gases*. 2013, No. 5, P. 3–14 (In Russ.).
4. Prigozhin V. I., Koval' A. I., Savich A. R. [The experience of using hydrogen in KBHA OJSC during testing of liquid rocket engines, their aggregates and power plants]. *International Scientific Journal Alternative Energy and Ecology*. 2008, No. 3, P. 87–94 (In Russ.).
5. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomencev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid rocket engines of upper stages by optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33 (In Russ.).
6. Galkina E. E., Dajnov M. I., Metechko L. B. [Economic efficiency of the occupational safety and health management system at aircraft manufacturing enterprises]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 1, P. 218–225 (In Russ.).
7. Borovik I. N. [Formation of the technical appearance of a liquid rocket propulsion system of a reusable interorbital transport vehicle]. *Vestnik MAI*. 2011, Vol. 18, No. 2, P. 98–107 (In Russ.).
8. Kozlov A. A., Avrashkov V. N., Borovik I. N. et al. [Demonstrator of a two-stage reusable space transport system using liquid rocket engines and a hypersonic ramjet engine]. *Vestnik MAI*. 2016, Vol. 23, No. 2, P. 62–70 (In Russ.).
9. Berezanskaya E. L., Kurpatenkov V. D., SHutov N. V. *Gazogeneratory zhidkostnyh raketnyh dvigateley* [Gas generators of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 1982, 56 p.
10. Aung K. M., Kolomencev A. I., Martirosov D. S. [Mathematical modeling of a liquid rocket engine flow regulator in the time and frequency domains]. *Vestnik MAI*. 2021, Vol. 28, No. 1, P. 96–106 (In Russ.). Doi: 10.34759/vst-2021-1-96-106.
11. Chubenko T. A., Maksimov A. D. [Investigation of the working fluid flow process in the chamber of a liquid rocket engine under various models of combustion of the oxygen-hydrogen fuel pair]. *Sbornik tezisov rabot XLVII Mezhdunarodnoj molodyozhnoj nauchnoj konferencii "Gagarinskie chteniya"* [Collection of abstracts of the XLVII International Youth Scientific Conference "Gagarin Readings"]. Moscow, 2021, P. 193–194 (In Russ.).
12. Ponomarev A. A., Ponomarev N. B. [Investigation of specific thrust impulse losses due to inhomogeneities in the composition of combustion products]. *Vestnik MAI*. 2010, Vol. 17, No. 6, P. 66–71 (In Russ.).
13. Biryukov V. I., Kochetkov Yu. M., Zenin E. S. [Determination of specific thrust impulse losses due to chemical disequilibrium in aircraft power plants]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 2, P. 42–49 (In Russ.).
14. Gurtovoj A. A., Ivanov A. V., Skomorohov G. I. et al. *Raschyot i konstruirovaniye agregatov ZHRD* [Calculation and design of LPRE units]. Voronezh, VGTU Publ., 2016, 166 p.
15. Bachev N. L., Matyunin O. O., Kozlov A. A. et al. [Numerical simulation of the working process in the combustion chamber of liquid rocket engines with afterburning of generator gas at supercritical parameters]. *Vestnik MAI*. 2011, Vol. 18, No. 2, P. 108–116 (In Russ.).
16. Gidasov V. Yu., Moskalenko O. A., Pirumov U. G. [Numerical simulation of stationary combustion and detonation waves in kerosene-air combustible mixture]. *Vestnik MAI*. 2014, Vol. 21, No. 1, P. 169–177 (In Russ.).
17. Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. [Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
18. Daniel Lozano-Martin., Alejandro Moreau., Cesar R. Chamorro Thermophysical properties of hydrogen mixtures relevant for the development of the hydrogen economy: Review of available experimental data and thermodynamic models. *Renewable Energy*. 2022, Vol. 198, P. 1398–1429.
19. Trusov B. G. Modeling of chemical and phase equilibria at high temperatures. Available at: [www.lpre.de/resources/software/astra4.txt](http://www.lpre.de/resources/software/astra4.txt) (accessed 9.10.2023).

20. Zhezhera S. A. Fedchenko S.A. [Analysis method of thermodynamic calculation of liquid rocket engines]. *Materialy VII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii, posvyashchennoy Dnyu kosmonavtiki "Aktual'nye problemy aviacii i kosmonavtiki"* [Materials of the VII International Scientific and Practical Conference dedicated to the Cosmonautics Day "Actual problems of aviation and Cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2021, P. 201–203 (In Russ.).

21. Sheludko M. L., Nazarov V. P., Zenyuk K. O., Nazarova L. P. [Modeling and verification of working process parameters in gas generators for pressurizing fuel tanks of liquid propellant rocket propulsion systems]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 520–530 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-520-530.

22. Vasilevskij D. O. [Verification of thermodynamic parameters of a mixture of generator gas on oxygen – hydrogen fuel with a high and low excess of one of the fuel components]. *Tezisy II Mezhdunarodnoy konferencii "Matematicheskoe modelirovanie"* [Abstracts of the II International Conference "Mathematical Modeling"]. Moscow, 2021, P. 13–14 (In Russ.).

© Беляков В. А., Василевский Д. О., Маслов Д. В., Киляшов А. А., Ромашко Р. В., 2024

---

**Беляков Владислав Альбертович** – кандидат технических наук, ассистент кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); ведущий инженер, Опытное конструкторское бюро «Кристалл». E-mail: titflavii@rambler.ru.

**Василевский Дмитрий Олегович** – кандидат технических наук, доцент кафедры А8 «Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»; Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова; ведущий конструктор, АО «Невский завод». E-mail: zudwa\_dwesti\_dwa@rambler.ru.

**Маслов Даниил Вячеславович** – техник; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: davmaslov@mai.education.

**Киляшов Артемий Александрович** – аспирант; Университет информационных технологий, механики и оптики. E-mail: artemy.kiliashov@gmail.com.

**Ромашко Роман Витальевич** – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер-проектировщик третьей категории, Опытное конструкторское бюро «Кристалл». E-mail: roma.romashko2015@yandex.ru.

**Belyakov Vladislav Albertovich** – Cand. Sc., assistant of the Department 202 Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University); leading engineer, Experimental Design Bureau "Crystal". E-mail: titflavii@rambler.ru.

**Vasilevsky Dmitry Olegovich** – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of A8 Engines and power plants of aircraft; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinov; leading designer, Nevsky Plant. E-mail: zudwa\_dwesti\_dwa@rambler.ru.

**Maslov Daniil Vyacheslavovich** – technician; State Scientific Center "Keldysh Center". E-mail: davmaslov@mai.education.

**Kilyashov Artemy Alexandrovich** – Postgraduate student; University of Information Technologies, Mechanics and Optics. E-mail: artemy.kiliashov@gmail.com

**Romashko Roman Vitalievich** – postgraduate student; engineer of Department 202 Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University); design engineer of the third category, Experimental Design Bureau "Crystal". E-mail: roma.romashko2015@yandex.ru.

---

УДК 629.764

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84

**Для цитирования:** Бордачев В. А., Кольга В. В. Исследование траектории вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 68–84. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84.

**For citation:** Bordachev V. A., Kolga V. V. [Study of the payload extraction trajectory heavy class carrier rocket]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 68–84. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84.

## Исследование траектории вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса

В. А. Бордачев, В. В. Кольга \*

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

*С увеличением веса и сложности полезного груза, который необходимо вывести на орбиту, возрастает актуальность рационального выбора траектории для обеспечения максимальной эффективности и минимальных затрат на доставку полезного груза на заданную орбиту.*

*Рациональный выбор траектории ракеты-носителя тяжелого класса имеет ряд важных практических применений. Во-первых, он позволяет увеличить грузоподъемность ракеты-носителя и сократить затраты на доставку полезного груза на целевую орбиту. Это особенно важно в условиях развития космической индустрии, когда все больше компаний и организаций проявляют интерес к запуску собственных спутников и других космических аппаратов в условиях жесткой экономической конкуренции. Выбор рациональной траектории вывода на орбиту полезного груза позволит значительно снизить стоимость запусков и сделать их доступными для более широкого круга потенциальных заказчиков.*

*Во-вторых, выбор параметров траектории ракеты-носителя имеет важное значение для обеспечения безопасности и минимизации рисков при запусках космических аппаратов. Благодаря рациональному выбору траектории возможно уменьшение неблагоприятных воздействий на окружающую среду и исключение возможности аварийных ситуаций, связанных с потерей контроля над полетом ракеты-носителя.*

*Рациональный выбор параметров траектории ракеты-носителя является сложной задачей, требующей комплексного исследования и учета различных факторов, таких как аэродинамические параметры атмосферы, масса и характеристики полезного груза (космического аппарата), параметры работы двигателя, характеристики целевой орбиты, особенности запуска ракеты-носителя и многих других факторов. Более тщательное и системное изучение влияния этих параметров позволит значительно улучшить эффективность и надежность выведения космических аппаратов на орбиту.*

*Таким образом, выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя является актуальной и важной темой для научного исследования. Повышение грузоподъемности ракеты, снижение затрат на доставку космического аппарата на заданную орбиту и обеспечение безопасности запусков – это задачи, зависящие от выбранной формы и параметров траектории ракеты.*

*Цель исследования – выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжелого класса при выводе полезного груза. Основной задачей является определение параметров траектории полета, которые позволят достичь максимальной эффективности и точности доставки полезного груза на заданную орбиту.*

*Для достижения цели исследования требуется анализ различных факторов влияния на параметры вывода космического аппарата, таких как конструктивные и аэродинамические характеристики ракеты, влияние аэродинамических факторов и гравитационного поля Земли на траекто-*

рию полета. С учетом этих факторов проведены численные расчеты на базе системы дифференциальных уравнений движения с помощью компьютерной программы, созданной в программном пакете MAPLE. На основе расчетов проведено моделирование формы и параметров траектории полета ракеты-носителя.

В ходе исследования проведен выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжелого класса. Расчеты проводились с помощью численного моделирования параметров траекторий вывода полезного груза, сделан анализ полученных траекторий. В качестве основного критерия рационального выбора траектории была обозначена минимизация времени полета ракеты, что позволяет увеличить эффективность запуска и сэкономить энергоресурсы. В качестве дополнительных критериев приняты увеличение массы полезного груза и минимизация расхода топлива.

Предлагаемый в работе порядок выбора рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжелого класса позволит улучшить точность доставки и надежность запусков космических аппаратов на этапе баллистического анализа при проектировании ракет. Результаты исследования имеют практическую значимость для разработки будущих миссий ракет-носителей тяжелого класса и повышения эффективности космических запусков.

*Ключевые слова:* ракета-носитель, ракетный двигатель, траектория вывода полезного груза, космический аппарат, орбита.

## **Study of the payload extraction trajectory heavy class carrier rocket**

V. A. Bordachev, V. V. Kolga\*

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: kolgavv@yandex.ru

*Relevance. As the weight and complexity of the payload that needs to be launched into orbit increases, the relevance of rational trajectory selection to ensure maximum efficiency and minimum costs for delivering the payload to a given orbit increases.*

*Rational choice of the trajectory of a heavy-class launch vehicle has a number of important practical applications. Firstly, it allows you to increase the payload capacity of the launch vehicle and reduce the cost of delivering payload to the target orbit. This is especially important in the context of the development of the space industry, when more and more companies and organizations are showing interest in launching their own satellites and other spacecraft in conditions of fierce economic competition. Choosing a rational trajectory for launching a payload into orbit will significantly reduce the cost of launches and make them available to a wider range of potential customers.*

*Secondly, the choice of launch vehicle trajectory parameters is important for ensuring safety and minimizing risks during spacecraft launches. Thanks to the rational choice of trajectory, it is possible to reduce adverse impacts on the environment and eliminate the possibility of emergency situations associated with loss of control over the flight of the launch vehicle.*

*Rational selection of launch vehicle trajectory parameters is a complex task that requires comprehensive research and consideration of various factors, such as aerodynamic parameters of the atmosphere, mass and characteristics of the payload (spacecraft), engine operating parameters, characteristics of the target orbit, features of the launch of the launch vehicle and many other factors. A more thorough and systematic study of the influence of these parameters will significantly improve the efficiency and reliability of launching spacecraft into orbit.*

*Thus, the choice of rational parameters for the launch vehicle trajectory is a relevant and important topic for scientific research. Increasing the rocket's payload capacity, reducing the cost of delivering a spacecraft to a given orbit, and ensuring launch safety are tasks that depend on the chosen shape and parameters of the rocket's trajectory. Such research has important practical*

*significance and can become the basis for the development of new technologies and methods in the space industry.*

*The purpose of the study is to study and select rational parameters for the trajectory of a heavy-class launch vehicle when launching a payload. The main task is to determine the flight path parameters that will allow achieving maximum efficiency and accuracy in delivering the payload to a given orbit.*

*To achieve the goal of the study, an analysis of various factors influencing the launch parameters of the spacecraft is required, such as the structural and aerodynamic characteristics of the rocket, the influence of aerodynamic factors and the Earth's gravitational field on the flight path. Taking these factors into account, numerical calculations were carried out on the basis of a system of differential equations of motion using a computer program created in the MAPLE software package. Based on calculations, modeling of the shape and parameters of the launch vehicle flight path was carried out.*

*Research results. During the study, the rational parameters of the trajectory of a heavy-class launch vehicle were selected. Calculations were carried out using numerical modeling of the parameters of payload launch trajectories, and an analysis of the resulting trajectories was carried out. Minimizing the rocket's flight time was identified as the main criterion for the rational choice of trajectory, which allows increasing launch efficiency and saving energy resources. An increase in payload mass and minimization of fuel consumption were adopted as additional criteria.*

*Conclusion. The procedure for choosing rational parameters for the trajectory of a heavy-class launch vehicle proposed in this work will improve the delivery accuracy and reliability of spacecraft launches at the stage of ballistic analysis when designing rockets. The results of the study have practical significance for the development of future heavy-duty launch vehicle missions and improving the efficiency of space launches.*

*Keywords: launch vehicle, rocket engine, payload launch trajectory, spacecraft, orbit.*

## **Введение**

Космическое пространство – это участки Вселенной, которые находятся вне границ атмосфер небесных тел. Освоение человеком космического пространства и небесных тел ведутся как с помощью пилотируемых космических перелётов, так и с помощью автоматических космических аппаратов.

Существуют три основных направления прикладной космонавтики:

1) космические информационные комплексы – современные системы связи, метеорология, навигация, системы дистанционного зондирования Земли и контроля использования природных ресурсов, охрана окружающей среды [1–3];

2) космические научные системы – научные исследования и натурные эксперименты в космосе;

3) космическая индустриализация – производство в условиях космоса фармакологических препаратов, новых материалов для электронной, электротехнической, радиотехнической и других отраслей. В перспективе – разработка ресурсов Луны, других планет Солнечной системы и астероидов, удаление в космос отходов вредных промышленных производств, космический туризм [4; 5].

Для дальнейшего развития этих направлений космической деятельности необходимо насыщение орбитальной спутниковой группировки космическими аппаратами (КА) с современным оборудованием. Современные космические аппараты, используемые для выполнения научно-технических задач в космосе и проведения исследовательских работ на поверхности небесных тел, ограничены размерами и массой. Однако расширяющийся круг задач требует создания новых КА, которые выходят за рамки ограничений тактико-технических характеристик современных ракет-носителей (РН). Это, в свою очередь, активизирует процесс разработки новых более мощных ракетных двигателей. Так, например, самый мощный жидкостный ракетный двигатель РД-170 [6] за последние два года был дважды модернизирован со значительным улучшением своих энергетических характеристик.

### Современные жидкостные ракетные двигатели

Для вывода КА большой массы компания НПО «Энергомаш» разработала новый жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) РД-171МВ (рис. 1) [7]. РД-171МВ – это двигатель российского производства, который разрабатывался для применения на ракете-носителе «Ангара-А5». Он является модификацией известного двигателя РД-171, который был создан для ракеты-носителя «Русь». Сравнительный анализ основных двигателей этой серии приведен в табл. 1 [7].

Таблица 1

Основные параметры двигателей семейства РД-171

Вариант двигателя	РД-171	РД-171М	РД-171МВ
Топливо	Кислород + керосин		
Применение	Зенит-2 и Зенит-3SL (грузовой, пилотируемый запуск)	Зенит-3SL, Зенит-3SLБ, Зенит-3Ф (грузовой, пилотируемый запуск)	Союз-5 и РН СТК (грузовой, пилотируемый запуск)
Количество камер сгорания	4	4	4
Возможность качания камер	Тангенциальная плоскость	Тангенциальная плоскость	Тангенциальная плоскость
Количество ТНА	1 (одновальная схема)	1 (одновальная схема)	1 (одновальная схема)
Тяга, земная/пустотная, тс (кН)	740 / 806 (7257 / 7904)	740 / 806,2 (7257 / 7906)	* / 806,2 (* / 7906)*
Удельный импульс, земной/пустотный, с	309 / 337	309,5 / 337,2	* / *
Давление в камере сгорания, кгс/см <sup>2</sup>	250	250	*
Масса, сухая/залитая, кг	9500 / 10500	9300 / 10300	9300 / 10300
Габариты, высота/диаметр, мм	4150 / 3565	4150 / 3565	4150 / 3565
Время работы, с	140	150	180
Режим работы	Прерывистая/непрерывная подача топлива		

Примечание. \* – данные значения не известны.

Особо следует отметить перспективу его дальнейшего многократного использования. Его ресурс составляет примерно 10–15 полетов.

Одной из особенностей двигателя РД-171МВ является его высокая тяга и относительно невысокая масса. Это делает его привлекательным для использования на ракетах-носителях тяжелого класса (рис. 2). Под этот двигатель ракетно-космическая корпорация «Энергия» разрабатывает новую ракету-носитель тяжелого класса «Иртыш» («Союз-5», «Сункар») [8].

### Транспортные ракетно-космические системы

Вопросы проектирования современных ракет-носителей и совершенствования их конструктивно-силовых схем всегда находились в перечне перспективных разработок ракетной техники [9–16]. Новые возможности двигателя РД-171МВ стимулировали развитие и совершенствование новых ракет-носителей. Основной целью создания ракеты «Союз-5» является замена устаревшей ракеты-носителя «Союз-2», которая сейчас



Рис. 1. Двигатель РД-171МВ

Fig. 1. RE-171MB engine

является основным носителем для вывода российских космических аппаратов на орбиту. Новая ракета предназначена для запуска с космодромов Байконур и Восточный.



Рис. 2. Эскизный проект новой ракеты-носителя «Союз-5»

Fig. 2. Preliminary design of the new Soyuz-5 launch vehicle

«Союз-5» будет оснащен двигателем РД-171МВ, разработанным в НПО «Энергомаш», с тягой двигателя первой ступени более 800 тс, что значительно превосходит тяговые характеристики двигателей первых ступеней других современных российских ракет-носителей.

«Союз-5» проектируется с возможностью запуска не только грузовых космических аппаратов, но и пилотируемых кораблей, таких как «Союз МС» и «Орлан», что требует исследования траекторий вывода на орбиту полезного груза в широком диапазоне массово-габаритных характеристик. Это позволит России

укрепить свои позиции в сфере коммерческих запусков КА и пилотируемых запусков на Международную космическую станцию, а в ближайшей перспективе – на другие космические объекты.

Точные параметры ракеты «Союз-5», такие как грузоподъемность и стоимость запуска, пока окончательно не определены. Однако планируется, что «Союз-5» сможет вывести на низкую околоземную орбиту полезный груз (ПГ) массой до 17,5 т и на солнечно-синхронную орбиту – до 7,5 т. Также предполагается, что ракета в перспективе будет иметь возможность многократного применения благодаря новому двигателю и системе посадки первой ступени.

Создание ракеты «Союз-5» является важной частью стратегии России по модернизации средств вывода в космическое пространство и укреплению позиций на международном рынке космических услуг. Разработка и испытания ракеты планируются в период с 2021 по 2025 гг., а первый пилотируемый запуск запланирован на 2026 г. Эффективное использование ракеты-носителя «Союз-5» возможно только при исследовании её баллистических возможностей при выводе на орбиту полезного груза и выбора наименее энергозатратной траектории.

### Расчет траектории полета

Рассмотрим классическую траекторию прямого вывода космического аппарата ракетой-носителем (рис. 3) [17].

При активном выводе космического аппарата необходимо задать следующие параметры траектории движения ракеты в зависимости от времени: скорость  $V = V(t)$ , дальность  $x = x(t)$ , высота  $y = y(t)$ , угол тангажа  $\theta = \theta(t)$ .

Примем следующие допущения:

1. Траектория полета ракеты плоская кривая.
2. Силу тяжести считаем постоянной, т. е.  $g = 9,81$ .
3. Коэффициент лобового сопротивления изменяется по закону:

$$\begin{cases} C_x = 0,25, & V_i \leq 270 \frac{\text{М}}{\text{с}}, \\ C_x = 0,0029 \cdot V_i - 0,51, & V_i \leq 363 \frac{\text{М}}{\text{с}}, \\ C_x = 170 \cdot \frac{1}{V_i} + 0,091, & V_i \geq 363 \frac{\text{М}}{\text{с}}. \end{cases} \quad (1)$$

где  $V_i$  – скорость ракеты-носителя в различные моменты времени при полете в атмосфере.

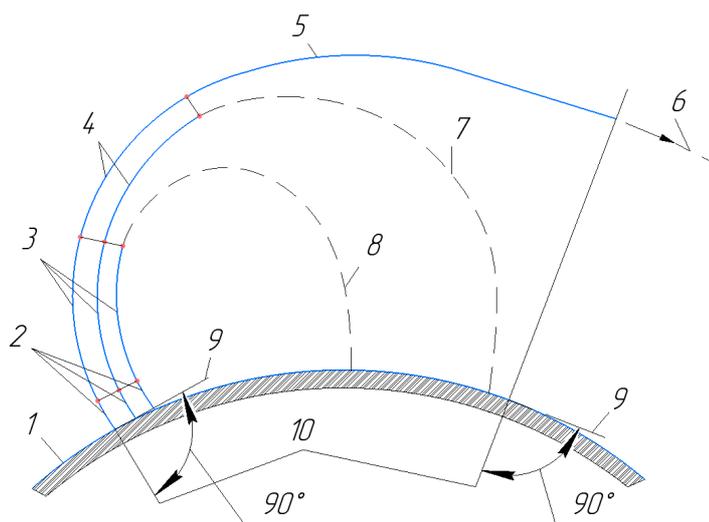


Рис. 3. Траектория прямого вывода ракетой-носителем: 1 – поверхность Земли; 2 – вертикальный участок полета; 3 – активный участок полета 1-й ступени; 4 – активный участок полета 2-й ступени; 5 – активный участок полета 3-й ступени; 6 – орбита КА; 7 – пассивный участок полета ракетного блока 2-й ступени; 8 – пассивный участок полета ракетного блока 1-й ступени; 9 – местный горизонт; 10 – направление радиуса Земли

Fig. 3. The trajectory of the launch vehicle: 1 – Earth; 2 – vertical flight section of the 1st stage; 3 – active flight section of the 2nd stage; 4 – active flight section of the 3rd stage; 5 – spacecraft orbit; 6 – passive flight section rocket block of the 2nd stage; 7 – passive flight of the rocket block of the 1st stage; 8 – local horizon; 9 – the direction of the Earth's radius

Активный участок траектории (АУТ) полета ракеты-носителя при прямом выводе разделим на три участка (рис. 4).

Используем классическую систему дифференциальных уравнений движения ракеты [11]:

$$\frac{dx_i}{dt_i} = V_i \cdot \cos \theta_i, \quad (2)$$

$$\frac{dy_i}{dt_i} = V_i \cdot \sin \theta_i, \quad (3)$$

$$m_i \cdot \frac{dV_i}{dt} = P_i \cdot \cos \alpha - G_i \cdot \sin \theta - X_i, \quad (4)$$

$$m_i = m_0 - \dot{m} \cdot t_i, \quad (5)$$

$$P_i = \dot{m} \cdot \omega_a + F_a \cdot (p_a - p_h), \quad (6)$$

$$X_i = 0,5 \cdot C_{x_i} \cdot p_h \cdot S_M \cdot V_i^2, \quad (7)$$

$$Npr_i = \frac{dV_i}{dt}, \quad (8)$$

где  $dx_i$  – промежуток дальности, м;  $dy_i$  – промежуток высоты, м;  $dt_i$  – промежуток по времени, с;  $m_i$  – масса в  $i$  времени, кг;  $P_i$  – тяга в  $i$  времени, Н;  $G_i$  – вес в  $i$  времени, Н;  $X_i$  – лобовое сопротивление в  $i$  времени;  $m_0$  – стартовая масса, кг;  $\dot{m}$  – массовый расход топлива, кг/с;  $\omega_a$  – эффективная скорость истечения газов на срезе сопла, м/с;  $F_a$  – площадь на срезе сопла, м;  $p_a$  – давление на срезе сопла, Па;  $p_h$  – атмосферное давление, Па;  $S_M$  – площадь ракет, м.

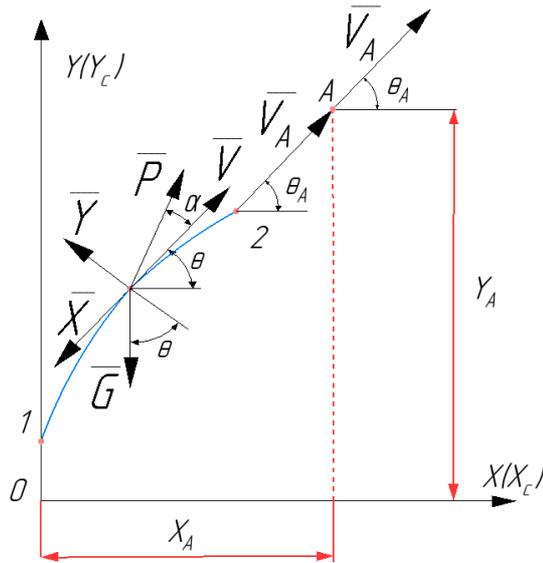


Рис. 4. Траектория полета ракеты-носителя:  
 «0–1» – вертикальный участок траектории; «1–2» – программный участок разворота;  
 «2–А» – наклонный (или прямой) участок траектории

Fig. 4. Launch vehicle flight path:  
 “0–1” – vertical section of the trajectory; “1–2” – program turn section;  
 “2–A” – inclined (or straight) section of the trajectory

Приведенная выше система уравнений является нелинейной, замкнутой и ее можно решить любым численным методом.

Используем метод последовательных приближений. Для этого преобразуем уравнение (4) с учетом уравнения (7).

$$m_i \cdot \frac{dV_i}{dt} = P_i \cdot \cos \alpha - G_i \cdot \sin \theta - 0,5 \cdot C_{x_i} \cdot \rho \cdot S_M \cdot V_i^2 \tag{9}$$

$\mu = \frac{m_{\text{сух}}}{m_0}$  – относительная масса, где  $m_{\text{сух}}$  – масса ракеты без топлива;

$T = \frac{m_0}{\dot{m}}$  – идеальное время полета.

$$\mu = \frac{m_{\text{сух}}}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{\dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{t}{T},$$

$$\mu = 1 - \frac{t}{T} \Rightarrow t = T \cdot (1 - \mu).$$

Поделим левую и правую часть уравнения (9) на массу  $m_i$ :

$$\frac{dV_i}{dt} = \frac{P_i}{m_i} \cdot \cos \alpha - g \cdot \sin \theta - \frac{0,5 \cdot C_{x_i} \cdot \rho_i \cdot S_M \cdot V_i^2}{m_i}. \tag{10}$$

Для решения преобразуем уравнение (10) в уравнение с разделенными переменными:

$$\frac{P}{m} = \frac{\dot{m} \cdot W_a + F_a(p_a - p_h)}{\mu \cdot m_0}, \tag{11}$$

$$P = m \cdot W_a + F_a \cdot p_a - F_a \cdot p_h \cdot \frac{p_h}{p_E}, \tag{12}$$

$$P_{\text{в пустоте}}^h = \dot{m} \cdot W_a + F_a \cdot p_a, \quad (13)$$

$$P_{\text{на Земле}}^E = \dot{m} \cdot W_a + F_a \cdot p_a - F_a \cdot p_3, \quad (14)$$

$$P^h - P^E = F_a \cdot p_3, \quad (15)$$

$$P = \underbrace{m \cdot W_a + F_a \cdot p_a}_{P^h} - \underbrace{F_a \cdot p_h}_{P^h - P^E} \cdot \frac{P_h}{p_3}, \quad (16)$$

$$p = P^h - (P^h - P^E) \cdot \frac{P_h}{p_3}. \quad (17)$$

$\frac{P_h}{\dot{m}} = W_h$  – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя в пустоте. Она всегда больше истинной или реальной.

$\frac{P_3}{\dot{m}} = W_3$  – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя на Земле.

$$\frac{P}{m} = \frac{\dot{m} \cdot W_a + F_a(p_a - p_h)}{\mu \cdot m_0} = \frac{P^h - (P^h - P^E) \cdot \frac{P_h}{p_3}}{\mu \cdot T \cdot \dot{m}} = \frac{W_h - (W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu \cdot T}, \quad (18)$$

$$\frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot S_M \cdot V^2}{m} = \frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot S_M \cdot V^2}{\mu \cdot m_0} = \frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^2}{\mu \cdot \frac{m_0}{S_M}} = \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M}. \quad (19)$$

$\frac{m_0}{S_M} = P_M$  – стартовая нагрузка на мидель ракеты, величина постоянная для данной ракеты;

$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$  – скоростной напор.

После преобразований уравнение (10) примет следующий вид:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{W_h - (W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu \cdot T} - g \cdot \sin \theta - \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M}, \quad (20)$$

$$dV = \left[ \frac{W_h}{\mu \cdot T} - g \cdot \sin \theta - \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M} - \frac{W_h - W_3}{\mu \cdot T} \cdot \frac{p_h}{p_3} \right] \cdot dt, \quad (21)$$

$$t = T \cdot (1 - \mu)$$

$$dt = -T \cdot d\mu, \quad (22)$$

$$dV = -W_h \cdot \frac{d\mu}{\mu} - T \cdot g \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu + \frac{T}{P_M} \cdot \frac{q \cdot C_x}{\mu} \cdot d\mu + \frac{(W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu} \cdot d\mu. \quad (23)$$

Полученное уравнение (23) решается методом последовательных приближений. В первом приближении учитываются только первые два слагаемых, двумя последними пренебрегаем. Проинтегрируем уравнение (23):

$$\int_{V_0}^V dV = -W_h \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} \frac{d\mu}{\mu} + T \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} g \cdot \sin \theta \cdot d\mu,$$

$$V^I - V_0 = -W_h \cdot \ln \mu - T \cdot \int_{\mu}^1 g \cdot \sin \theta \cdot d\mu,$$

$$V^I = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot \int_{\mu}^1 g \cdot \sin \theta \cdot d\mu - \text{первый интеграл Королева.}$$

В первом приближении определяем только высоту полета. Для этого запишем уравнение (2) с учетом (22):

$$\frac{dY}{dt} = V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \rightarrow dY = V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot dt,$$

$$dY = -T \cdot V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu,$$

$$\int_{y_0}^{y^I} dY = -T \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} V^I \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu,$$

$$Y^I = y_0 + T \cdot \int_{\mu}^1 \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu - \text{высота полета в первом приближении.}$$

Таким образом, скорость полета ракеты в первом приближении равна идеальной скорости минус потери скорости на преодоление силы тяжести.

При вычислении скорости во втором приближении необходимо учитывать влияние атмосферы и изменение давления на срезе сопла двигателя:

$$dV^II = -\frac{W_h}{\mu} + T \cdot g \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu + \frac{T}{P_M} \cdot \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu + (W_h - W_3) \cdot \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu}. \quad (24)$$

После интегрирования уравнения (24) получаем:

$$V^II = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot J_1 - \frac{T}{P_M} \cdot \int_{\mu}^1 \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu + (W_h - W_3) \cdot \int_{\mu}^1 \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu},$$

где

$$q^I = \frac{\rho^I \cdot (V^I)^2}{2},$$

$$\rho_h^I = \rho_0 \cdot H(Y^I).$$

Посчитанный скоростной напор  $q$  близок к истинному  $q$  на траектории полета ракеты, так как он определяется по завышенной скорости и заниженной плотности. Значение коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  в зависимости от скорости принимаем, согласно уравнению (1).

$$\frac{P_h^I}{P_3} = f(Y^I) - \text{эта величина в общем случае занижена, так как определяется по завышенной}$$

высоте.

Но сама величина третьего интеграла незначительна, поэтому эта неточность не оказывает существенного влияния на конечное значение скорости ракеты.

Принято обозначать:

$$J_2 = \int_{\mu}^1 \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu - \text{второй интеграл Королева;}$$

$$J_3 = \int_{\mu}^1 \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu} - \text{третий интеграл Королева.}$$

Таким образом, с учетом потерь получим:

$$V^H = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot J_1 - \frac{T}{P_M} \cdot J_2 + (W_h - W_3) \cdot J_3 - \text{формула скорости ракеты во втором и}$$

окончательном приближении.

Зная скорость ракеты, можно найти высоту и дальность полета.

$$\frac{dX}{dt} = V \cdot \cos \theta,$$

$$\frac{dY}{dt} = V \cdot \sin \theta,$$

После всех преобразований получим формулы для определения высоты и дальности во втором приближении:

$$X = X_0 + \int_{\mu}^1 V^H \cdot \cos \theta(\mu) \cdot d\mu,$$

$$Y = Y_0 + \int_{\mu}^1 V^H \cdot \sin \theta(\mu) \cdot d\mu,$$

### Программа выведения

Под программой выведения КА понимается совокупность управляющих функций, которые регламентируют порядок изменения вектора тяги в номинальном движении, задают закон изменения массового расхода топлива и угловую ориентацию ракеты в пространстве и времени. Программа выведения автономно выполняется системой управления в соответствии с функциями, определенными еще на стадии проектирования ракеты. Этими функциями являются закон изменения расхода топлива и закон изменения угла тангажа на участке выведения.

С развитием ракетной техники и расширением перечня решаемых задач менялся и подход к выбору программы выведения на орбиту полезного груза. Наиболее простая программа выведения представляет собой заданный закон изменения угла тангажа. Массовый расход топлива на маршевых участках, как правило, не регулируется и остается практически постоянным. Если РН предназначена для выведения КА или грузового модуля, то используется одна программа выведения, если РН предназначена для пилотируемого запуска, то другая.

В целом, выбор программы представляет собой поиск комбинации параметров траектории, удовлетворяющих полетному заданию с минимальными энергетическими затратами. Но на этот поиск наложены ограничения, связанные, в первую очередь, с конструктивными и эксплуатационными особенностями самой ракеты-носителя, например, её энергетическими способностями. Поскольку двигательная установка (РД-171МВ) проектируемой ракеты является более мощной, ряд ограничений значительно изменяется, расширяя баллистические возможности ракеты. Для исследования возможностей ракеты-носителя, оснащенной двигателем РД-171МВ, проведем вариативный анализ траекторий вывода КА с помощью разработанной компьютерной программы, созданной в программном пакете MAPLE [18].

Рассмотрим некоторые программы выведения КА ракетой-носителем (рис. 5). В качестве варьируемого параметра примем изменение угла тангажа в процессе полета (рис. 6). Раннее начало разворота ракеты (траектория 4) на требуемый конечный угол выведения КА (для круговой орбиты он равен нулю градусов) приводит к значительному отклонению по дальности от точки старта до заданной точки на целевой орбите. При этом время доставки КА на заданную

орбиту будет максимальным. Поздний разворот с затяжным вертикальным подъемом (траектория 1) обеспечивает минимальное время доставки КА на целевую орбиту с минимальным отклонением по дальности от точки старта. Кроме того, на рис. 5 и 6 показаны промежуточные траектории. Точки на графиках траекторий соответствуют подаче импульса на изменение угла тангажа. Количество и время таких включений также может варьироваться.

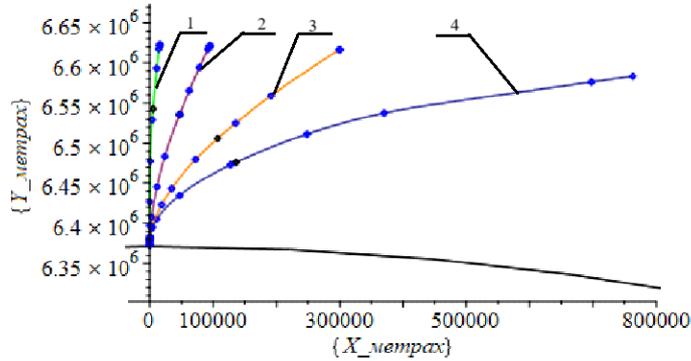


Рис. 5. Зависимость высоты орбиты (Y) от дальности полета (X) для разных программ выведения космического аппарата

Fig. 5. Dependence of orbit altitude (Y) on flight range (X) for different spacecraft launch programs

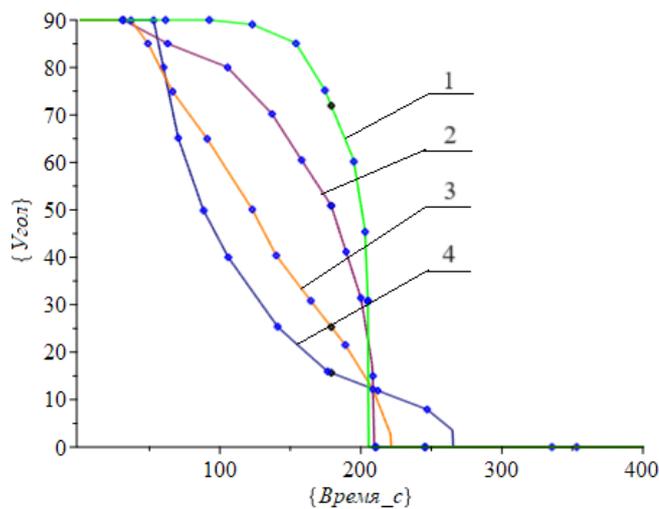


Рис. 6. Изменение угла тангажа в процессе полета для разных траекторий выведения космического аппарата

Fig. 6. Changing the pitch angle during flight for different launch trajectories of the spacecraft

В зависимости от выбранной траектории будет меняться конечная скорость ракеты, время вывода КА на целевую орбиту, перегрузка и т. д.

Таким образом, с учетом требований разработчика мы можем подобрать параметры траектории выведения КА [18], варьируя изменением угла тангажа для заданных значений конечной скорости и перегрузки на активном участке траектории.

### Расчет «Союз 5»

С помощью разработанной компьютерной программы [18] определим наиболее рациональные параметры траектории вывода полезного груза для ракеты-носителя «Союз-5» (рис. 7).

Основные характеристики ракеты-носителя «Союз-5» приведены в табл. 2 [8].

Таблица 2

Технические характеристики ракеты-носителя «Союз-5»

Наименование	Первая ступень	Вторая ступень
Диаметр миделя, м	4,1	
Вид топлива	жO <sub>2</sub> + РГ – 1	
Длина ракеты, м	35	7,77
Стартовая масса ракеты, т	564,5	
Сухая масса конструкции ракеты, т	30,5	6,5
Масса топлива, т	398	60
Маршевый двигатель	РД-171МВ	РД-0124МС
Массовый расход топлива, кг/с	2390	83
Тяга в пустоте, кН	7904,16	294,3
Удельный импульс тяги в пустоте, с	337	359
Время работы, с	180	300

В табл. 2 приведены максимальные возможности ракеты. Поэтому под каждую задачу требуется корректировка массы топлива по ступеням.

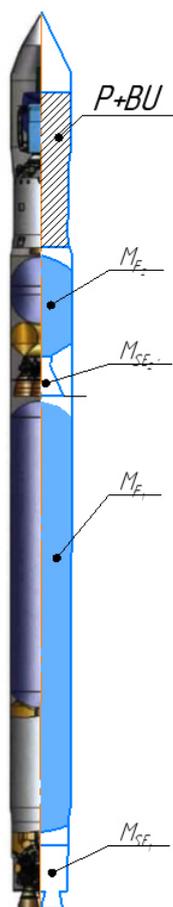


Рис. 7. Эскиз ракеты «Союз-5»:

$P$  – полезный груз;  $BU$  – разгонный блок;  $M_{F_2}$  – масса топлива второй ступени;  $M_{SE_2}$  – масса двигателя второй ступени;  $M_{F_1}$  – масса топлива первой ступени;  $M_{SE_1}$  – масса двигателя первой ступени

Fig. 7. Sketch of the Soyuz 5 rocket:

$P$  – payload;  $BU$  – booster unit;  $M_{F_2}$  – the mass of the second stage fuel;  $M_{SE_2}$  – the mass of the second stage engine;  $M_{F_1}$  – the mass of the first stage fuel;  $M_{SE_1}$  – the mass of the first stage engine

Для определения конечных параметров ракеты, необходимо задаться видом и массой полезной нагрузки. По имеющейся информации «Союз-5» [8] может выводить на геостационарную орбиту спутник с массой до 2500 кг. Значит, на низкую опорную орбиту (высотой 200 км) «Союз-5» должен вывести ПГ с полностью заправленным разгонным блоком. Масса спутника «Глонасс-К» равна 935 кг. Масса разгонного блока «Фрегат» с заправленным топливом равна

6280 кг. Примем значения ПГ равным 7215 кг. Для стабильного нахождения ПГ на орбите, скорость должна составлять не меньше:

$$V_{\text{орбиты}} = \sqrt{\frac{g \cdot R_{\text{земли}}}{R_{\text{земли}} + H_{\text{орбиты}}}} = \sqrt{\frac{9,81 \cdot 6378,1}{6378,1 + 200}} \approx 7,783 \frac{\text{км}}{\text{с}} = 7783 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Для дальнейших расчетов траектории полета ракеты воспользуемся разработанной компьютерной программой [18]. В программе задаются тактико-техническими характеристиками (ТТХ) ракеты и программой изменения угла тангажа. По ТТХ ракеты определяется время работы двигателя, общее время полета на активном участке траектории, тяга двигателя, массовый расход и т. д. По полученным данным проводится расчет траектории полета ракеты методом последовательных приближений. Полученные расчетные параметры траектории (перегрузка, высота, скорость, ускорение, лобовое сопротивление и т. д.) выводятся в виде графиков и численных значений.

### Численный эксперимент

Рассмотрим программы выведения космического аппарата на опорную орбиту двухступенчатой ракетой, используя ТТХ ракеты-носителя «Союз-5» (табл. 2). Используем варианты программы разворота ракеты, рассмотренные ранее (рис. 6.). Данные расчетов представлены в табл. 3.

Таблица 3

**Параметры траектории доставки космического аппарата на опорную орбиту с различными программами выведения**

Траектория	Время доставки КА на орбиту, с	Перегрузка по осям			Скорость в конце АУТ, км/с
		X (продольная)	Y (поперечная)	Полная	
Траектория 4	353	6,8379	1,79	7,1568	3,904
Траектория 3	245,5	6,4554	2,8933	7,1595	3,394
Траектория 2	210,5	4,5563	5,4248	7,1213	3,078
Траектория 1	205	2,2457	6,723751	7,0972	3,059

Конечная скорость для всех траекторий не достаточная для стабильного функционирования КА на выбранной низкой опорной орбите. Однако для всех траекторий после достижения необходимой высоты орбиты остается запас топлива, который можно потратить для «доразгона» РН. Используя топливный остаток, проведем расчеты коррекции скорости ПГ на целевой орбите. Результаты расчетов приведены в табл. 4.

Таблица 4

**Конечная скорость космического аппарата на опорной орбите после коррекции траектории**

Траектория	Скорость, км/с.
Траектория 4	7,635
Траектория 3	7,335
Траектория 2	6,433
Траектория 1	5,613

Как видно из табл. 4, скорость по-прежнему недостаточна, поэтому проведем коррекцию массы полезного груза, что в свою очередь отразится и на массе ракеты (табл. 5).

Таким образом, анализ возможностей вывода полезной нагрузки ракетой-носителем «Союз-5» с двигателем РД-171МВ (табл. 2–4) позволяет выбрать траекторию с минимальными временем доставки КА на орбиту ( $t_k = 205$  с), стартовой массой ракеты ( $m_0 = 551,5$  т) и продольной перегрузкой ( $n = 2,25$ ) (траектория 1). Однако при этом КА испытывает максимальную поперечную перегрузку ( $n = 6,7$ ) и имеет меньшую массу полезного груза ( $m_{пг} = 4,5$  т).

**Массовые характеристики ракеты-носителя «Союз-5» для доставки полезного груза на опорную орбиту (H = 200 км)**

Траектория	Масса ПГ, т	Стартовая масса ракеты, т
Траектория 4	17	564
Траектория 3	14,5	561,5
Траектория 2	10,5	557,5
Траектория 1	4,5	551,5

Программа вывода с максимальным временем доставки ( $t_k = 353$  с) (траектория 4) обеспечивает максимальную массу выводимого полезного груза ( $m_{пг} = 17$  т) и минимальную поперечную перегрузку ( $n = 1,79$ ), несмотря на некоторое увеличение стартовой массы ракеты ( $m_0 = 564$  т) и значительное увеличение продольной перегрузки (до  $n = 6,84$ ) по сравнению с траекторией 1. Тем не менее, этот вариант траектории будем считать предпочтительным, так как существуют конструктивные методы снижения влияния осевых перегрузок на конструкцию КА и возможность снижения перегрузок для проектируемых КА с учетом изменения требований заказчика путем оптимизации программы вывода.

### **Заключение**

В рамках исследования был проведен анализ использования новейшего ракетного двигателя РД-171МВ с улучшенными энергетическими и массово-габаритными характеристиками на новой ракете-носителе тяжелого класса «Союз-5». На основе системы дифференциальных уравнений баллистики были проведены расчеты с использованием программы Maple для моделирования траекторий вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса на низкоопорную орбиту. По результатам расчетов были предложены траектории с различными баллистическими параметрами, учитывающие возможные изменения требований заказчика к проектируемым КА. Проведенный анализ семейства траекторий ракет-носителей позволяет обеспечить эффективный и энергетически выгодный вывод полезной нагрузки на целевую орбиту. Представленные результаты могут быть использованы в дальнейшем для оптимизации энергозатрат вывода на орбиту проектируемых КА.

### **Библиографические ссылки**

1. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, М. Е. Марчук, А. И. Лыкум, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
3. Данеев А. В., Русанов М. В., Сизых В. Н. Концептуальные схемы динамики и компьютерного моделирования пространственного движения больших конструкций // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2016. № 4. С. 17–25.
4. Кустов, А. В., Рожкова Е. А., Бордачев В. А., Композиционные материалы в ракетно-космической отрасли // Наука. Технологии. Общество – НТО–II–2022: II Всерос. науч. конф. Красноярск, (28–30 июля 2022 г.) С. 101–109.
5. Изобретен аристид – материал, который в 10 раз легче алюминия [Электронный ресурс]. URL: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyuy-chudo-material-iz-pereslavlya-zaleskogo-mozhet-izmenit>, свободный (дата обращения: 01.07.2023).

6. РД-170 – самый мощный ЖРД [Электронный ресурс]. URL: <https://is2006.livejournal.com/533563.html> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
7. Преемник «Энергии»: на что способен ракетный двигатель РД-171МВ [Электронный ресурс]. URL: <https://www.techinsider.ru/technologies/483921-naslednik-energii-na-chto-sposoben-noveyshiy-raketnyy-dvigatel-rd-171mv/> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
8. Ракета-носитель «Союз-5»: успеем ли в последний вагон [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/233555-raketa-nositel-sojuz-5-uspeem-li-v-poslednij-vagon.html> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
9. Исследование статической устойчивости модельной ракеты / В. А. Бордачев, В. В. Кольга, Е. А. Рожкова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.
10. Рожкова Е. А., Кольга В. В., Бордачев В. А. Анализ ракет сверхлегкого класса // Достижения науки и технологий-ДНТ-11-2023 : сб. науч. ст. по материалам II Всерос. науч. конф.(27–28 февраля 2023 г.). 2023. Т. 7. С. 40–46.
11. Бордачев В. А., Разработка схемы крепления орбитального корабля к ракете-носителю // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф. в 3 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 75–77.
12. Бордачев В. А., Кольга В. В. Разработка конструкций ракетоплана // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 13–14.
13. Бордачев В. А. Проектирование крепления конструкций ракетоплана к ракете-носителю // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 15–16.
14. Давыдик В. А., Кольга В. В., Рязанова А. С. Разработка метода отделения головной части модели ракеты // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 20–22.
15. Бордачев В. А., Кольга В. В. Сравнительный анализ конструкций адаптеров космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Междунар. науч.-практ. конф. : в 3 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. Ч. 1. С. 88–90.
16. Каргополов Д. Д., Кольга В. В. Разработка системы воздушного старта ракет // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф. : в 3 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 90–93.
17. Мухамедов Л. П., Кириевский Д. А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых ракет-носителей // Изв. вузов. Машиностроение. 2022. № 2 (743). С. 94–104. Doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-94-104.
18. Патент № 2023663818 Российская Федерация. Расчет траектории вывода космического аппарата на опорную орбиту двухступенчатой ракетой / Кольга В. В., Бордачев В. А.; заявл. № 2023662702, от 21. 06. 2023 ; опубл. 28.06.2023, бюл. № 7.

## References

1. Belonovskaya I. D. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of a spacecraft for cleaning the orbit from space debris]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Kolga V. V., Marchuk M. E., Lykum A. I., Filipson G. Y. [Optimization of the location of the attachment points of the instrument panel of the spacecraft based on modal analysis]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328–338.
3. Daneev A. V., Rusanov M. V., Sizykh V. N. [Conceptual schemes of dynamics and computer modeling of spatial motion of large structures]. *Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye*. 2016, No. 4, P. 17–25 (In Russ.).

4. Kustov A. V., Rozhkova E. A., Bordachev V. A. [Composite materials in the rocket and space industry]. *Science, Technology, society - NTO-II-2022 : collection of scientific articles based on the materials of the II All-Russian Scientific Conference*, Krasnoyarsk, (July 28–30, 2022), P. 101–109 (In Russ.)
5. *Izobreten aristid – material, kotoryy v 10 raz legche alyuminiya* [Invented aristide – a material that is 10 times lighter than aluminum] (In Russ.). Available at: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyy-chudo-material-iz-pereslavlya-zalesskogo-mozhet-izmenit> (accessed: 01.02.2024).
6. *RD-170 – samyy moshchnyy ZHRD* [RD-170 – the most powerful rocket engine] (In Russ.). Available at: <https://is2006.livejournal.com/533563.html> (accessed: 01.02.2024).
7. *Preyemnik «Energii»: na chto sposoben raketnyy dvigatel' RD-171MV* [Successor to Energia: what the RD-171MV rocket engine is capable of]. (In Russ.). Available at: <https://www.techinsider.ru/technologies/483921-naslednik-energii-na-chto-sposoben-noveyshiy-raketnyy-dvigatel-rd-171mv/> (accessed: 01.02.2024).
8. *Raketa-nositel «Soyuz-5»: uspeem li v posledniy vagon* [Soyuz-5 launch vehicle: will we make it to the last carriage?]. (In Russ.). Available at: <https://topwar.ru/233555-raketa-nositel-soyuz-5-uspeem-li-v-poslednij-vagon.html> (accessed: 01.02.2024).
9. Bordachev V. A., Kolga V. V., Rozhkova E. A. [Investigation of static stability of a model rocket] *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 64–75 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.
10. Rozhkova E. A., Kolga V. V., Bordachev V. A. [Analysis of ultralight class rockets]. *Achievements of Science and Technology-DNiT-11-2023 : Collection of scientific articles based on the materials of the II All-Russian Scientific Conference* (February 27–28, 2023). Vol. 7. Krasnoyarsk, 2023. P. 40–46 (In Russ.).
11. Bordachev V. A. [Development of a scheme for attaching an orbital ship to a launch vehicle]. *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VII International scientific and practical conference “Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 75–77 (In Russ.).
12. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Development of rocket plane structures]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 13–14 (In Russ.).
13. Bordachev V. A. [Design of fastening structures of a rocket plane to a launch vehicle]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 15–16 (In Russ.).
14. Davydik V. A., Kolga V. V., Ryazanova A. S. [Development of a method for separating the head part of a rocket model]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021, Part 1, P. 20–22 (In Russ.).
15. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Comparative analysis of the designs of adapters of space apparatuses]. *Materialy VIII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VIII International scientific and practical conference “Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Krasnoyarsk, 2022, P. 88–90 (In Russ.).
16. Kargopolov D. D., Kolga V. V. [Development of an air launch system for rockets] // *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VII International scientific and practical conference «Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Part 1, Krasnoyarsk, 2021, P. 90–93 (In Russ.).
17. Mukhamedov L. P., Kirievsky D. A. [Approximate methodology for design ballistic calculation of two-stage launch vehicles]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye*. 2022, No. 2 (743), P. 94–104 (In Russ.). Doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-94-104.

18. Kolga V. V., Bordachev V. A. *Raschet trayektorii vyvoda kosmicheskogo apparata na opornuyu orbitu dvukhstupenchatoy raketoy* [Calculation of the trajectory of launching a spacecraft into a reference orbit by a two-stage rocket]. Patent RU2023663818, 2023.

© Бордачев В. А., Кольга В. В., 2024

---

**Бордачев Владимир Александрович** – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vladimir27032001@mail.ru.

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

**Bordachev Vladimir Alexandrovich** – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vladimir27032001@mail.ru.

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

---

УДК 621.383.51:537.5:621.455

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105

**Для цитирования:** Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дугowych разрядов / В. В. Валиуллин, С. Г. Кочура, И. А. Максимов, А. Б. Надирадзе // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 85–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105.

**For citation:** Valiullin V. V., Kochura S. G., Maksimov I. A., Nadiradze A. B. [Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 85–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-85-105.

## **Вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей космических аппаратов к воздействию вторичных дугowych разрядов**

В. В. Валиуллин<sup>2</sup>, С. Г. Кочура<sup>1</sup>, И. А. Максимов<sup>1</sup>, А. Б. Надирадзе<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)  
Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

\*E-mail: nadiradze@mai.ru

*Рассмотрены вопросы обеспечения стойкости высоковольтных солнечных батарей (БС) космических аппаратов (КА) к воздействию вторичных дугowych разрядов. Исследования в этой области продолжаются уже более 50 лет, но ответа на все возникающие вопросы пока не найдено. Прежде всего, это связано со сложностью электрофизических процессов, протекающих на поверхности БС КА в космосе и в лабораторных условиях. Вторая причина – случайный характер вторичных дугowych разрядов, который требует применения специальных методов испытаний, позволяющих подтвердить эффективность и надежность выбранных конструкторско-технологических решений. Испытания в условиях, приближенных к натурным, не позволяют решить эту задачу. В статье приведен ретроспективный обзор публикаций по физическим особенностям вторичных дугowych разрядов, возникающих на БС КА, механизмам их инициирования, экспериментальным методам исследований и испытаний. Значительное внимание уделено вопросам возникновения вторичных дугowych разрядов на БС КА в условиях ионосферной плазмы и плазмы, генерируемой электроракетными двигателями. Показано, что, несмотря на большой объем накопленных данных и знаний, переход от низковольтных БС к высоковольтным остается сложной научно-технической проблемой, для решения которой необходимо проведение дополнительных исследований. Кроме того, уже сейчас надо начинать готовить кадры, владеющие широким спектром знаний и способные работать по данной тематике. Для этого представляется целесообразной организация отраслевой НИР, а также выделение целевых средств на подготовку высококвалифицированных специалистов и проведение ими самостоятельных исследований. Такой подход позволит в кратчайшие сроки решить проблему создания высоковольтных БС и подготовить кадры для дальнейшего развития этой технологии.*

*Ключевые слова:* высоковольтная солнечная батарея, космический аппарат, магнитосферная плазма, ионосферная плазма, плазма электроракетных двигателей, электризация, электростатический разряд, первичная дуга, вторичный дуговой разряд, токи утечки, подготовка высококвалифицированных кадров.

## Issues of ensuring the resistance of high-voltage solar arrays of spacecraft to the effects of secondary arc discharges

V. V. Valiullin<sup>2</sup>, S. G. Kochura<sup>1</sup>, I. A. Maksimov<sup>1</sup>, A. B. Nadiradze<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University),  
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation

\*E-mail: nadiradze@mai.ru

*We have considered the issues of ensuring the resistance of high-voltage solar battery (SB) of spacecraft to the effects of secondary arc discharges. Research in this area has been going on for more than 50 years, but the answer to all the questions has not yet been found. First of all, this is due to the complexity of the electrophysical processes occurring on the surface of the spacecraft in space and in laboratory conditions. The second reason is the random nature of secondary vacuum arc discharges, which requires the use of special test methods to confirm the effectiveness and reliability of selected design and technological solutions. Tests in conditions close to full-scale conditions do not allow us to solve this problem. We have given a retrospective review of publications on the physical features of secondary arcs arising on SB of spacecraft, the mechanisms of their initiation, experimental research and testing methods. We paid considerable attention to the issues of the occurrence of secondary arc discharges SB of the spacecraft in the conditions of ionospheric plasma and plasma generated by electric propulsion thrusters. We have shown that despite the large amount of accumulated data and knowledge, the transition from low-voltage SB to high-voltage SB remains a difficult scientific and technical problem, which requires additional research to solve. In addition, it is already necessary to start training personnel who possess a wide range of knowledge and are able to work on this topic. To do this, it seems advisable to organize sectoral research, as well as the allocation of targeted funds for the training of highly qualified specialists and their independent research. This approach will make it possible to solve the problem of creating high-voltage SB in the shortest possible time and prepare personnel for the development of this technology.*

*Ключевые слова на английском языке: high voltage solar battery, spacecraft, magnetospheric plasma, ionospheric plasma, plasma of electric propulsion thruster, charging, electrostatic discharge, primary arc, secondary arc, leakage currents, training of highly qualified personnel.*

### Введение

Одной из тенденций развития солнечной энергетики в космосе является увеличение рабочего напряжения солнечных батарей (БС) до 100 и более вольт. Это позволяет существенно снизить массу кабельной сети и преобразователей напряжения и, соответственно, увеличить массу полезной нагрузки космического аппарата (КА) [1; 2]. Яркой иллюстрацией этой тенденции является трехлетняя программа NASA (2001–2003 гг.) по разработке системы двигателя на эффекте Холла с так называемым «прямым приводом» – D2HET [3; 4]. Данная программа была направлена на значительное уменьшение сложности, веса и стоимости энергосистемы по сравнению с обычными низковольтными системами за счет применения солнечных батарей, работающих при напряжении 300 В. Результаты выполнения этой программы послужили заделом для создания энергосистем следующего поколения, исследования которых ведутся в настоящее время [5–7].

Следует отметить, что столь значительные достижения явились результатом многолетней работы исследователей, конструкторов и технологов в течение более чем последних 50 лет. Первые публикации по высоковольтным солнечным батареям появились еще в начале 70-х гг. [8; 9]. В последующие годы выходило до нескольких сот публикаций в год, что в общей сложности составило более 5 тыс. работ. В связи с этим возникает законный вопрос, на что были

направлены столь масштабные исследования и что мешало просто увеличить напряжение батарей с используемых ранее 27 до 100 В и более?

Ответ прост. Дело в том, что при напряжении выше 40–70 В в цепях БС КА могут возникать мощные дуговые разряды (ДР), способные привести к разрушению элементов БС и значительному снижению их выходной мощности. Чтобы обеспечить надежную работу БС, необходимо создание эффективных средств защиты от дуговых разрядов, что является сложнейшей научно-технической и технологической задачей.

Насколько опасны дуговые разряды для БС КА, хорошо видно из рис. 1, где показан фрагмент БС низкоорбитального КА EURECA после мощного ДР [10]. Поврежденная БС была возвращена на Землю с помощью космического челнока США «Спейс Шаттл».

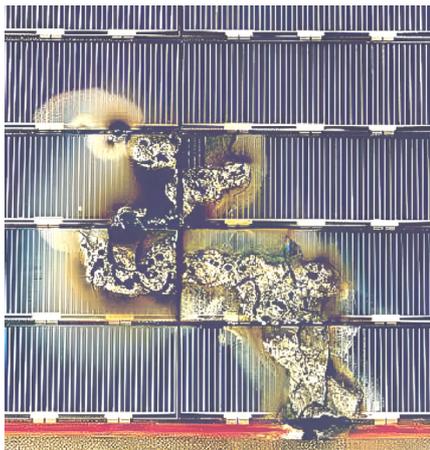


Рис. 1. Возвращенный образец солнечной батареи КА EURECA после воздействия мощного дугового разряда [10]

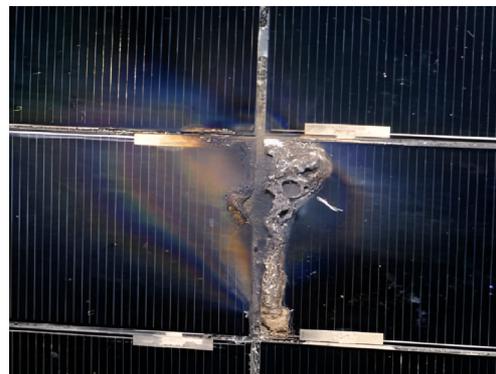
Fig. 1. Sample of Flight Array from ESA EURECA Mission after Sustained Arcing [10]

Участок линейки солнечных элементов БС был «закорочен» на корпус аппарата в результате возникновения вторичной устойчивой дуги [10].

На рис. 2 приведена фотография, полученная при наземных испытаниях БС с напряжением 127 В спутника дистанционного зондирования земли TERRA [10].



*a*



*б*

Рис. 2. Кадр из видеозаписи (*a*) и участок, поврежденный дуговым разрядом (*б*), на образце БС КА TERRA [10]

Fig. 2. Video Frame from EOS-AM1 Sustained Arc Test (*a*) and Arc Site of Sustained Arc on EOS-AM1 Sample Array. Cells are 2x4 cm (*б*). EOS-AM1 – Earth Observing System – Morningside 1 (now Terra) [10]

В месте возникновения устойчивой дуги цепь солнечной батареи была полностью закорочена. Этот тест привел к переделке всех цепей солнечной батареи на спутнике TERRA, чтобы предотвратить образование дуги на орбите. Спутник с доработанной БС был запущен 18 декабря 1999 г. на солнечно-синхронную полярную орбиту высотой 705 км и успешно отработал заданный ресурс. Однако эти модификации стоили несколько млн долларов [3].

На геостационарной орбите первые аномалии в работе БС, связанные с электроразрядными явлениями, были зафиксированы в 1997 г. В период с 1997 по 2002 гг. было зарегистрировано 32 отказа по причине возникновения дуговых разрядов [11; 12]. Повреждения солнечных батарей коммерческих телекоммуникационных спутников в результате дугового разряда за указанный период обошлись в виде убытков и расходов на перепроектирование более чем в 100 млн долларов. Пострадали и программы NASA [3].

В России вакуумные дуговые разряды между участками БС впервые наблюдались задолго до этих событий еще в 1987 г. в НИИЯФ МГУ совместно с НПО «Квант» при испытаниях фрагмента БС телекоммуникационного КА в вакуумной камере в условиях, имитирующих полет геостационарных спутников связи [13–15]. Вакуумный дуговой разряд был зафиксирован между двумя фрагментами БС при напряжении 40 В. Расстояние между фрагментами составляло 3 мм. В местах образования вакуумной дуги наблюдалось распыление контактов и расплавление защитного стекла. Однако, в связи с распадом СССР в 1991 г., исследования в этом направлении приостановились. Единичные работы проводились в Томском политехническом университете и ЦНИИмаш [16; 17]. Исследования возобновились после 1995–2000 гг. [17–20].

Уже в начале 2000-х гг. стало ясно, что лабораторные испытания далеко не всегда позволяют получить гарантированный результат. Условия возникновения дуговых разрядов в космосе настолько сложны и многообразны, что смоделировать их на Земле является крайне сложной задачей, требующей дорогостоящего экспериментального оборудования и глубокого понимания физики процессов, протекающих на поверхности БС в космосе и во время лабораторных экспериментов.

Это стало причиной нового витка исследований, которые были направлены на построение сложных физико-математических моделей электрофизических процессов на высоковольтных БС КА, а также на отработку выбранных методов защиты от дуговых разрядов на специальных технологических спутниках.

Одним из таких спутников стал ETS-VIII, который был запущен 18 декабря 2006 г и успешно проработал до 10 января 2017 г. Аномалий в работе БС не наблюдалось, что подтвердило эффективность мер защиты, выбранных на этапе наземной экспериментальной отработки [21].

Другим примером является кубический наноспутник HORYU-II с длиной ребра 30 см, запущенный 18 мая 2012 г. Он был разработан в Технологическом институте Кюсю в Японии. HORYU-II – это демонстрационный спутник для высоковольтных технологий, основными преимуществами которого являются низкая стоимость и короткие сроки разработки. Спутник должен был продемонстрировать возможность выработки 300 В на орбите с помощью сферических солнечных элементов, соединенных последовательно. Однако во время сбора данных было обнаружено много проблем, о которых говорится в [22].

В работе [23] опубликованы предварительные данные, полученные на технологическом спутнике HORYU-IV. На спутнике была установлена видеочамера, которая позволила получить фотографию разряда из космоса (рис. 3).

Таким образом, мировой опыт разработки высоковольтных БС КА показывает, что для технологического скачка от низковольтных БС к высоковольтным необходимо решение широкого круга проблемных вопросов, связанных с разработкой физико-математических моделей электроразрядных процессов, протекающих на поверхности БС, созданием экспериментального оборудования и методик испытания, а также разработкой эффективных методов защиты высоковольтных БС КА от дуговых разрядов.



Рис. 3. Фотография разряда на БС технологического спутника HORYU-IV [23]

Fig. 3. Photo of the discharge on the solar battery of the HORYU-IV technological satellite [23]

### Дуговые разряды между участками солнечной батареи

Наиболее разрушительными для БС КА являются так называемые непрерывные устойчивые дуги (permanent sustained arc), возникающие между участками БС. Эти дуги могут длиться единицы и десятки секунд, разрушая проводники и прилегающие к ним диэлектрики. Примеры таких разрядов были приведены выше. Но если длительность дуги мала, то даже при большом токе разряда выделившейся энергии будет недостаточно для разрушения элементов конструкции БС. Такие дуги относят к классу неустойчивых дуг (non-sustained arc) и, согласно [24], считаются не опасными для БС.

Однако такой критерий является весьма условным. Экспериментальные исследования [25] и множества других авторов показывают, что длительность горения вакуумной дуги  $\tau_d$  является случайной величиной, подчиняющейся распределению вида

$$N = N_0 \exp\left(-\frac{\tau_d}{\tau_0}\right), \quad (1)$$

где  $N_0$  – общее количество разрядов;  $N$  – количество разрядов с временем горения большим, чем  $\tau_d$ ;  $\tau_0$  – среднее время горения вакуумной дуги.

При этом среднее время горения вакуумной дуги  $\tau_0$  экспоненциально растет с увеличением тока разряда [25]:

$$\tau_0 = \tau_{th} \exp\{\psi \cdot (I_d - I_{th})\}, \quad (2)$$

где  $I_d$  – ток вакуумного дугового разряда;  $I_{th}$  – пороговый ток вакуумной дуги (ток отсечки [25]);  $\tau_{th}$  – средняя продолжительность горения вакуумной дуги при  $I_d = I_{th}$ ;  $\psi$  – константа, численно равная тангенсу угла наклона зависимости  $\tau_0(i)$ .

Убедительное теоретическое обоснование зависимостей (1) и (2) на основании эктонной модели вакуумного дугового разряда [26–28] приведено в работе [29]. Физической причиной неустойчивости вакуумной дуги является конечное время жизни эктона и связанная с этим цикличность процессов в катодном пятне вакуумной дуги. Согласно эктонной модели, катодное пятно вакуумной дуги состоит из множества отдельных ячеек, время жизни которых измеряется наносекундами. Каждая такая ячейка переносит ток, который не превышает удвоенного значения порогового тока вакуумной дуги  $I_{th}$ . Процесс самоподдержания вакуумного дугового разряда обеспечивается «эстафетным» режимом функционирования эктонов. Если по каким-то причинам передача «эстафеты» не происходит, наблюдается самопроизвольное погасание

вакуумной дуги. С уменьшением тока разряда количество ячеек и, следовательно, вероятность успешной передачи «эстафеты» уменьшаются.

Детальные исследования в части определения  $I_{th}$  и зависимостей  $\tau_0(I_d)$  различных материалов проводились многими авторами [25; 30–32]. Типичные зависимости  $\tau_0(I_d)$  для ряда материалов приведены на рис. 4 [30], а значения тока отсечки  $I_{th}$  в зависимости от параметра  $T_b\sqrt{\lambda}$ , где  $T_b$  – температура плавления материала;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности (рис. 5) [25].

Приведенные данные показывают, что наблюдаемые в эксперименте короткие вакуумные дуги не являются гарантией отсутствия разрушений, поскольку всегда существует некоторая вероятность (пусть и очень малая) возникновения длительной вакуумной дуги, энергии которой будет достаточно для расплавления электродов и пиролиза прилегающих к ним диэлектриков.

Вместе с тем зависимость (2) говорит о том, что, если ток разряда ограничен, вакуумная дуга не загорается. Причем пороговое значение тока разряда в зависимости от материала электродов находится в диапазоне 0,2–2 А, что сопоставимо с характерным током линейки солнечных элементов.

Здесь надо отметить, что соотношения (1), (2) и соответствующие экспериментальные данные были получены для идеальных электродов, не содержащих загрязнений и прилегающих диэлектриков. В реальной БС картина иная, поэтому нельзя исключать участия в разряде продуктов газовой выделенной пленок загрязнений и диэлектриков, контактирующих с нагретыми электродами.

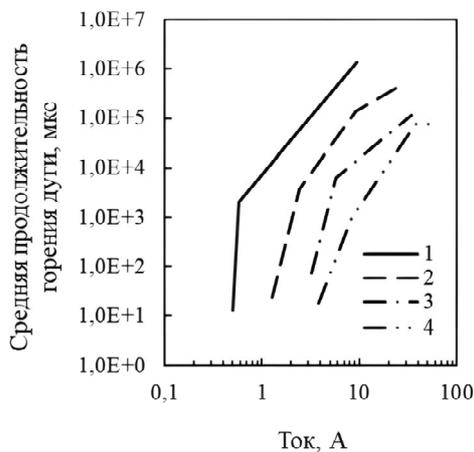


Рис. 4. Средняя продолжительность горения вакуумной дуги для различных металлов: 1 – цинк; 2 – серебро; 3 – медь; 4 – вольфрам [30]

Fig. 4. The average duration of the vacuum arc for various metals: 1 – zinc; 2 – silver; 3 – copper; 4 – tungsten [30]

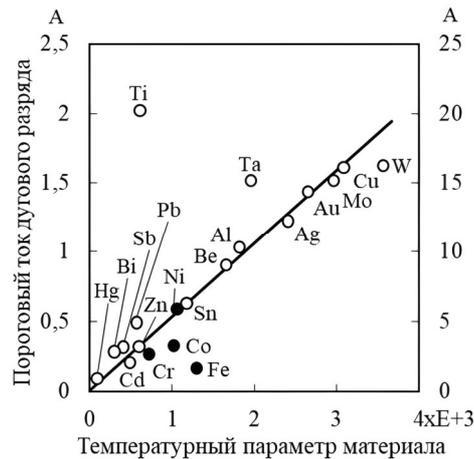


Рис. 5. Пороговые токи вакуумных ДР для различных материалов катода [25]

Fig. 5. Threshold currents of vacuum arc discharges for various cathode materials [25]

Случайный характер величины  $\tau_d$  существенно усложняет процедуру испытаний образцов БС КА на устойчивость к воздействию ДР. Для оценки вероятности возникновения разрушающего ДР необходимо определить параметры  $N_0$  и  $\tau_0$ . Это непростая задача, требующая набора большого объема статистических данных. Поэтому при сжатых сроках проведения испытаний решить ее в полном объеме удастся далеко не всегда.

Подробное описание процедур измерения  $\tau_0$  приведено в работах [33–35]. Результаты этих работ включены в стандарт [24] и используются при проведении испытаний высоковольтных БС КА на стойкость к воздействию ДР.

Параметр  $N_0$  можно рассматривать как количество дуговых разрядов, возникающих во всех разрядных промежутках БС в течение всего срока активного существования (САС) КА. При наземных испытаниях – это суммарное количество ДР, произошедших на образце БС за время испытаний.

Очевидно, что, если хотя бы в одном промежутке возникнет разряд с длительностью, превышающей критическое значение, произойдет разрушение конструкции. На реальной БС таких промежутков десятки тысяч, на опытном образце БС – несколько десятков. Поэтому даже с точки зрения статистики, длительность испытаний образца (при условиях, моделирующих натурные условия эксплуатации) должна превышать срок активного существования КА в тысячи раз. Очевидно, что это условие невыполнимо и испытания должны проводиться ускоренно, что достигается за счет увеличения частоты событий, инициирующих дуговой разряд.

В космосе инициатором ДР могут быть электростатические разряды (ЭСР), возникающие в результате дифференциальной зарядки элементов конструкции КА [36], первичные (триггерные) дуги [11; 21; 37], образующиеся в условиях инверсного градиента потенциала [38; 39], а также удары метеоритных частиц [40]. В лабораторных условиях, как правило, это ЭСР, возникающие при облучении образца БС потоком высокоэнергетических электронов [17; 36]. Но далеко не каждое такое событие вызывает ДР. В зависимости от его интенсивности и локализации вероятность инициирования ДР может варьироваться в очень широких пределах. Поэтому в лабораторных исследованиях иногда применяют специальные устройства, генерирующую плазму, которая инициирует вторичный ДР [18; 20; 41; 42].

Следует отметить, что исследованиям ЭСР посвящено очень большое количество отечественных [17; 36; 43] и зарубежных [42; 44; 45] работ. Это связано не только со способностью ЭСР инициировать вторичные дуговые разряды, но и возможностью вызывать деградацию свойств функциональных поверхностей и материалов КА. Например, в [46] на поверхности образцов защитного стекла солнечных батарей были обнаружены выступы (рис. 6), которые принимают непосредственное участие в ЭСР и могут приводить к деградации оптических свойств стекла.

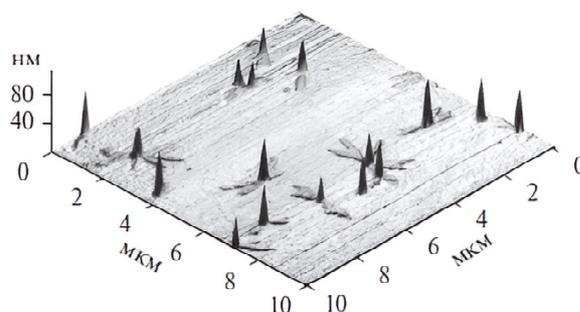


Рис. 6. Выступы на поверхности защитного стекла в местах возникновения ЭСР [46]

Fig. 6. Protrusions on the surface of the protective glass in places of occurrence of electrostatic discharges [46]

В работах [47; 48] выдвинута и исследована гипотеза о том, что аномальные (не радиационные) потери мощности КА системы GPS были обусловлены загрязнением, образующимся в результате осаждения на защитных стеклах БС продуктов испарения серебряных электродов при ЭСР. Имеются также данные о пиролизе диэлектрических материалов в области возникновения ЭСР [21].

Хотя надо отметить, что и на отечественных спутниках, функционирующих на средневысоких круговых орбитах, наблюдалась деградация БС нерадиационной природы [49]. Причем уровни дополнительных потерь мощности БС различных КА примерно совпадают, составляя около 1,5 % в год. Маловероятно, что на БС различной конструкции влияние ЭСР или дуговых разрядов будет одинаковым, поэтому упомянутая выше гипотеза требует дополнительного подтверждения.

Частота возникновения ЭСР в космосе зависит, в основном, от параметров плазмы, окружающей КА, освещенности КА и температуры его поверхности. При прочих равных условиях, частота ЭСР пропорциональна плотности тока электронов [36], хотя иногда эта зависимость нарушается [17].

Плотность тока электронов на орбите может меняться на несколько порядков величины в зависимости от активности Солнца и положения КА на орбите (рис. 7). Помимо плотности тока электронов меняется и энергетический спектр окружающей плазмы.

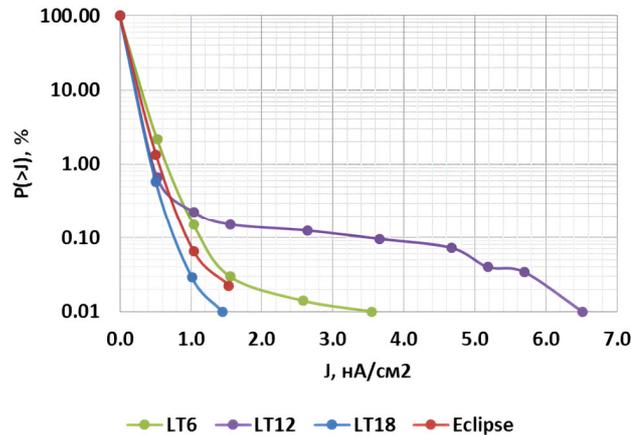


Рис. 7. Вероятность превышения заданной плотности тока магнитосферных электронов с энергией 30 эВ – 45 кэВ на геостационарной орбите при местном времени: LT (Local Time) – местное время; Eclipse – период солнечного затмения [50]

Fig. 7. The probability of exceeding the specified current density of magnetospheric electrons with an energy of 30 eV – 45 keV in a geostationary orbit at local time: LT (Local Time) – local time; Eclipse – the period of a solar eclipse [50]

Столь значительные вариации условий функционирования приводят к тому, что оценить параметр  $N_0$  за время активного существования (САС) КА на орбите можно только весьма приблизительно. Конечно, подобные оценки проводились [51], но возникает вопрос, имеют ли они практическую значимость. Ведь при значительной вариабельности условий функционирования КА и неопределенности исходных данных, погрешность определения  $N_0$  может оказаться слишком большой. Соответственно, точность прогноза риска возникновения разрушающих ДР в условиях летной эксплуатации КА будет недостаточно высокой.

В этой связи более рациональным представляется подход, когда отсутствие возможности возникновения разрушающих ДР подтверждается лабораторными испытаниями. Однако и здесь вероятностный характер возникновения ДР играет решающее значение. Если проводить испытания при условиях, соответствующих условиям летной эксплуатации, количество наблюдаемых ДР за время эксперимента может оказаться недостаточным для выявления разрушающих дуг. Простое увеличение интенсивности испытаний не решает проблему. Поэтому единственный способ – теоретически доказать, что разрушающие дуги отсутствуют. Но как это сделать при ограниченном времени испытаний пока, не совсем ясно.

### Влияние ионосферной плазмы и плазмы электроракетных двигателей

Электроды БС и корпус КА в ионосферной плазме или в плазме, формируемой при работе электроракетных двигателей (ЭРД), приобретают некоторый равновесный потенциал, при котором достигается баланс электронных и ионных токов (рис. 8). Вопросы определения потенциала электродов БС для КА, функционирующих на низких и высоких орбитах, широко освещены в литературе [52–54]. Иногда, для этих случаев применяют классическую теорию двойного зонда [55]. Некото-

рые оценки значений потенциалов электродов БС и токов утечки приведены в [56]. Сразу отметим, что величина токов утечки и вызванные этим потери мощности БС, как правило, оказываются небольшими [57]. Но это не означает, что данным фактором можно пренебрегать. В ряде случаев, например, при включении газовых двигателей, утечки тока могут значительно увеличиваться.

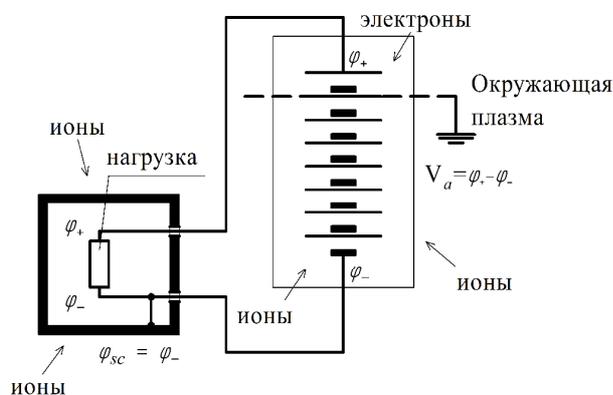


Рис. 8. Схема распределения токов на поверхностях БС и корпусе КА в плазме

Fig. 8. Current distribution scheme on the surfaces of the solar battery and the spacecraft body in plasma

В зависимости от соотношения площадей и параметров плазмы, электроды БС КА могут быть смещены как в положительную, так и в отрицательную сторону [54; 56]. С точки зрения возникновения ДР, это две принципиально различные ситуации.

Положительно смещенные электроды интенсивно собирают электроны, что всегда приводит к утечкам тока [57]. В некоторых случаях возникает тлеющий разряд и свечение [58]. В качестве иллюстрации этого эффекта на рис. 9 приведены фотографии свечения на положительно смещенном электроде, полученные авторами [58] и в лаборатории МАИ.

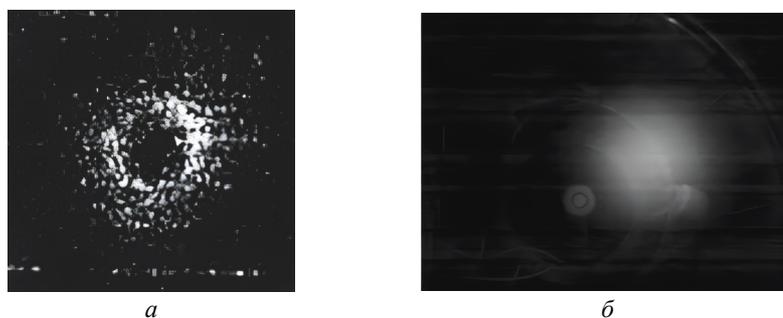


Рис. 9. Свечение на положительно смещенном электроде, полученное в [58] (а) и в лаборатории МАИ (б)

Fig. 9. Glow on a positively biased electrode obtained in [58] (a) and in our laboratory (b)

При достаточно больших значениях потенциала электродов и протекающего через них тока утечки, возможен нагрев электродов до высоких температур [56], что может привести к интенсивному газовыделению прилегающих к электродам диэлектрических материалов и даже к плавлению электродов.

Очевидно, что все эти эффекты крайне нежелательны и должны быть исключены еще на этапе проектирования. В противном случае потребуются принимать экстренные меры по парированию воздействия или выводить КА из эксплуатации.

Так, например, смещение потенциала БС МКС относительно ионосферной плазмы вызвало, как известно, серьезные проблемы, потребовавшие проведения исследований [59–61] и установки на станции специального плазменного контактора [62], устраняющего негативные электроразрядные явления.

На отрицательно смещенных электродах могут возникать триггерные дуговые микроарзряды, инициирующие вторичные дуги [21]. Физический механизм формирования триггерных дуг связан с лавинообразным увеличением тока эмиссии электронов с микроскопических выступов на поверхности отрицательно смещенного электрода в окружении достаточно плотной низкотемпературной плазмы (в этой точке происходит генерация эктона). Визуально это выглядит как образование маленьких короткоживущих светящихся точек на поверхности электрода (катода). Вероятность возникновения триггерных дуг зависит от величины смещения и концентрации окружающей плазмы [21].

Таким образом, оба рассмотренных случая опасны для БС и должны быть тщательно исследованы на этапе проектирования. Значения концентрации плазмы и потенциалы электродов, реализуемые в условиях летной эксплуатации, могут быть определены только расчетными методами, для чего требуются соответствующие математические модели и программное обеспечение. Примером подобных расчетов может быть оценка параметров плазмы, формируемой холловским двигателем типа PPS-1350G, в окрестности СБ КА SMART-1 [63].

### Дуговые разряды в силовой кабельной сети

Дуговые разряды в силовой кабельной сети БС КА имеют ряд специфических особенностей, которые следует рассмотреть отдельно. Прежде всего, такие разряды возникают, как правило, в местах механического повреждения кабелей. Эти повреждения могут иметь технологический характер, либо возникать при эксплуатации в результате длительного термоциклирования, вибраций или удара метеорных частиц. Если такая дуга возникнет, она, может вызывать очень серьезные повреждения, поскольку ток в силовых цепях составляет десятки и сотни ампер, что значительно превышает пороговые значения. Горение дуги поддерживается не только продуктами испарения катода, но и газами, выделяющимися при нагреве изоляционных материалов, поэтому время горения дуги может быть весьма продолжительным, а последствия – разрушительными. В качестве примера приведены фотографии кабеля (с искусственно внесенным дефектом) до и после дугового разряда (рис. 10) [64].

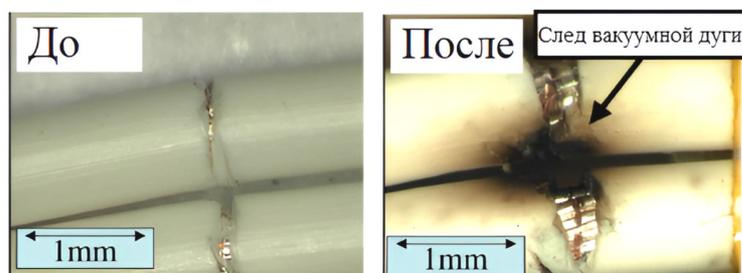


Рис. 10. Следы дугового разряда на силовом кабеле с нарушенной изоляцией [64]

Fig. 10. Traces of arc discharge on a power cable with broken insulation [64]

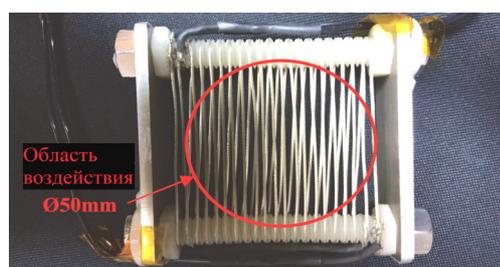


Рис. 11. Образец для испытания на образование дуги при ударе твердой частицы. Расстояние между кабелями 1,8 мм [65]

Fig. 11. Secondary arcing test sample. The stripped cables are separated by 1.8 mm [65]

Весьма интересны результаты исследований вторичных дуг, инициированных ударом метеорной частицы и лазерным лучом (см. рис. 11), полученные в [65].

Вторичные дуги начали возникать при напряжении 100 В и токе 1 А. В работе измерены параметры плазмы, генерируемой при высокоскоростном ударе твердых частиц, что может быть использовано при оценках условий возникновения вторичных дуг на орбите.

### **Защита высоковольтных БС КА от вторичных дуговых разрядов**

Самый надежный способ защиты высоковольтных БС КА от вторичных дуговых разрядов – это полная многослойная изоляция всех электродов. Однако для космоса такой подход не годится, поскольку он сопряжен с резким увеличением массы БС и снижением ее удельных характеристик, что нивелирует весь выигрыш от увеличения напряжения. Поэтому сложность задачи в том, чтобы обеспечить надежную защиту от ДР при минимальном увеличении массы БС. Чтобы решить эту задачу необходимо глубокое понимание физики процессов дугообразования, деградации свойств материалов в космосе, а также знание имеющихся технологических и конструктивных ограничений.

Среди возможных методов защиты рассматривают изоляцию коммутационных шин, оптимизацию схемы расположения элементов на панелях БС, увеличение зазора между элементами, применение заливки зазоров между солнечными элементами, применение развязывающих диодов, подбор материалов и конструкции подложки, способ заземления, применение больших защитных стекол на несколько элементов, применение гибких солнечных элементов и концентраторов [3; 11; 66]. Вероятно, существуют и другие методы.

### **Испытательная база и кадры**

Учитывая сложность создания высокоэффективной защиты высоковольтных БС КА от вторичных ДР, роль испытательной базы и высококвалифицированных кадров, обладающих необходимыми знаниями и умением работать на уникальном испытательном оборудовании, становится определяющей. Другого способа подтвердить надежность выбранного метода защиты, кроме лабораторного эксперимента, не существует.

В настоящее время в России имеется несколько научных групп, имеющих оборудование и кадры, способные решать указанные задачи. Среди них Институт сильноточной электроники СО РАН [18; 19], Томский политехнический университет [17; 36; 38], АО «ЦНИИмаш» [43; 16], АО «Композит» [46; 67], а также МАИ (кафедра 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки»).

Экспериментальная база МАИ представлена стендом «ПП-2» [68], который включен в реестр уникальных стендов и установок РФ. В состав стенда входит три вакуумные камеры ПП-2 (2 м<sup>3</sup>), ЭЛУ-8 (2 м<sup>3</sup>) и УЗВ (12 м<sup>3</sup>) (рис. 12).

Все камеры оснащены безмасляными средствами откачки, оборудованием и измерительной аппаратурой, необходимыми для проведения испытаний. Имеются электронные пушки (энергия электронов от 5 до 100 кэВ), источники плазмы (холловские двигатели СПД-50, СПД-70, ВП-30), датчики напряженности электрического поля разработки НГУ [36], электрические зонды различного типа, видеокамеры, имитатор солнечного излучения, термостабилизированные плиты и криоэкраны.

Следует отметить, что экспериментальная база МАИ создавалась, начиная с 1984 г., в тесном сотрудничестве с НПО ПМ ныне – АО «РЕШЕТНЁВ». Работы велись по широкому спектру проблем, включая электризацию КА, воздействие собственной внешней атмосферы на КА, воздействие плазменных струй ЭРД на элементы и системы КА. Одним из важнейших направлений исследований было воздействие плазмы ЭРД на работу высоковольтной аппаратуры КА. Результаты этих исследований сыграли большую роль при создании КА SESAT. Разработанная на их основе методология [69], успешно используется при проектировании КА и включена в ряд нормативных документов.

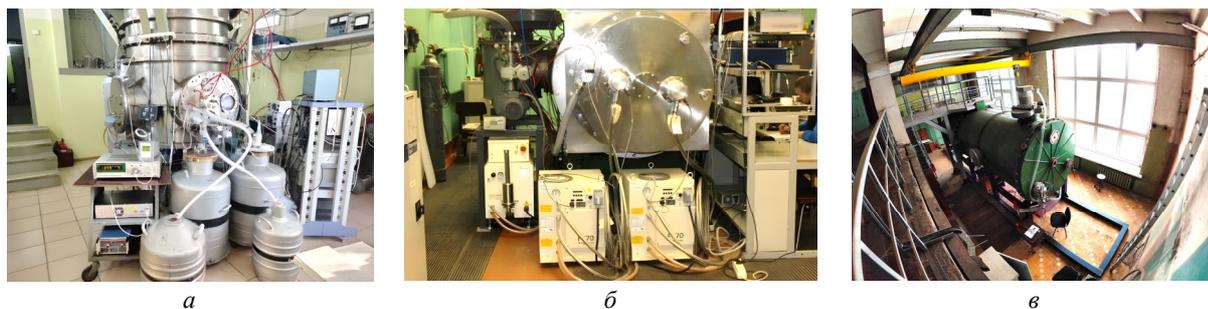


Рис. 12. Экспериментальная база МАИ для испытаний БС: вакуумные камеры ПП-2 (а), ЭЛУ-8 (б), УЗВ (в)

Fig. 12. MAI experimental base for testing a solar battery: vacuum chambers PP-2 (a), ELU-8 (b), U3V (c)

В настоящее время по программе «Приоритет 2030» ведется дооснащение стенда большой вакуумной камерой УЗВ для испытания крупногабаритных объектов космической техники, включая панели БС, на совместное воздействие факторов электризации и плазмы ЭРД. Вакуумная камера имеет диаметр 2 м и длину 5 м, оснащена криоэкраном, обеспечивающим температуру образцов до  $-110\text{ }^{\circ}\text{C}$ , и позволяет испытывать образцы с диагональю до 1,5 м.

В период с 2019 по 2023 гг. на стенде были проведены испытания четырех высоковольтных БС КА на стойкость к воздействию магнитосферной плазмы и плазмы СПД, а также на устойчивость к воздействию вторичных дуговых разрядов. В качестве иллюстрации на рис. 13 приведены дуговые разряды, возникающие при облучении образца БС высокоэнергетическими электронами (13, а) и в плазме СПД при положительном (13, б) и отрицательном (13, в) смещении электродов.

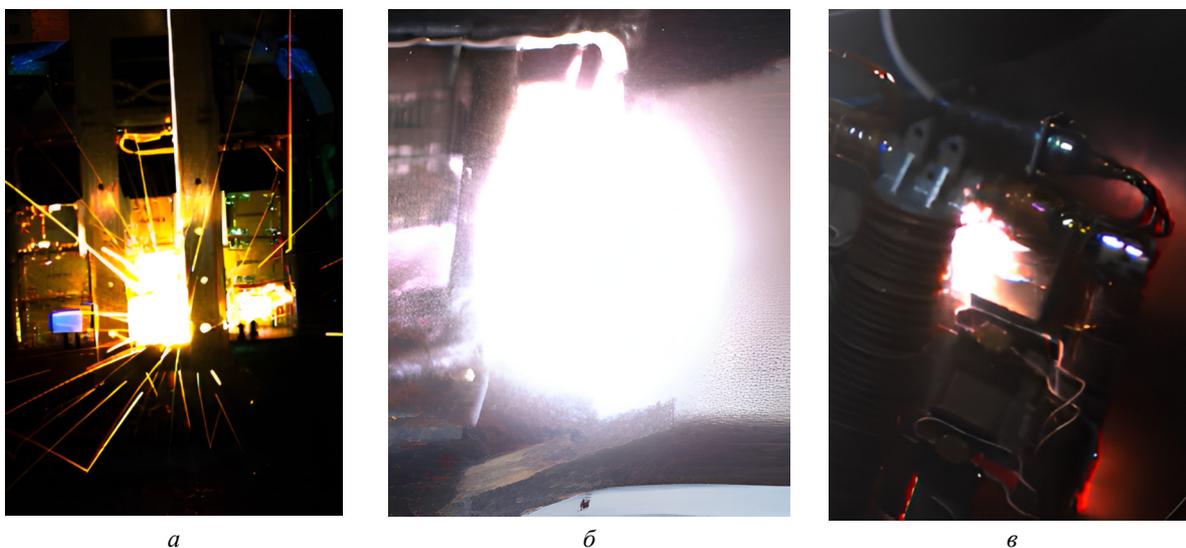


Рис. 13. Фотографии вторичных дуговых разрядов, инициированных воздействием электронного облучения (а); в плазме, генерируемой ЭРД, при положительном (б) и отрицательном (в) смещении электродов

Fig. 13. Photographs of secondary arc discharges initiated by exposure to electron irradiation (a); in plasma generated by an electric propulsion thruster, with positive (b) and negative (c) electrode displacement

Результаты испытаний подтвердили серьезность проблемы и позволили сформулировать перечень задач, которые необходимо решить в первую очередь.

Прежде всего, это организация отраслевой НИР, которая будет направлена на создание методологии испытаний высоковольтных БС КА на устойчивость ко вторичным дуговым разрядам. Эта работа должна включать в себя разработку физико-математических моделей и программного

обеспечения, создание специального экспериментального оборудования, отработку методик испытаний и методов защиты БС КА от вторичных дугowych разрядов. Опыт наших работ показал, что решение этих задач в рамках плановых ОКР может растянуться на многие годы.

Не менее важной является задача подготовки кадров. Если ее начинать «с нуля», привлекая к исследованиям студентов 3–4 курса, то профессионалами в данной области они станут не раньше, чем через 5–10 лет. Кроме того, чтобы подготовить такие кадры нужны специалисты, которые уже обладают необходимыми знаниями. Но их единицы и они, как правило, настолько перегружены, что не имеют возможности в достаточной степени погрузиться в проблему.

В этой ситуации наиболее рациональным представляется выделение целевых средств на подготовку специалистов и проведение ими самостоятельных исследований в рамках аспирантуры и докторантуры, что позволит соискателям и их руководителям максимально сосредоточиться на предмете исследования. Эти исследования должны быть направлены на решение конкретных задач в рамках указанной проблемы. Некоторая часть средств должна выделяться на исследования, проводимые молодыми специалистами после защиты диссертаций. Координация усилий на уровне отрасли должна осуществляться научным сообществом и представителями промышленности.

### **Заключение**

1. Мировой опыт показывает, что для освоения технологии высоковольтных БС КА необходимо решение широкого круга научно-технических и технологических задач, связанных с разработкой математических моделей, созданием экспериментального оборудования и методологии испытаний, а также с разработкой эффективных методов защиты высоковольтных БС КА от вторичных дугowych разрядов. Кроме того, уже сейчас необходимо начинать готовить кадры, которые смогут развивать эту технологию в будущем.

2. В результате многолетнего сотрудничества АО «РЕШЕТНЁВ» и МАИ накоплен значительный задел в части экспериментальных и теоретических исследований проблемы обеспечения стойкости высоковольтных БС КА к воздействию вторичных дугowych разрядов, создана уникальная экспериментальная база. Показано, что для обеспечения нормального функционирования высоковольтных БС в космосе необходима организация отраслевой НИР, направленной на создание методологии испытаний и разработку методов защиты высоковольтных БС КА от воздействия дугowych разрядов.

3. Для подготовки высококвалифицированных кадров по данному направлению представляется целесообразным выделение целевых средств на проведение исследований студентами старших курсов, аспирантами, докторантами и молодыми специалистами. Выбор направлений исследований и их координация должны осуществляться научным сообществом и представителями промышленности.

### **Библиографические ссылки**

1. High Voltage Space Solar Arrays / Ferguson D.C., Hillard G.B., Vayner B.V. et al. // 53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress (10-19 Oct 2002/Houston, Texas), NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio USA, 2002. P. 1–8. IAC-02-IAA.6.3.03.

2. Груздев А. И., Шевцов М. С. Система электроснабжения космического аппарата с распределенной модульной структурой на базе фотоэлектрических преобразователей, интегрированных с литий-ионными аккумуляторами // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2022. Т. 189. № 4. С. 15–20. EDN HEAEYS.

3. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System / Jongeward G. A., Katz I. J., Carruth M. R. et al. // IEPIC Paper 01-327, 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 2001.

4. Mikellides I. G., Jongeward G. Assessment of High-Voltage Solar Array Concepts for a Direct Drive Hall Effect Thruster System // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003. Doi:10.2514/6.2003-4725.

5. Manzella D. H., Hack K. High-Power Solar Electric Propulsion for Future NASA Missions // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014. P. 3718. Doi: 10.2514/6.2014-3718.
6. Kerslake T. W. Effect of Voltage Level on Power System Design for Solar Electric Propulsion Missions // Journal of Solar Energy Engineering. 2004. Vol. 126. No. 3, 936. 15 P. Doi: 10.1115/1.1710523.
7. Goebel D. M., Filimonova O. S. High Voltage Solar Array Development for Space and Thruster-Plume Plasma Environments // IEEE Transactions on Plasma Science. 2022. Vol. 50. No. 3, P. 721–730. Doi: 10.1109/TPS.2022.3147424.
8. High Voltage Solar Array Study / Knauer W., Bayless J. R., Todd G. T., Ward J. W. // NASA CR-72675, Hughes Research Laboratories, 19708, 1970. 185 P.
9. Herron B., Bayless J., Worden J. High voltage solar array technology // 9th Electric Propulsion Conference. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972. P. 457–463. Doi:10.2514/6.1972-443.
10. Ralph R. Roe Jr. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook (NASA-HDBK-4006A). NASA 2018. 76 P. [Электронный ресурс]. URL: <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-hdbk-4006a.pdf> (дата обращения: 10.01.2024).
11. 1997–2002 Solar Array String Failures Revisited / Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Cooper R. J. et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2017. Vol. 54. No. 3. P. 542–553. Doi:10.2514/1.A33637.
12. Акишин А. И. Снижение мощности солнечных батарей искусственных спутников Земли под воздействием электрических разрядов // Перспективные материалы. 2008. № 4. С. 21–28.
13. Возникновение дугового разряда между участками солнечных батарей в вакууме / В. А. Летин, А. И. Акишин, Н. М. Бардина и др. // Гелиотехника. 1990. № 1. С. 75–76.
14. Экспериментальные исследования дугового разряда между участками солнечных батарей при облучении ее электронами в вакууме / В. А. Летин, Н. М. Бардина, И. Р. Заявлин и др. // Гелиотехника. 1991. № 4. С. 23–26.
15. Акишин А. И., Байкальцев В. Б., Тютрин Ю. И. Воздействие электронных потоков на защитные покрытия солнечных батарей // Физика и химия обработки материалов. 1991. № 4. С. 68–71.
16. Условия возникновения низковольтных электрических дуг между элементами солнечных батарей при радиационной электризации космических аппаратов / Г. В. Бабкин, Э. А. Гостищев, Л. Ф. Смекалин и др. // Космонавтика и ракетостроение. 2003. Т. 30, № 1. С. 75–83.
17. Методика проведения ускоренных ресурсных испытаний солнечных батарей космических аппаратов на устойчивость к факторам радиационной электризации в лабораторных условиях / Ю. А. Бежаев, В. М. Зыков, В. В. Иванов и др. // Изв. Томского политех. ун-та. Инжиниринг георесурсов. 2008. Т. 312, № 2. С. 38–42.
18. Физическое моделирование вторичного дугообразования в диапазоне давлений окружающей среды от атмосферного уровня до уровня вакуума / А. В. Батраков, Е.Л. Дубровская, К. В. Карлик и др. // Изв. вузов. Физика. 2014. Т. 57, № 11. С. 7–11.
19. Аппаратный комплекс для диагностики радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата на устойчивость к дугообразованию / В. А. Батраков, С. Г. Кочура, С. А. Попов и др. // Решетневские чтения. 2016. С. 324–326.
20. Пат. № 2539964 Российская Федерация, МПК G01R 31/28, H01J 37/00. Способ определения стойкости к дугообразованию элементов радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов / Батраков А. В., Карлик К. В., Попов С. А. № 2013137287/07 ; заявл. 08.08.2013 ; опубл. 27.01.2015. 7 с.
21. Laboratory Tests on 110-Volt Solar Arrays in Ion Thruster Plasma Environment / M. Cho, R. Ramasamy, K. Toyoda et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2003. Vol. 40, No. 2. P. 221–229. Doi:10.2514/2.3956.
22. Preliminary report on on-orbit experiment on high voltage technology demonstration satellite HORYU-II / A. Takahashi, A. R. Khan, H. Masui et al. // 63rd International Astronautical Congress, IAC Paper IAC-12-D5.3.13, October 2012, Naples, Italy. P. 1–11.

23. Initial Results From an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-IV / T. Shimizu, H. Fukuda, N. Su T. et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2017. Vol. 45, No. 8. P. 1853–1863. Doi:10.1109/tps.2017.2688725.
24. ISO 11221:2011. Space Systems – Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods. 28 p.
25. Кесаев И. Г. Катодные процессы электрической дуги. М. : Наука, 1968. 244 с.
26. Месяц Г. А. Эктоны. Ч. 1. Екатеринбург : Наука, 1993. 184 с.
27. Месяц Г. А. Эктон – лавина электронов из металла // Успехи физических наук. 1995. Т. 165, № 6. С. 601–626. Doi; 10.3367/UFNr.0165.199506a.0601.
28. Месяц Г. А., Беренгольц С. А. Механизм генерации аномальных ионов вакуумной дуги // Успехи физических наук. 2002. Т. 172, № 10. С. 1113–1130. Doi: 10.3367/UFNr.0172.200210a.1113.
29. Баренгольц С. А., Месяц Г. А. Самопроизвольное погасание дуги в эктонной модели // Письма в ЖТФ, 2001. Т. 27, № 6. С. 82–85.
30. Лафферти Дж. (ред.). Вакуумные дуги / Пер. с англ. А. В. Елецкого, Е. З. Меплихова, А. А. Радцига ; под ред. В. И. Раховского. М. : Мир, 1982. 428 с.
31. Smeets R. P. P. Low-current behaviour and current chopping of vacuum arcs. [Phd Thesis 1 (Research TU/e / Graduation TU/e), Electrical Engineering]. Technische Universiteit Eindhoven, 1987. 140 p. Doi: 10.6100/IR264618.
32. Измерение порогового тока вакуумной дуги для наноструктурированного вольфрама / П. С. Михайлов, И. Л. Музюкин, Ю. И. Мамонтов и др. // Proceedings of 8th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects. Tomsk. Russia, 2022. P. 886–889. Doi: 10.56761/EFRE2022.C3-O-024701.
33. Statistical Number of Primary Discharges Required for Solar Array Secondary Arc Tests / M. Cho, K. Kitamura, T. Ose et al. // Journal of Spacecraft and Rockets, 2009. Vol. 46, No. 2. P. 438–448. Doi: 10.2514/1.37798.
34. Cho M., Goka T. Japanese Practices of Solar Array ESD Ground Tests // 9th Spacecraft Charging Technology Conference. Japan Aerospace Exploration Agency. Tsukuba. Japan, 2005.
35. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel / M. Cho, J.-H. Kim, S. Hosoda et al. // IEEE Transactions on Plasma Science, 2006. Vol. 34, No. 5. P. 2011–2030. Doi: 10.1109/TPS.2006.881935.
36. Модель космоса : науч.-инф. изд. в 2 т. / под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М. : КДУ, 2007. 1145 с.
37. New Spacecraft-Charging Solar Array Failure Mechanism / D. B. Snyder, D. C. Ferguson, Vayner et al. // Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL Science Center, Hanscom AFB, MA, Nov. 1998. P. 297–301.
38. Чигорко А. А. Аппаратура для исследования электронно-протонного заряжения высокоомных диэлектриков в условиях инверсного распределения потенциала // Изв. Томского политех. ун-та. 2008. Т. 312, № 2. Математика и механика. Физика. Приложение: Неразрушающий контроль и диагностика. С. 99–106.
39. Atypical Normal Potential Gradient Arcing on Solar Arrays / D. C. Ferguson, R. C. Hoffmann, E. A. Plis et al. // Journal of Spacecraft and Rockets, 2018. Vol. 55, No. 3. P. 698–711. Doi: 10.2514/1.a34017.
40. Акишин А. И. Космическое материаловедение. М. : НИИЯФ МГУ, 2007. 209 с.
41. Inoue G. T. Implications Of Arcing Due To Spacecraft Charging On Spacecraft Emi Margins Of Immunity / NASA-CR-165442, March 10, 1981. 173 p.
42. Electrostatic discharge test with simulated coverglass flashover for multi-junction GaAs/Ge solar array design / B. Hoang, F. Wong, V. V. Funderburk et al. // 35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 2010. P. 1118–1123. Doi:10.1109/pvsc.2010.5614721.

43. Иванов В. А., Кириллов В. Ю., Морозов Е. П. Модельные и стендовые исследования электризации космических аппаратов / под ред. В. Ю. Кириллова. М. : Изд-во МАИ, 2012. 167 с.
44. Ferguson D. C., Vayner B. V. Flashover Current Pulse Formation and the Perimeter Theory // IEEE Transactions on Plasma Science. 2013. Vol. 41, No. 12. P. 3393–3401. Doi: 10.1109/tps.2013.2279760.
45. Surface flashover in 50 years: theoretical models and competing mechanisms / Z. Li, J. Liu, O. Yoshimichi et al. // High Voltage. 2023. Vol. 8, No. 5. P. 853–877. Doi:10.1049/hve2.12340.
46. Хасаншин Р. Х., Новиков Л. С., Коровин С. Б. Влияние давления остаточной атмосферы на развитие электростатических разрядов на поверхности защитных стекол солнечных батарей // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2016. № 10. С. 14–24. Doi 10.7868/S0207352816100103.
47. Anomalous Global Positioning System Power Degradation from Arc-Induced Contamination / D. Ferguson, P. Crabtree, S. White et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. Vol. 53, No. 3. P. 464–470. Doi: 10.2514/1.A33438.
48. The Case for Global Positioning System Arcing and High Satellite Arc Rates / D. Ferguson, S. White, R. Rast et al. // IEEE Transactions on Plasma Science. 2019. Vol. 47, No. 8. P. 3834–3841. Doi: 10.1109/tps.2019.2922556.
49. Деградация нерадиационной природы энергетических характеристик солнечных батарей космических аппаратов на средневысоких круговых орбитах / В. Г. Букреев, М. В. Нестеришин, П. А. Крючков и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 115–123.
50. Spacecraft Charging and Discharging. Design standard. Japan Aerospace Exploration Agency. 2012. 82 p.
51. Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite / M. Cho, S. Kawakita, M. Nakamura et al. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2005. Vol. 42, No. 4. P. 740–748. Doi: 10.2514/1.6694.
52. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters // Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology. 2008. 514 p.
53. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces / M. R. Carruth, J. A. Vaughn, R. T. Bechtel et al. // 30th Aerospace Science Meeting and Exhibit, January 6–9, 1992, Reno, NV, AIAA 92-0820. P. 1–7.
54. Khayms V., Logan-Garbisch A., Kannenberg K. Measurements and Modeling of a Solar Array Floating Potential and Leakage Current in a Hall Thruster Plume Environment // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005. Doi: 10.2514/6.2005-3862.
55. Козлов О. В. Электрический зонд в плазме. М. : Атомиздат, 1969. 291 с.
56. Валиуллин В. В., Надирадзе А. Б. Потенциал высоковольтной солнечной батареи космического аппарата в плазме электроракетного двигателя // Вестник Московского авиац. ин-та. 2023. Т. 30, № 3. С. 125–135.
57. Cho M., Saionji A., Toyoda K. Interaction between high voltage solar array and ion thruster plasma // 28th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2003, March, 17–21, Toulouse, France. CDROM, Published by CNRS, March, 2003, 0053-0303iepc-full.pdf. P. 1–10.
58. Inception of Snapover and gas Induced Glow Discharges / J. T. Galfaro, D. C. Ferguson, B. V. Vayner et al. // AIAA. P. 2000–0245, Glenn Research Center, 2000. P. 1–8.
59. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the Geomagnetic Field / F. F. Gabdullin, A. G. Korsun, E. G. Lavrenko et al. // 30th International Electric Propulsion Conference (Florence. Italy, 2007). P. 1–8.
60. Simulation of near-electrode processes of a electric discharge in the ISS environment / E. M. Tverdokhlebova, B. G. Borisov, A. G. Korsun et al. // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (09–12 January 2006; Reno. Nevada). Doi: 10.2514/6.2006-872.
61. Influence of Space Propulsions and Plasma Sources on Electric-Discharge Phenomena on the ISS / Tverdokhlebova E. M., Korsun A. G., Garkusha V. I. et al. // 4th International Spacecraft Propulsion Conference (Chia Laguna (Cagliari). Sardinia. Italy. 2004). P.78.1.–78.6. ESA SP-555.

62. Alred J., Mikatarian R., Barsamian H. Review of PCU Discharge Current: Dec 2000 to Aug.2003 // ISS Plasma Technical Interchange Meeting. NASA, Marshall Space Flight Center, Sept. 3–5, 2003, Huntsville, Alabama.
63. Wartelski M., Theroude C., Ardura C. Self-consistent Simulations of Interactions between Spacecraft and Plumes of Electric Thrusters // 33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington D. C., USA, October 6–10, 2013, IEPC-2013-73, P. 1–10.
64. Sustained Arc Between Primary Power Cables of a Satellite / Kawakita S., Kusawake H., Takahashi M. et al. // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 2004. Doi: 10.2514/6.2004-5658.
65. Secondary arcing triggered by hypervelocity impacts on solar panel rear side cables with defects – Comparison with laser impacts / J.-M. Siguier, V. Inguibert, G. Murat et al. // IEEE Transactions on Plasma Science, Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2017. Vol. 45, No. 8. P. 1880–1886. Doi: 10.1109/TPS.2017.2686602.
66. Артамонов В. С. Защита солнечных панелей в космосе от электрического пробоя // Студенческий научный форум : XI Междунар. студенческая науч. конф. 2019. 9 с. [Электронный ресурс]. URL: <https://scienceforum.ru/2019/article/2018017169?ysclid=lquiu4as9159647158> (дата обращения: 10.01.2024).
67. Хасаншин Р. Х., Новиков Л. С. Изменения спектра пропускания стекла марки К-208 под действием ионизирующих излучений и молекулярных потоков // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования, 2014. № 7. С. 83–87. Doi: 10.7868/S0207352814070099.
68. Научно-технологическая инфраструктура Российской Федерации: официальный сайт. М. URL: <https://ckp-rf.ru/catalog/usu/73590/> (дата обращения 04.05.2023).
69. Методология обеспечения стойкости космического аппарата в условиях плазмы, формируемой стационарными плазменными двигателями / С. В. Балашов, В. В. Иванов, И. А. Максимов и др. // Вестник СибГАУ. 2006. № 1(8). С. 76–80.

## References

1. Ferguson D. C., Hillard G. B, Vayner B. V. et al. High Voltage Space Solar Arrays. *53rd International Astronautical Congress. The World Space Congress (10–19 Oct 2002/Houston, Texas). NASA Glenn Research Center Cleveland, Ohio USA, 2002. P. 1–8. IAC-02-IAA.6.3.03.*
2. Gruzdev A. I., Shevtsov M. S. [Spacecraft Power Supply System With A Distributed Modular Structure Based On Photovoltaic Cells Integrated With Li-Ion Storage Batteries] *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM. 2022, Vol. 189, No. 4, P. 15–20 (In Russ.).*
3. Jongeward G. A., Katz I. J., Carruth M. R. et al. High Voltage Solar Arrays for a Direct Drive Hall Effect Propulsion System. *IEPC Paper 01–327, 27th International Electric Propulsion Conference, Pasadena, CA, 2001.*
4. Mikellides I. G., Jongeward G. Assessment of High-Voltage Solar Array Concepts for a Direct Drive Hall Effect Thruster System. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2003. Doi: 10.2514/6.2003-4725.*
5. Manzella D. H., Hack K. High-Power Solar Electric Propulsion for Future NASA Missions. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014. P. 3718. Doi: 10.2514/6.2014-3718.*
6. Kerslake T. W. Effect of Voltage Level on Power System Design for Solar Electric Propulsion Missions. *Journal of Solar Energy Engineering. 2004, Vol. 126, No. 3, 936. 15 p. Doi: 10.1115/1.1710523.*
7. Goebel D. M., Filimonova O. S. High Voltage Solar Array Development for Space and Thruster-Plume Plasma Environments. *IEEE Transactions on Plasma Science. 2022, Vol. 50, No. 3, P. 721–730. Doi: 10.1109/TPS.2022.3147424.*

8. Knauer W., Bayless J. R., Todd G. T., Ward J. W. High Voltage Solar Array Study. NASA CR-72675, Hughes Research Laboratories, 19708, 1970, 185 p.
9. Herron B., Bayless J., Worden J. High voltage solar array technology. *9th Electric Propulsion Conference. Journal of Spacecraft and Rockets*. 1972. P. 457–463. Doi: 10.2514/6.1972-443.
10. Ralph R. Roe Jr. Low Earth Orbit Spacecraft Charging Design Handbook (NASA-HDBK-4006A). NASA, 2018, 76 p. Available at: <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-hdbk-4006a.pdf>.
11. Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Cooper R. J. et al. 1997–2002 Solar Array String Failures Revisited. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017, Vol. 54, No. 3, P. 542–553. Doi: 10.2514/1.A33637.
12. Akishin A. I. [Reducing the power of solar batteries of artificial Earth satellites under the influence of electrical discharges]. *Perspektivnyye materialy*. 2008, No. 4, P. 21–28 (In Russ.).
13. Letin V. A., Akishin A. I., Bardina N. M. et al. [The occurrence of an arc discharge between sections of solar batteries in a vacuum]. *Geliotekhnika*, 1990, No. 1, P. 75–76 (In Russ.).
14. Letin V. A., Bardina N. M., Zayavlin I. R. et al. [Experimental studies of the arc discharge between sections of solar batteries when irradiated with electrons in a vacuum]. *Geliotekhnika*. 1991, No 4, P. 23–26 (In Russ.).
15. Akishin A. I., Baykal'tsev V. B., Tyutrin Y. I. [The effect of electronic flows on the protective coatings of solar batteries]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*. 1991, No. 4, P. 68–71 (In Russ.).
16. Babkin G. V., Gostishchev E. A., Smekalin L. F. et al. [Conditions Of Low-Voltage Electrical Arc Origination Between Solar Battery Elements During Spacecraft Radiation Electrification]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2003, Vol. 30, No. 1, P. 75–83 (In Russ.).
17. Bezhayev Y. A., Zykov V. M., Ivanov V. V. et al. [A methodology for conducting accelerated life tests of solar batteries of spacecraft for resistance to radiation electrification factors in laboratory conditions]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta. Inzhiniring georesursov*. 2008, Vol. 312, No. 2, P. 38–42 (In Russ.).
18. Batrakov A. V., Dubrovskaya E. L., Karlik K. V. et al. [Physical modeling of secondary arcing in the range of ambient pressures from atmospheric level to vacuum level]. *Izvestiya vuzov. Fizika*. 2014, Vol. 57, No. 11, P. 7–11 (In Russ.).
19. Batrakov V. A., Kochura S. G., Popov S. A. et al. [Hardware Set-Up For Diagnostics Of Spacecraft On-Board Equipment On Resistance To Arcing]. *Reshetnevskiy chteniya*. 2016, P. 324–326 (In Russ.).
20. Batrakov A. V., Karlik K. V., Popov S. A. *Sposob opredeleniya stoykosti k dugoobrazovaniyu elementov radioelektronnoy apparatury kosmicheskikh apparatov* [A method for determining the resistance to arcing of elements of radioelectronic equipment of spacecraft]. Patent RF, No. 2539964, 2015. 7 p. (In Russ.).
21. Cho M., Ramasamy R., Toyoda K. et al. Laboratory Tests on 110-Volt Solar Arrays in Ion Thruster Plasma Environment. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2003, Vol. 40, No. 2, P. 221–229. Doi: 10.2514/2.3956.
22. Takahashi A., Khan A. R., Masui H. et al. Preliminary report on on-orbit experiment on high voltage technology demonstration satellite. HORYU-II, *63rd International Astronautical Congress, IAC Paper IAC-12-D5.3.13*, October 2012, Naples, Italy. P. 1–11.
23. Shimizu T., Fukuda H., Su N. T. et al. Initial Results From an In-Orbit High-Voltage Experimental Platform: HORYU-IV. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2017, Vol. 45, No. 8, P. 1853–1863. Doi: 10.1109/tps.2017.2688725.
24. ISO 11221:2011. Space Systems – Space Solar Panels – Spacecraft Charging Induced Electrostatic Discharge Test Methods. 28 p.
25. Kesayev I. G. *Katodnyye protsessy elektricheskoy dugi* [Cathodic processes of an electric arc]. M. : Nauka Publ., 1968, 244 p. (In Russ.).
26. Mesyats G. A. *Ektony. Chast' I* [Actons. Part 1]. Yekaterinburg, Nauka Publ., 1993, 184 p.

27. Mesyats G. A. [Ecton or electron avalanche from metal]. *Uspekhi fizicheskikh nauk*. 1995, Vol. 165, No. 6, P. 601–626. Doi; 10.3367/UFNr.0165.199506a.0601 (In Russ.).
28. Mesyats G. A., Berengol'ts S. A. [Mechanism of anomalous ion generation in vacuum arcs]. *Uspekhi fizicheskikh nauk*. 2002, Vol. 172, No. 10, P. 1113–1130. Doi: 10.3367/UFNr.0172.200210a.1113 (In Russ.).
29. Barengol'ts S. A., Mesyats G. A. [Spontaneous Arc Quenching In The Ecton Model]. *Pis'ma v zhurnal tekhnicheskoy fiziki*. 2001, Vol. 27, No. 6, P. 82–85 (In Russ.).
30. Lafferty J. M. (ed) Vacuum arcs. Theory and Application. Wiley, 1980, 372 p.
31. Smeets R. P. P. Low-current behaviour and current chopping of vacuum arcs. [Phd Thesis 1 (Research TU/e / Graduation TU/e), Electrical Engineering]. *Technische Universiteit Eindhoven*, 1987, 140 p. Doi: 10.6100/IR264618.
32. Mikhaylov P. S., Muzyukin I. L., Mamontov Y. I. et al. [Measurement of vacuum arc threshold current for nanostructured tungsten]. *Proceedings of 8th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects*. Tomsk, Russia, 2022, P. 886–889. Doi: 10.56761/EFRE2022.C3-O-024701 (In Russ.).
33. Cho M., Kitamura K., Ose T. et al. Statistical Number of Primary Discharges Required for Solar Array Secondary Arc Tests. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2009, Vol. 46, No. 2, P. 438–448. doi:10.2514/1.37798.
34. Cho M., Goka T. Japanese Practices of Solar Array ESD Ground Tests. *9th Spacecraft Charging Technology Conference. Japan Aerospace Exploration Agency. Tsukuba, Japan*, 2005.
35. Cho M., Kim J.-H., Hosoda S. et al. Electrostatic Discharge Ground Test of a Polar Orbit Satellite Solar Panel. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2006, Vol. 34, No. 5, P. 2011–2030. Doi: 10.1109/TPS.2006.881935.
36. *Model' kosmosa: Nauchno-informatsionnoye izdaniye v 2 t. Tom 2. Vozdeystviye kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovaniye kosmicheskikh apparatov* [The Model of space: A scientific and informational publication in 2 vol. Vol. 2. The impact of the space environment on spacecraft materials and equipment] Ed. M. I. Panasyuka, L. S. Novikova. Moscow, KDU Publ., 2007, 1145 p. (In Russ.).
37. Snyder D. B., Ferguson D. C., Vayner et al. New Spacecraft-Charging Solar Array Failure Mechanism. *Proceedings of the 6th Spacecraft Charging Technology Conference, AFRL Science Center, Hanscom AFB, MA*, Nov. 1998, P. 297–301.
38. Chigorok A. A. [Equipment for the study of electron-proton charging of high-resistance dielectrics under conditions of inverse potential distribution]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2008. Vol. 312, No. 2. P. 99–106 (In Russ.).
39. Ferguson D. C., Hoffmann R. C., Plis E. A. et al. Atypical Normal Potential Gradient Arcing on Solar Arrays. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018, Vol. 55, No. 3, P. 698–711. Doi: 10.2514/1.a34017.
40. Akishin A. I. *Kosmicheskoye materialovedeniye. Metodicheskoye i uchebnoye posobiye* [Space materials science. Methodical and educational manual]. Moscow, NIIYAF MGU Publ., 2007, 209 p.
41. Inouye G. T. Implications Of Arcing Due To Spacecraft Charging On Spacecraft Emi Margins Of Immunity / NASA-CR-165442, March 10, 1981. 173 p.
42. Hoang B., Wong F., Funderburk V. V. et al. Electrostatic discharge test with simulated coverglass flashover for multi-junction GaAs/Ge solar array design. *35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2010, P. 1118–1123. Doi: 10.1109/pvsc.2010.5614721.
43. Ivanov V. A., Kirillov V. Y., Morozov E. P. *Model'nyye i stendovyye issledovaniya elektrizatsii kosmicheskikh apparatov* [Model and bench studies of spacecraft electrification]. Moscow, MAI Publ., 2012, 167 p. (In Russ.).
44. Ferguson D. C., Vayner B. V. Flashover Current Pulse Formation and the Perimeter Theory. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2013, Vol. 41, No. 12, P. 3393–3401. Doi: 10.1109/tps.2013.2279760.

45. Li Z., Liu J., Yoshimichi O. et al. Surface flashover in 50 years: theoretical models and competing mechanisms. *High Voltage*. 2023, Vol. 8, No. 5, P. 853–877. Doi; 10.1049/hve2.12340.
46. Khasanshin R. K., Novikov L. S., Korovin S. B. [The influence of residual atmospheric pressure on the development of electrostatic discharges on the surface of protective glasses of solar batteries] *Poverkhnost'. Rentgenovskiy, sinkhrotronnyye i neytronnyye issledovaniya*. 2016, No. 10, P. 14–24. Doi: 10.7868/S0207352816100103 (In Russ.).
47. Ferguson D., Crabtree P., White S. et al. Anomalous Global Positioning System Power Degradation from Arc-Induced Contamination. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, Vol. 53, No. 3, P. 464–470. Doi: 10.2514/1.A33438.
48. Ferguson D., White S., Rast R. et al. The Case for Global Positioning System Arcing and High Satellite Arc Rates. *IEEE Transactions on Plasma Science*. 2019, Vol. 47, No. 8, P. 3834–3841. Doi: 10.1109/tps.2019.2922556.
49. Bukreyev V. G., Nesterishin M. V., Kryuchkov P. A. et al. [Non-Radiation Degradation Of Solar Array Energy Performances For Meo Satellites]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviat-sionnaya tekhnika*. 2021, No. 1, P. 115–123 (In Russ.).
50. Spacecraft Charging and Discharging. Design standard. Japan Aerospace Exploration Agency, 2012. 82 p.
51. Cho M., Kawakita S., Nakamura M. et al. Number of Arcs Estimated on Solar Array of a Geostationary Satellite. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2005, Vol. 42, No. 4, P. 740–748. Doi: 10.2514/1.6694.
52. Goebel D. M., Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*. 2008, 514 p.
53. Carruth M. R., Vaughn J. A., Bechtel R. T. et al. Electrical Breakdown of Space Station Freedom Surfaces. *30th Aerospace Science Meeting and Exhibit*, January 6–9, 1992, Reno, NV, AIAA 92-0820, P. 1–7.
54. Khayms V., Logan-Garbisch A., Kannenberg K. Measurements and Modeling of a Solar Array Floating Potential and Leakage Current in a Hall Thruster Plume Environment. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005. Doi:10.2514/6.2005-3862.
55. Kozlov O. V. *Elektricheskiy zond v plazme* [An electric probe in plasma]. Moscow, Atomizdat Publ., 1969, 291 p.
56. Valiullin V. V., Nadiradze A. B. [High Voltage Solar Battery's Potential Of Spacecraft In Plasma Generated By Electric Propulsion Thruster]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo institute*. 2023, Vol. 30, No. 3, P. 125–135 (In Russ.).
57. Cho M., Saionji A., Toyoda K. Interaction between high voltage solar array and ion thruster plasma *28th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2003, March, 17-21, Toulouse, France. CDROM, Published by CNRS, March, 2003, 0053-0303iepc-full.pdf.*, P. 1–10.
58. Galfaro J. T., Ferguson D. C., Vayner B. V. et al. Inception of Snapover and gas Induced Glow Discharges. *AIAA paper 2000-0245, Glenn Research Center*, 2000, P. 1–8.
59. Gabdullin F. F., Korsun A. G., Lavrenko E. G. et al. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the Geomagnetic Field. *30th International Electric Propulsion Conference* (Florence. Italy. 2007). P. 1–8.
60. Tverdokhlebova E. M., Borisov B. G., Korsun A. G., Nadiradze A. B. et al. Simulation of near-electrode processes of a electric discharge in the ISS environment. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* (09–12 January 2006; Reno, Nevada). Doi: 10.2514/6.2006-872.
61. Tverdokhlebova E. M., Korsun A. G., Garkusha V. I. et al. Influence of Space Propulsions and Plasma Sources on Electric-Discharge Phenomena on the ISS. *4th International Spacecraft Propulsion Conference* (Chia Laguna (Cagliari). Sardinia. Italy. 2004). P.78.1–78.6. ESA. ESA SP-555.
62. Alred J., Mikatarian R., Barsamian H. Review of PCU Discharge Current: Dec 2000 to Aug.2003. *ISS Plasma Technical Interchange Meeting. NASA, Marshall Space Fligh Center*, Sept. 3–5, 2003, Huntsville, Alabama.

63. Wartelski M., Theroude C., Ardura C. Self-consistent Simulations of Interactions between Spacecraft and Plumes of Electric Thrusters. *33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington D. C., USA*, October 6–10, 2013, IEPC-2013-73, P. 1–10.

64. Kawakita S., Kusawake H., Takahashi M. et al. Sustained Arc Between Primary Power Cables of a Satellite. *2nd International Energy Conversion Engineering Conference*, 2004. Doi: 10.2514/6.2004-5658.

65. Siguier J.-M., Inguibert V., Murat G. et al. Secondary arcing triggered by hypervelocity impacts on solar panel rear side cables with defects – Comparison with laser impacts. *IEEE Transactions on Plasma Science, Institute of Electrical and Electronics Engineers*. 2017, Vol. 45, No. 8, P. 1880–1886. Doi: 10.1109/TPS.2017.2686602.

66. Artamonov V. S. *Zashchita solnechnykh paneley v kosmose ot elektricheskogo proboya* [Protection of solar batteries in space from electrical breakdown]. XI International Student Scientific Conference, Student Scientific Forum, 2019. 9 с. (In Russ.). Available at: <https://scienceforum.ru/2019/article/2018017169?ysclid=lquiua4as9159647158> (accessed: 10.01.2024).

67. Khasanshin R. K., Novikov L. S. [Changes in the transmission spectrum of K-208 glass under the influence of ionizing radiation and molecular fluxes.]. *Poverkhnost'. Rentgenovskiyе, sinkhrotronnyye i neytronnyye issledovaniya*. 2014, No. 7, P. 83–87. Doi: 10.7868/S0207352814070099 (In Russ.).

68. [Scientific and technological infrastructure of the Russian Federation: official website]. Moscow (In Russ.). Available at: <https://ckp-rf.ru/catalog/usu/73590/> (accessed 04.05.2023).

69. Balashov S. V., Ivanov V. V., Maksimov I. A. et al. [The Methodology To Ensure Immunity Of The Sattelite Equipment Of Plasma From The Stationary Plasma Thrusters] *Vestnik SibGAU*. 2006, No. 1(8), P. 76–80 (In Russ.).

© Валиуллин В. В., Кочура С. Г., Максимов И. А., Надирадзе А. Б., 2024

---

**Валиуллин Валерий Владимирович** – аспирант, ассистент; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [valiullinvv@mai.ru](mailto:valiullinvv@mai.ru).

**Кочура Сергей Григорьевич** – кандидат технических наук, заместитель генерального конструктора по электрическому проектированию и системам управления КА; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: [kochura@iss-reshetnev.ru](mailto:kochura@iss-reshetnev.ru).

**Максимов Игорь Александрович** – доктор технических наук, начальник отдела; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: [mia@iss-reshetnev.ru](mailto:mia@iss-reshetnev.ru).

**Надирадзе Андрей Борисович** – профессор, доктор технических наук; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [nadiradze@mai.ru](mailto:nadiradze@mai.ru).

**Valiullin Valery Vladimirovich** – postgraduate student, assistant; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [valiullinvv@mai.ru](mailto:valiullinvv@mai.ru).

**Kochura Sergey Grigor'evich** – Cand. Sc., deputy general designer; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: [kochura@iss-reshetnev.ru](mailto:kochura@iss-reshetnev.ru).

**Maximov Igor Aleksandrovich** – Dr. Sc., head of department; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: [mia@iss-reshetnev.ru](mailto:mia@iss-reshetnev.ru).

**Nadiradze Andrey Borisovich** – Dr. Sc., professor; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [nadiradze@mai.ru](mailto:nadiradze@mai.ru).

---

УДК 620.181.5

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-106-114

**Для цитирования:** Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Шикарев М. А. Параметры камер ракетных двигателей, полученных методом выборочного лазерного сплавления // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 106–114. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-106-114.

**For citation:** Zhuravlev V. Y., Manokhina E. S., Shikarev M. A. [Parameters of rocket engine chambers, obtained by selective laser fusion]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 106–114. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-106-114.

## Параметры камер ракетных двигателей, полученных методом выборочного лазерного сплавления

В. Ю. Журавлев\*, Э. С. Манохина, М. А. Шикарев

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: vz@sibsau.ru

*При проектировании и отработке ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) одной из важнейших задач является обеспечение качества материалов, что, в свою очередь, влияет на надежность изделия. В настоящее время активно развиваются аддитивные технологии изготовления деталей из металлов. Это направление актуально для изделий ракетно-космической техники с целью уменьшения массы и повышения надежности изделий. В статье представлены результаты исследований химического состава и механических характеристик материала камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленной методом выборочного лазерного сплавления из металлического порошка. Исследовались свойства изделий из порошка металла марки Инконель 718. Были изготовлены образцы, у которых исследовались химические, механические и структурные характеристики материала. По результатам испытаний напечатаны два образца РДМТ. Камеры РДМТ испытывались на вибронгрузку, прочность и герметичность. Была отмечена повышенная пористость и шероховатость исследуемого материала камеры двигателя. При анализе ряда параметров технологии выборочного лазерного сплавления, проведен экспериментальный подбор параметров печати и выявлены наиболее значимые факторы, влияющие на качество печати (шероховатость и пористость поверхности). По результатам проведенных работ выделены четыре группы управляемых параметров печати, влияющих на свойства получаемого материала. Также в работе приведены рекомендации по режимам и характеристикам печати для получения наиболее качественных деталей.*

*Ключевые слова:* SLM-печать, Inconel 718, испытания, механические свойства материала, анализ параметров печати.

## Parameters of rocket engine chambers, obtained by selective laser fusion

V. Y. Zhuravlev\*, E. S. Manokhina, M. A. Shikarev

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: vz@sibsau.ru

*When designing and testing a low-thrust rocket engine (SLME), one of the most important tasks is to ensure the quality of materials, which, in turn, affects the reliability of the product. Currently, additive technologies for manufacturing parts from metals are actively developing. This direction is relevant for*

rocket and space technology products to reduce weight and increase the reliability of products. The article presents the results of studies of the chemical composition and mechanical characteristics of the material of the low-thrust rocket engine demonstrator chamber, manufactured by selective laser fusion from metal powder. The properties of products made from Inconel 718 metal powder were studied. Samples were made and the chemical, mechanical and structural characteristics of the material were studied. Based on the test results, two RDMT samples were printed. RDMT chambers were tested for vibration loads, strength and tightness. Increased porosity and roughness of the test material of the engine chamber were noted. When analyzing a number of parameters of the selective laser fusion technology, an experimental selection of printing parameters was carried out and the most significant factors affecting the print quality (surface roughness and porosity) were identified. Based on the results of the work carried out, four groups of controlled printing parameters were identified that affect the properties of the resulting material. The work also provides recommendations on printing modes and characteristics to obtain the highest quality parts.

*Keywords: SLM-printing, Inconel 718, testing, analysis, mechanical properties of the material, analysis of printing parameters.*

### **Введение**

К изделиям ракетно-космической отрасли предъявляются повышенные требования по качеству. На всех этапах создания двигателей летательных аппаратов (ДЛА) оценка параметров проводится по эффективности проектных решений, качеству используемых материалов, конструкторской обработке опытных образцов, результатам испытаний изделий при производстве и эксплуатации [1].

Развитие аддитивных технологий (АТ) по сравнению с традиционным производством в перспективе позволит существенно снизить время и стоимость изготовления изделий в результате повышения технологичности, сокращения количества деталей узлов, получения конструкционных материалов с улучшенными свойствами [2]. Уже выявлены отличия свойств материалов деталей, полученных с помощью аддитивных технологий и изготовленных традиционным методом литья. В настоящее время использование 3D-печати при производстве ракетных двигателей сдерживается недостаточной обработкой параметров технологии.

Целью исследований является изучение свойств материала, полученного методом SLM печати, экспериментальная обработка режимов печати и выявление управляемых параметров, влияющих на физико-механические характеристики изделий, работающих при высоких температурах.

### **Описание технологии выборочного лазерного сплавления металлов**

В Сибирском государственном университете науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева совместно с индустриальным партнером ООО «Полихром» проводятся исследования по разработке технологии изготовления камеры ракетного двигателя малой тяги методом выборочного лазерного сплавления (Selective laser melting – SLM) из материала Инконель 718.

Инконель 718 – жаропрочный высококачественный сплав, был разработан для надежной эксплуатации изделий при температурных режимах, достигающих 980 °С. Практически сразу же после создания он стал пользоваться повышенным спросом и на его долю уже в 70-е гг. прошлого века в США приходилось более 50 % всего валового производства промышленных жаропрочных сплавов. В настоящее время Инконель 718 считается одним из самых востребованных материалов группы Инконель.

Этот сплав до температуры 900 °С имеет высокую ударную вязкость и прочность, а при низкой температуре (–78 °С) у Инконеля отсутствует чувствительность к надрезам. Сплавы Инконель обладают стойкостью к окислению и коррозии. При нагреве Инконель формирует тонкую стабильную пассивирующую оксидную пленку, предохраняющую поверхность от дальнейшего разрушения. Инконель сохраняет прочность в широком диапазоне температур, поэтому является универсальным материалом и применяется во многих отраслях промышленности.

Первоначально проводились эксперименты по выявлению управляемых параметров лазера и отработке режимов печати принтера из порошка Inconel 718 марки ПР08-ХН53БМТЮ. Затем для определения пористости, химического состава, механических свойств полученного материала печатались экспериментальные образцы (рис. 1).



Рис. 1. Образцы для механических испытаний

Fig. 1. Samples for mechanical testing

Часть образцов была изготовлена без термообработки. Часть образцов прошла термообработку по режиму: закалка при  $980 \pm 10$  °С, выдержка 1 ч, охлаждение на воздухе (аргон), старение при  $720 \pm 10$  °С, выдержка 8 ч, охлаждение в печи до  $620$  °С 2 ч, далее выдержка при  $620 \pm 10$  °С, 8 ч, охлаждение на воздухе (аргон). Полученные образцы подверглись исследованиям по определению химического состава, структуры, механических свойств материала. Плотность сплава Inconel 718 равна  $8,19$  г/см<sup>3</sup>.

По содержанию легирующих элементов, материал образцов соответствует марке Инконель 718. По структуре материал образцов обладает повышенной пористостью [3; 4]. Поверхность образцов имеет повышенную шероховатость.

Для исследования механических характеристик проводились испытания материала стандартных образцов камеры-демонстратора на растяжение и определение микротвердости по методу Виккерса. В результате исследований были получены значения предела текучести, прочности, деформаций при разрыве и твердости материала [5].

После обработки результатов испытаний получены значения остаточных деформаций материала и модулей упругости для термообработанных образцов и образцов без термообработки (табл. 1).

Таблица 1

Результаты испытаний сплава Inconel 718 при комнатной температуре

№ образца	Модуль упругости (E), МПа	Остаточная деформация при разрыве ( $\delta_{ост}$ ), %
1. С термообработкой	$0,214 \cdot 10^5$	5,27
2. С термообработкой	$0,209 \cdot 10^5$	5,38
3. С термообработкой	$0,176 \cdot 10^5$	5,95
4. С термообработкой	$0,156 \cdot 10^5$	6,95
5. Без термообработки	$0,139 \cdot 10^5$	6,51
6. Без термообработки	$0,139 \cdot 10^5$	6,43
7. Без термообработки	$0,116 \cdot 10^5$	8,7
8. Без термообработки	$0,113 \cdot 10^5$	5,23

Термообработка образцов привела к увеличению их прочностных характеристик, твердости, снижению упругости и пластичности. Полученные характеристики по напряжениям близки к результатам работы [6], а по деформациям существенно меньше (табл. 2).

Механические свойства сплава Inconel 718 при комнатной температуре

Свойства	Inconel 718 (после т/о)	
	С термообработкой	Без термообработки
Предел прочности $\sigma_b$ , МПа	1400	1380
Предел текучести $\sigma_{0,2}$ , МПа	1150	1240
Относительное удлинение $\delta$ , %	15	18

Затем были напечатаны две камеры и смесительные головки ракетного двигателя (рис. 2).



Рис. 2. Напечатанные камера (а) и смесительная головка ракетного двигателя (б)

Fig. 2. Printed rocket engine chamber (a) and mixing head (b)

Для подтверждения их работоспособности проведен целый комплекс испытаний. Сначала успешно были проведены виброиспытания камер. Затем испытания на прочность и герметичность с использованием специального приспособления.

Согласно технологическим требованиям к приспособлениям для испытаний, испытательная оснастка должна обеспечить герметичность, моделировать и выдерживать нагрузки, которые испытывает изделие в режиме реальной работы. Для проведения испытаний на прочность и герметичность камеры двигателя, было спроектировано специальное приспособление (рис. 3). Его изготовило предприятие ООО «Вариант-999».



Рис. 3. Приспособления для испытаний

Fig. 3. Test devices

Согласно ОСТ 92-4291–75 были выбраны следующие виды испытаний: на прочность методом опрессовки (с использованием дистиллированной воды), на герметичность методом «аквариума» (с использованием воздуха). Испытание на герметичность производится сразу после

испытания на прочность с использованием того же специального приспособления. Были разработаны режимы испытаний (табл. 3).

Таблица 3

Параметры режимов испытаний на герметичность

Параметр	Прочность	Герметичность
Давление опрессовки, кг/см <sup>2</sup>	11,2	12,65
Время опрессовки, мин	5	5
Давление испытания, кг/см <sup>2</sup>	12,75	11,5
Время испытания, мин	5	3

К приспособлениям для испытаний предъявляют главное требование – они должны обеспечивать герметичность и выдерживать нагрузки, которые испытывает изделие в режиме реальной работы. Поэтому все элементы приспособления, работающие под нагрузками, были спроектированы на основе проведенных расчетов из условия прочности. Схема приспособления для испытаний представлена на рис. 4.

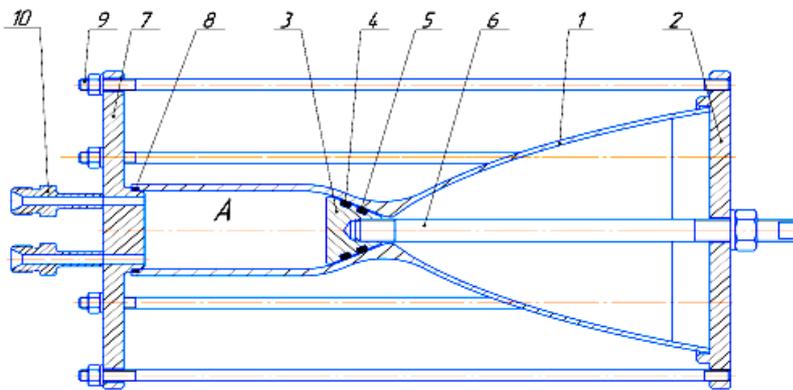


Рис. 4. Схема приспособления для испытаний:

1 – камера; 2 – кольцо упорное; 3 – прижим; 4, 5, 8 – уплотнительные кольца;  
6 – шток; 7 – фланец; 9 – шпилька; 10 – штуцер

Fig. 5. The scheme of the device for testing:

1 – chamber; 2 – thrust ring; 3 – clamp; 4, 5, 8 – sealing rings;  
6 – rod; 7 – flange; 9 – hairpin; 10 – fitting

Рабочее тело для испытаний подается в полость «А» через входной штуцер 10 и удаляется через выходной. Герметичность полости обеспечивается уплотнительными кольцами 4, 5, 8. Поэтому к сопрягаемым поверхностям камеры-демонстратора 1, а также фланца 7 и прижима 3 с кольцами предъявляются особые требования по шероховатости и точности размеров. Для равномерного прижатия уплотнительного кольца 8 к поверхностям фланца 7 и камеры-демонстратора 1 используются шесть шпилек 9, расположенных равномерно по окружности. Прижим уплотнительных колец 4 и 5 со стороны критического сечения обеспечивается при помощи штока 6. Прочностной расчет нагруженных элементов приспособления показал необходимый для испытания запас по прочности.

При испытаниях камеры двигателя на герметичность была обнаружена повышенная пористость и негерметичность материала камер.

#### Анализ выявленных параметров технологии выборочного лазерного сплавления

В результате отработки технологии печати образцов и камер ракетного двигателя на конкретном принтере выявлены следующие особенности [7]:

- напечатанные изделия обладают изотропными механическими свойствами;
- невысокая скорость печати;
- внутренняя пористость полученного изделия;
- наличие усадки изделия после термообработки [8];
- возможность коробления изделия после термообработки;
- необходимость постобработки поверхности изделия для снижения шероховатости [9–14];
- ограничение размеров изделия габаритами пространства печатающего устройства;
- высокая стоимость порошка.

В дальнейшем, изменяя режимы печати камер двигателя, были достигнуты удовлетворительные результаты по повышению качества и надежности изделий при проведении испытаний на прочность и герметичность.

По результатам проведенных работ можно выделить четыре группы управляемых параметров SLM печати, влияющих на свойства получаемого материала изделия:

1. Характеристики лазера  $F_l$ :

- мощность лазера  $N_l$ ;
- температура пятна печати  $T$ ;
- размер пятна печати  $d_l$ ;

$$F_l(N_l, T, d_l).$$

2. Свойства сплавляемого слоя  $F_c$ :

- зернистость порошка  $d_s$ ;
- высота сплавляемого слоя порошка  $h$  [15];
- величина наложения краев луча при печати следующим проходом лазера в слое  $\Delta_d$ ;

$$F_c(d_s, h, \Delta_d).$$

3. Временные параметры печати  $F_t$ :

- скорость движения лазера при печати  $v$ ;
- время возврата лазера при печати следующим проходом в слое  $t$ ;

$$F_t(v, t).$$

4. Геометрические параметры изделия  $F_r$ :

- поперечный размер изделия  $b$ ;
- толщина стенки изделия  $\delta$ ;
- угол в горизонтальной плоскости между изделием и направлением движения луча лазера  $\alpha$ ;

$$F_r(b, \delta, \alpha).$$

### Заключение

По результатам проведенных исследований можно сформулировать следующие выводы:

- экспериментально отработана технология подбора параметров принтера для SLM печати, позволяющая получать изделия с необходимыми механическими свойствами материала;
- разработаны рекомендации по проведению контрольных испытаний изделий, изготовленных методом 3D-печати;
- исследованы свойства изделий, изготовленных методом 3D-печати и выявлены отличия от изделий, изготовленных традиционными методами;
- систематизированы управляемые параметры SLM печати, влияющие на свойства получаемого материала изделия.

Для внедрения новой технологии в производство необходимо исследовать степень влияния различных факторов на отдельные физические и механические свойства материалов в виде функциональных или статистических зависимостей  $F_i(F_l, F_c, F_t, F_r)$ . В первую очередь это относится к таким характеристикам принтеров, как возможность управления параметрами лазера,

формой и размерами печатаемого изделия. Это позволит разработать теоретические основы новых технологий производства, значительно сократив экспериментальную отработку технологии изготовления каждого нового изделия [16–18].

### Библиографические ссылки

1. Критерии применения аддитивных технологий в изделиях энергетического и тяжелого машиностроения / Э. Ю. Колпишон, А. В. Дуб, Н. Г. Разумов и др. // Аддитивные технологии. 2022. № 3. С. 33–37.

2. Комаров В. А. Проектирование силовых аддитивных конструкций: теоретические основы // Онтология проектирования. 2017. Т. 7, № 2(24). С. 191–206. Doi: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206.

3. Металлографический анализ камеры, изготовленной методом 3D-печати / Е. Е. Жигурова, К. Е. Мумбер, Р. А. Казаков и др. // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф. (Красноярск, 09–11 ноября 2022). Ч. 1. Красноярск, 2022. С. 175–177.

4. Смелов В. Г., Сотов А. В., Агаповичев А. В. Исследование структуры и механических свойств изделий, полученных методом СЛС из порошка стали 316L // Черные металлы. 2016. № 9. С. 61–65.

5. Анализ механических характеристик материала корпуса камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги, изготовленного методом 3D-печати / Е. Е. Жигурова, К. Е. Мумбер, Р. А. Казаков и др. // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф. (Красноярск, 09–11 ноября 2022). Ч. 1. Красноярск, 2022. С. 172–174.

6. Грязнов М. Ю., Шотин С. В., Чувильдеев В. Н. Физико-механические свойства и структура сплава Inconel 718, полученного по технологии послойного лазерного сплавления // Вестник Нижегород. ун-та им. Н. И. Лобачевского. 2014. № 4–1. С. 46–51.

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

8. Лихтнер А. С. Практическое исследование усадки 3D-печатных керамических деталей, изготовленных по DLP-процессу // Аддитивные технологии. 2023. № 2. С. 12–15.

9. Электрохимическая обработка изделий аддитивного производства из металлов и сплавов / Е. В. Краснова, Б. П. Саушкин, И. А. Слюсарь, С. В. Смеян // Аддитивные технологии. 2023. № 2. С. 49–57.

10. Zhao C., Qu N., Tang X. Removal of adhesive powders from additive manufactured internal surface via electrochemical machining with flexible cathode // Precision Engineering. 2021. Vol. 67. P. 438–452. Doi: 67.438-452.10.1016/j.precisioneng.2020.11.003.

11. Nandwana P., Kirka M., Okello A., Dehoff R. Electron beam melting of Inconel 718: effects of processing and post-processing // Materials Science and Technology. 2018. Vol. 34. P. 1–8. Doi: 10.1080/02670836.2018.1424379.

12. Application of electrochemical polishing in surface treatment of additively manufactured structures / Mu Jierui, Sun Tengting, Leung Chu Lun Alex et al. // Progress in Materials Science. 2023. Vol. 136. P. 103. Doi: 10.1016/j.pmatsci.2023.101109.

13. State of the art on chemical and electrochemical based finishing processes for additive manufactured features / Mulla Mahaboob Basha, Shaik Mahaboob Basha, V. K. Jain, M. R. Sankar // Additive Manufacturing. 2022. Vol. 58. Doi: 10.1016/j.addma.2022.103028.

14. An Linchao, Wang Dengyong, Zhu Di. Combined electrochemical and mechanical polishing of interior channels in parts made by additive manufacturing // Additive Manufacturing. 2022. Vol. 51. Doi: 102638.10.1016/j.addma.2022.102638.

15. Суфриянов В. Ш., Попович А. А., Борисов Е. В. Влияние толщины слоя построения при селективном лазерном плавлении сплава Инконель 718 на микроструктуру и свойства // Цветные металлы. 2016. № 1(877). С. 81–86.

16. Krasnova E. V., Saushkin, B. P., Shandrov B. V. Pre-production engineering in additive manufacturing / Lecture Notes in Mechanical Engineering // Proceedings of the 7th International Conference on Industrial Engineering (ICIE 2021). 2021. Vol. 2. P. 261–268.

17. Евгенов А. Г., Королев В. А., Шуртаков С. В. Перспективы разработки высокопроизводительных режимов селективного лазерного сплавления жаропрочных сплавов на основе никеля для изготовления деталей ГТД // Аддитивные технологии: настоящее и будущее : сб. докладов III Междунар. конф. (Москва, 23 марта 2017). Москва, 2017. С. 23.

18. Совместное производство деталей методом 3D-печати в ООО «Гранком» и АО «ЦАТ» / А. И. Демченко, А. А. Максимов, А. И. Андрейко, В. С. Маршов // Аддитивные технологии. 2022. № 3. С. 8–10.

## References

1. Kolpishon E. Y., Dubh A. V., Razumov N. G. et al. [Criteria for the application of additive technologies in energy and heavy engineering products]. *Additivnye tehnologii*. 2022, No. 3, P. 33–37 (In Russ.).

2. Komarov V. A. [Design of power additive structures: theoretical foundations]. *Ontologiya proektirovaniya*. 2017. Vol. 7, No. 2(24), P. 191–206 (In Russ). Doi: 10.18287/2223-9537-2017-7-2-191-206.

3. Zhigurova E. E., Mumber K. E., Kazakov R. A. et al. [Metallographic analysis of a camera made by 3D printing]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii* [Reshetnev readings : materials of the XXVI International Scientific and Practical Conference]. Krasnoyarsk, 2022, Part 1, P. 175–177 (In Russ.).

4. Smelov V. G., Sotov A. V., Agapovichev A. V. [Investigation of the structure and mechanical properties of products obtained by the SLS method from 316L steel powder]. *Chyornye metally*. 2016, No. 9, P. 61–65 (In Russ.).

5. Zhigurova E. E., Mumber K. E., Kazakov R. A. et al. [Analysis of the mechanical characteristics of the body material of a low-thrust rocket engine demonstrator camera made by 3D printing]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii* [Reshetnev readings : materials of the XXVI International Scientific and Practical Conference]. Krasnoyarsk, 2022, Part 1, P. 172–174 (In Russ.).

6. Gryaznov M. Yu., Shotin S. V., Chuvildeev V. N. [Physico-mechanical properties and structure of the Inconel 718 alloy obtained by the technology of layered laser fusion]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N. I. Lobachevskogo*. 2014, No. 4–1, P. 46–51 (In Russ.).

7. 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.

8. Lichtner A. C. [Practical study of shrinkage of 3D-printed ceramic parts made by DLP process]. *Additivnye tehnologii*. 2023, No. 2, P. 12–15 (In Russ.).

9. Krasnova E. V., Saushkin B. P., Slyusar I. A., Smeyan S. V. [Electrochemical processing of additive manufacturing products from metals and alloys]. *Additivnye tehnologii*. 2023, No. 2, P. 49–57 (In Russ.).

10. Zhao Chenhao, Qu Ningsong, Tang Xiaochuan. Removal of adhesive powders from additive manufactured internal surface via electrochemical machining with flexible cathode. *Precision Engineering*, 2021, Vol. 67, P. 438–452. Doi: 67.438-452.10.1016/j.precisioneng.2020.11.003.

11. Nandwana P., Kirka M., Okello A., Dehoff R. Electron beam melting of Inconel 718: effects of processing and post-processing. *Materials Science and Technology*. 2018, Vol. 34, P. 1–8. Doi: 10.1080/02670836.2018.1424379.

12. Mu Jierui, Sun Tengeng, Leung Chu Lun Alex et al. Application of electrochemical polishing in surface treatment of additively manufactured structures. *Progress in Materials Science*. 2023, Vol. 136, P. 103. Doi: 10.1016/j.pmatsci.2023.101109.

13. Mulla Mahaboob Basha, Shaik Mahaboob Basha, Jain V. K., Sankar M. R. State of the art on chemical and electrochemical based finishing processes for additive manufactured features. *Additive Manufacturing*. 2022, Vol. 58. Doi: 10.1016/j.addma.2022.103028.

14. An Linchao, Wang Dengyong, Zhu Di. Combined electrochemical and mechanical polishing of interior channels in parts made by additive manufacturing. *Additive Manufacturing*. 2022, Vol. 51. Doi: 102638.10.1016/j.addma.2022.102638.

15. Sufriyanov V. Sh., Popovich A. A., Borisov E. V. [Influence of the thickness of the construction layer during selective laser melting of inconel 718 alloy on microstructure and properties]. *Cvetnye metally*. 2016, No. 1(877), P. 81–86 (In Russ.).

16. Krasnova E. V., Saushkin, B. P., Shandrov B. V. Pre-production engineering in additive manufacturing. Lecture Notes in Mechanical Engineering. *Proceedings of the 7th International Conference on Industrial Engineering (ICIE 2021)*. 2021, Vol. 2. P. 261–268.

17. Eugenov A. G., Korolev V. A., Shurtakov S. V. [Prospects for the development of high-performance modes of selective laser fusion of nickel-based heat-resistant alloys for the manufacture of gas turbine engine parts]. *Additivnye tehnologii: nastoyashhee i budushhee : Sbornik dokladov III Mezhdunarodnoy konferencii* [Additive technologies: Present and Future : Collection of reports of the III International Conference]. 2017, P. 23.

18. Demchenko A. I., Maksimov A. A., Andreiko A. I., Marshov V. S. [Joint production of parts by 3D printing in Grankom LLC and TSAT JSC]. *Additivnye tehnologii*. 2022, No. 3, P. 8–10 (In Russ.).

© Журавлев В. Ю., Манохина Э. С., Шикарев М. А., 2024

---

**Журавлев Виктор Юрьевич** – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vz@sibsau.ru.

**Манохина Эльвира Сергеевна** – магистрант кафедры двигателей летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: xim96@inbox.ru.

**Шикарев Матвей Александрович** – магистрант кафедры двигателей летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 89134467140@bk.ru.

**Zhuravlev Viktor Yur'yevich** – Cand. Sc., Assistant professor of a department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vz@sibsau.ru.

**Manokhina Elvira Sergeevna** – Master of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: xim96@inbox.ru.

**Shinkarev Matvey Alexandrovich** – Master of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 89134467140@bk.ru.

---

УДК 621.314

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-115-125

**Для цитирования:** 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.

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

## Перспективы развития зарядно-разрядных устройств систем электропитания космических аппаратов

Ю. В. Краснобаев

Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79  
E-mail: uvkras@mail.ru

*Система электропитания (СЭП) предназначена для обеспечения бесперебойного автономного электроснабжения бортовой аппаратуры во всех режимах и на всех этапах в течение срока активного существования космического аппарата (КА). Масса СЭП составляет существенную долю массы КА и улучшение удельных энергетических характеристик СЭП приводит к возникновению синергетического эффекта, когда одновременно увеличиваются доступные для полезной нагрузки ресурсы массы и энергопотребления, что повышает эффективность КА в целом.*

*В статье рассмотрена эволюция структурных и схмотехнических решений СЭП КА, её энергопреобразующей аппаратуры и влияние этих изменений на энергомассовые характеристики СЭП. Показано, что значительное влияние на энергомассовые характеристики СЭП оказывают структурные и схмотехнические решения зарядных и разрядных устройств энергопреобразующей аппаратуры и выбор величины напряжения аккумуляторной батареи (АБ).*

*Развитие элементной базы, создание программируемых цифровых устройств, способных функционировать в условиях воздействия факторов космического пространства, и появление современных схмотехнических и управленческих решений для импульсных преобразователей в последнее десятилетие, открывают новые возможности по совершенствованию СЭП КА.*

*В статье в качестве зарядно-разрядного устройства СЭП рассмотрен импульсный преобразователь напряжения (ИПН) с новой стратегией модуляции, обладающий способностью к реверсу потока энергии и возможностью работы в понижающе-повышающем режиме с высоким КПД. Его применение в качестве единого зарядно-разрядного устройства (ЗРУ) позволяет обеспечить значительное улучшение характеристик ЗРУ и СЭП в целом, таких, как КПД, энергомассовые, надёжностные и ряда других.*

*Способность ИПН к реверсу потока энергии и возможность работы в понижающе-повышающем режиме открывает возможность отказаться от применения АБ с напряжением, ниже напряжения на основном выходе СЭП, и перейти на использование АБ со средним разрядным с напряжением, близким к напряжению на основном выходе СЭП. Такое структурное и схмотехническое решение ЗРУ и АБ позволит поднять КПД ЗРУ до 99 % и дополнительно улучшить энергомассовые характеристики СЭП.*

*Ключевые слова:* система электропитания, аккумуляторная батарея, импульсный преобразователь напряжения, зарядно-разрядное устройство.

## Prospects for the development of charger-discharge devices of spacecraft power supply systems

Yu. V. Krasnobaev

Siberian Federal University  
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation  
E-mail: uvkras@mail.ru

*Power supply system (PSS) is designed to ensure uninterrupted autonomous power supply of on-board equipment in all modes and at all stages during the active life of spacecraft. Lots of PSS makes up a significant proportion of the mass spacecraft and improvement of specific energy characteristics PSS this leads to a synergistic effect when the mass and energy consumption resources available for the payload are simultaneously increased, which increases efficiency of spacecraft generally.*

*The article considers the evolution of structural and circuit solutions for PSS spacecraft, its energy-converting equipment and the effect of these changes on energy-mass characteristics PSS. It is shown that a significant effect on energy and mass characteristics PSS provide structural and circuit design solutions for charger and discharge devices of energy-converting equipment and the choice of voltage value accumulator batteries (AB).*

*The development of the element base, the creation of programmable digital devices capable of functioning under the influence of space factors and the emergence of new circuit design and management solutions for pulse converters that have occurred in the last decade opens up new opportunities for improvement of the PSS of spacecraft.*

*In the article as a charger and discharge device PSS reviewed pulse voltage converter (PVC) with a new modulation strategy, with the ability to reverse the flow of energy and the ability to work in a step-up mode with high efficiency. Its application as a single charger-discharge device (CDD) allows for a significant improvement in performance CDD and PSS in general, such as efficiency, energy mass, reliability and a number of others.*

*Ability PVC to reverse the flow of energy and the possibility of working in a step-up mode opens up the possibility to abandon the use of AB with a voltage lower than the voltage at the main output PSS and switch to using AB with an average discharge voltage close to the voltage at the main output PSS. Such a structural and circuit design solution CDD and AB will allow you to increase efficiency of CDD up to 99 % and additionally improve energy and mass characteristics PSS.*

*Keywords: power supply system, accumulator batteries, pulse voltage converter, charger-discharge device.*

### **Введение**

Системы электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА) предназначены для генерации электрической энергии, её хранения и снабжения электрической энергией заданного качества целевых потребителей и служебных систем КА в течение всего срока активного существования (САС) [1]. В современных СЭП КА генерация электрической энергии осуществляется солнечными батареями (СБ), а её хранение – аккумуляторными батареями (АБ). Кроме СБ и АБ в состав СЭП входит энергопреобразующая аппаратура (ЭПА), которая, как правило, состоит из трех устройств – стабилизирующего (СУ), разрядного (РУ) и зарядного (ЗУ). Каждое из перечисленных устройств, по сути, является импульсным преобразователем напряжения (ИПН) или совокупностью параллельно включённых ИПН. Передача энергии от СБ и АБ на выход СЭП и формирование заданного качества электрической энергии обеспечивается СУ и РУ, соответственно, а ЗУ выполняет функцию заряда АБ [2; 3]. При применении в СУ шунтового принципа регулирования, её ЗУ, обеспечивая заряд АБ, также может использоваться и для стабилизации напряжения на выходе СЭП [3]. Тип устройства, которое в текущий момент времени обеспечи-

вадет стабилизация выходного напряжения СЭП, зависит от соотношения мощности, генерируемой СБ, и мощности, потребляемой нагрузкой, а также от степени заряженности АБ.

На первом КА – первом спутнике Земли – в качестве источника энергии использовался химический источник тока. Необходимость увеличения САС космических аппаратов потребовало включения в состав их СЭП солнечной и аккумуляторной батарей. В систему электропитания СБ и АБ объединялись по структурной схеме, приведённой на рис. 1.

В состав такой СЭП, кроме СБ и АБ, входит блок контроля источников питания (БКИП) и силовой ключ (СК). В этой СЭП управление режимом её работы осуществляется БКИП и сводится к включению и выключению СК, коммутирующего СБ к АБ, и нагрузке (Н1). По существу БКИП исключает перезаряд АБ и обеспечивает своевременное начало её заряда. Достоинством такой СЭП является простота, а недостатками – низкое качество напряжения  $U_{\text{Вых}}$  на выходе СЭП, большое количество циклов заряд-разряд АБ, снижающее ресурс её работы и, как следствие, САС КА. Кроме того, в такой СЭП происходит недоиспользование энергии СБ по причине того, что напряжение на СБ, определяемое напряжением на АБ, изменяется в широком диапазоне в процессе заряда АБ и не соответствует напряжению в точке максимальной мощности СБ [2; 3].

Необходимость устранения вышеперечисленных недостатков привела к созданию в 70-х гг. прошлого века ЭПА, в состав которой входят СН, ЗУ и РУ, выполненные на основе ИПН, обеспечивающих стабилизацию напряжения на выходе СЭП [2; 3]. В СЭП КА применялись различные структурные схемы объединения СН, ЗУ и РУ в единую систему – ЭПА [2–4], однако наиболее широкое применение получили структурные схемы СЭП, приведённые на рис. 2 и 3. В СЭП, приведённой на рис. 2, использован СН, выполненный на основе ИПН последовательного типа (СН ПТ).

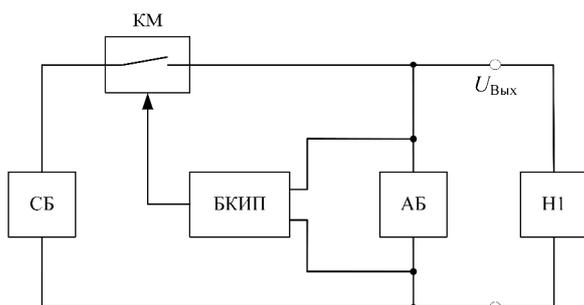


Рис. 1. Структурная схема СЭП с БКИП

Fig. 1. Structure diagram of PSS with PSCU

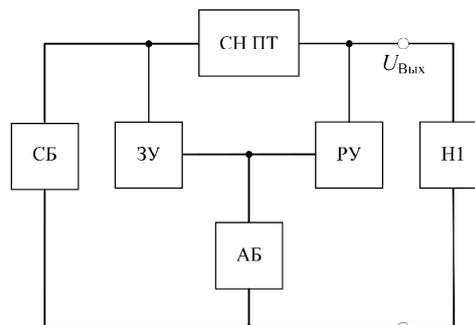


Рис. 2. Структурная схема СЭП с СН ПТ

Fig. 2. Structure diagram of PSS with SVS

В СЭП, приведённых на рис. 3, а и б, использован СН, выполненный на основе ИПН шунтового типа (СН ШТ). В СЭП, приведённой на рис. 3, а, использован СН ШТ с балластным резистором  $R_б$ , который посредством транзистора VT периодически подключается параллельно выходу СЭП, стабилизируя напряжение на выходе СЭП. В СЭП, приведённой на рис. 3, б, использован СН ШТ, выполненный по так называемой схеме S3R. В этом СН ШТ транзистор VT периодически закорачивает СБ, отключая её от выхода СЭП и тем самым стабилизируя напряжение на выходе СЭП. Дроссель L используется для ограничения скорости нарастания и амплитуды тока через транзистор VT, связанный с разрядом паразитной ёмкости СБ. При больших величинах индуктивности дросселя L, СН ШТ может выполнять дополнительную функцию по обеспечению отбора максимальной мощности от СБ, т. е. работать как экстремальный регулятор мощности СБ.

В современных СЭП КА для увеличения их мощности, надёжности работы и САС широко применяется использование нескольких солнечных и аккумуляторных батарей с соответ-

вующим увеличением числа СН, ЗУ и РУ. При этом структурное решение таких СЭП близко к СЭП, приведённым на рис. 2 и 3, б, и отличается только наращиванием количества СБ, АБ, СН, ЗУ и РУ, подключенных к выходу СЭП аналогичным образом. Мощность и надёжность СН, ЗУ и РУ в современных СЭП увеличивается за счёт параллельного включения импульсных преобразователей напряжения [3; 6].

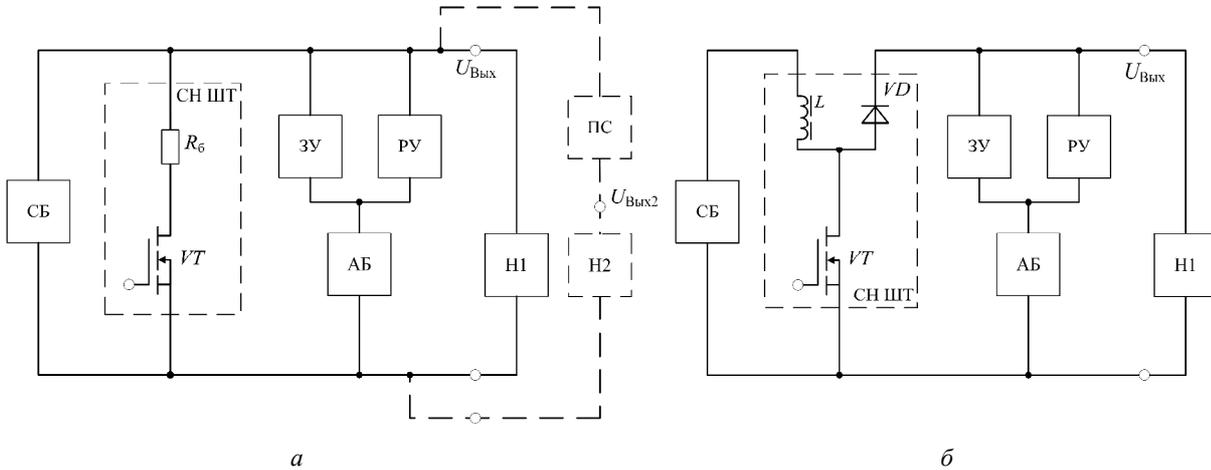


Рис. 3. Структурные схемы СЭП с СН ШТГ:  
а – с балластным резистором; б – схема S3R

Fig. 3. Structural diagrams of PSS with STVS:  
a – with ballast resistor; b – scheme S3R

За почти полувековой период СЭП КА и их ЭПА существенно изменились. Это произошло за счёт успешного решения научных и инженерных задач по совершенствованию схемотехники устройств ЭПА, появления более совершенной элементной базы, разработки и внедрения новых типов солнечных и аккумуляторных батарей. В основном эти изменения привели к существенному росту напряжения на выходе СЭП и напряжения на аккумуляторных батареях СЭП. Так, в мощных СЭП типовое значение напряжения на выходе СЭП составляет 100 В, а максимальное напряжение на АБ находится в диапазоне 92–96 В. Соответствующим образом увеличилось и напряжение на СБ. Это позволило снизить токи в кабельной сети и устройствах СЭП, тем самым увеличив КПД устройств и их энергомассовые характеристики [3; 6]. Структурные схемы СЭП с последовательным и шунтовым стабилизаторами, имеющие свои достоинства и недостатки, продолжают конкурировать и находят свои области предпочтительного применения [7].

### Постановка задачи

В статье основное внимание уделяется этапам развития схемотехники зарядного и разрядного устройств, которые неразрывно связаны с изменением уровней напряжения на АБ и выходе СЭП. Затем на основе выявленной тенденции развития и с учётом развития элементной базы и схемотехники ИПН обосновываются шаги по дальнейшему совершенствованию зарядного и разрядного устройств СЭП КА и рациональному выбору напряжения АБ.

### Этапы развития систем электропитания

В СЭП повышенной мощности в 70-х гг. прошлого века произошёл переход от СЭП с БКИП, где выходное напряжение соответствовало напряжению на АБ и было нестабильным, к СЭП со стабилизируемым выходным напряжением. При этом в первых таких СЭП среднее разрядное напряжение на АБ составляло 27 В, т. е. соответствовало среднему разрядному напряжению на АБ в СЭП с БКИП. Такой подход был применён в СЭП с блоками автоматики и стабилизации 17МО14 и 17МО26 [2], в которых СН, ЗУ и РУ были включены согласно

структурной схеме, приведённой на рис. 2. Выходное напряжение в таких СЭП стабилизировалось на уровне 27 В, но при этом максимальное напряжение на АБ составляло 43 В, а минимальное – 24 В. Такое соотношение напряжений потребовало от разработчиков выполнить ЗУ и РУ в виде последовательно включённых импульсных преобразователей понижающего и повышающего типов. Как следствие, такие ЗУ и РУ имели КПД на уровне 0,85 и низкие энергоёмкие характеристики [2].

Повысить КПД и улучшить энергоёмкие характеристики ЗУ и РУ удалось за счёт согласования напряжений на выходе СЭП и на АБ таким образом, чтобы максимальное напряжение на АБ было меньше напряжения на выходе СЭП, равного 27 В. Такой подход был применён в СЭП с комплексом автоматики и стабилизации 92Г6 [2], в котором ЗУ было выполнено по схеме импульсного преобразователя понижающего типа, а РУ – по схеме импульсного преобразователя повышающего типа. Это позволило увеличить КПД ЗУ и РУ до уровня в 0,92 и улучшить их энергоёмкие характеристики [2].

В целях дальнейшего повышения КПД энергопреобразования в середине 80-х гг. прошлого века было проведено увеличение напряжения на АБ таким образом, чтобы минимальное напряжение на ней превышало напряжение на выходе СЭП. Это позволило применить РУ понижающего типа, а ЗУ – повышающего типа. При этом за счёт повышения напряжения на АБ удалось снизить токи в силовых цепях импульсных преобразователей и увеличить их КПД. Так, в комплексах автоматики и стабилизации 17М122 КПД ЗУ и РУ достиг уровня в 0,92 [2].

Следующий шаг был сделан в конце 90-х гг. 20 в. при создании СЭП для КА SESAT. В этом спутнике связи впервые в отечественной практике СЭП имела два выхода со стабилизируемым напряжением. К первому основному выходу с напряжением  $U_{\text{вых}}$  равным 40 В подключалась целевая нагрузка спутника – ретрансляторы, а ко второму выходу с напряжением  $U_{\text{вых.2}}$  равным 27 В – маломощные служебные системы. Структурная схема СЭП была близка к схеме, приведённой на рис. 3, а. Отличия состояли в том, что в её состав была введена вторая АБ и соответствующие ей ЗУ и РУ, а их силовые цепи были образованы параллельным включением нескольких ИПН. Кроме того, второй выход СЭП, с низким уровнем напряжения  $U_{\text{вых.2}}$  был получен за счёт подключения к первому выходу понижающего стабилизатора напряжения (ПС), показанному на рис. 3, а пунктиром. Максимальное напряжение АБ было выбрано менее 40 В, что потребовало применения ЗУ понижающего типа, а РУ – повышающего типа. Учитывая, что ЗУ и РУ выполняют свои функции на разных интервалах времени, разработчики ЭПА КА SESAT в ЗУ и РУ использовали одни и те же дроссели, что позволило снизить массу ЗУ и РУ и, по сути, превратить их в единое зарядно-разрядное устройство (ЗРУ). Снижение массы ЗРУ и увеличение напряжения на основном выходе СЭП, позволившем повысить КПД устройств, привело к значительному повышению энергоэффективности СЭП у КА SESAT [8].

Тенденция по росту напряжения на выходе мощных СЭП КА и по применению в СЭП второго выхода с низким напряжением для питания маломощной служебной нагрузки сохранилась и в 21 в. Так, и в отечественных КА, и в КА зарубежного производства напряжение на основном выходе СЭП стабилизируется на уровне 100 В. Характерным примером является СЭП КА «Глонасс-К2» отечественного производства, а у зарубежных производителей таковыми являются СЭП космических платформ SpaceBus 3000 и SpaceBus 4000 [3; 9]. При этом в этих СЭП используется устоявшаяся концепция выбора максимального напряжения АБ на уровне ниже напряжения на основном выходе СЭП. Как правило, максимальное зарядное напряжение составляет от 92 до 97 В.

### **Перспективы развития схемотехники зарядно-разрядных устройств**

Развитие схемотехнических решений ИПН, законов управления их силовыми транзисторами и применение в ИПН новой элементной базы открывает перед разработчиками ЭПА систем электропитания КА новые возможности. В первом десятилетии 21 в. появились публикации, в которых рассматривается ИПН с новым режимом управления силовыми транзисторами,

названный авторами новой стратегией модуляции [10; 11]. Схема силовой цепи этого ИПН приведена на рис. 4. Такой ИПН способен обеспечивать передачу энергии как со входа (сторона 1) на выход (сторона 2), так и обратно, т. е. обеспечивать реверс потока энергии. Кроме того, он обладает возможностью как понижать, так и повышать напряжение при передаче энергии в любую сторону.

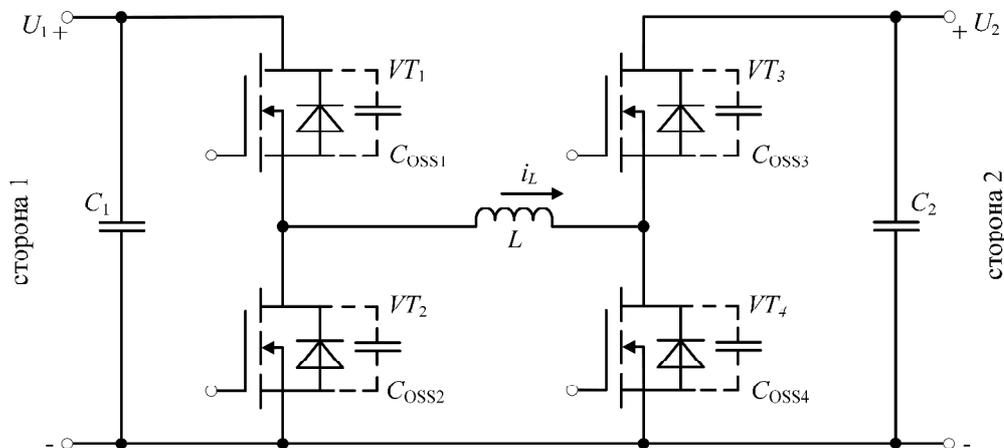


Рис. 4. Схема силовой цепи повышающе-понижающего ИПН с возможностью реверса потока энергии

Fig. 4. Power circuit diagram of a step-up step-down PVS with power flow reversal capability

Силовая цепь этого ИПН имеет минимальное количество элементов и симметричную топологию, которая и даёт возможность реверса потока энергии, т. е. позволяет использовать ИПН в качестве единого ЗРУ. Поскольку процессы заряда и разряда АБ разнесены во времени, то силовая цепь ИПН, приведённая на рис. 4, поочерёдно может выполнять функции заряда и разряда АБ, при этом обеспечивая стабилизацию напряжения на выходе СЭП и требуемые режимы заряда АБ. Кроме того, этот ИПН обладает высоким КПД, который в ряде режимов работы превышает уровень 0,99. Высокие значения КПД объясняются тем, что в ИПН отсутствуют динамические потери энергии на транзисторах схемы за счёт их переключения «при нуле напряжения». Стратегия такого переключения транзисторов, предложенная в [10; 11], позволяет сочетать достоинства ИПН с ШИМ и резонансных преобразователей. На интервале коммутации транзисторов устройство управления ИПН формирует специальную управляемую паузу, которая «запускает» колебательный процесс в LC-контуре, образованном индуктивностью дросселя  $L$  и паразитными емкостями  $C_{oss}$  силовых транзисторов, что и позволяет переключить транзисторы без динамических потерь в режиме «мягкой коммутации» [10–13]. На рис. 5 приведены номограммы КПД ИПН для двух режимов переключения его транзисторов [10]. Номограммы рис. 5, а получены при переключении транзисторов ИПН с формированием обычно применяемой паузы, называемой «мёртвое время», а на рис. 5, б – при использовании новой стратегии модуляции, предложенной в [10; 11]. По осям координат номограмм приведены отношения текущих значений напряжений на входе  $U_1$  (сторона 1) или выходе  $U_2$  (сторона 2) к максимальному значению напряжения на стороне  $U_{max}$ . Сравнение номограмм показывает существенный выигрыш по КПД у ИПН с новой стратегией модуляции. Поскольку ИПН, рассмотренные в [10; 11], предназначались для использования в гибридных автомобилях, то номограммы, приведённые на рис. 5, были получены для режимов, характерных для АБ этих объектов, а именно максимальных значений напряжения  $U_{max}$  в 400 В и передаваемой мощности в 50 кВт. С целью проверки возможности достижения высокого КПД у ИПН с более низким уровнем преобразуемого напряжения был изготовлен физический макет ИПН с максимальным значением напряже-

ния  $U_{\max}$  в 100 В. Испытания макета при напряжениях  $U_1 = 50$  В и  $U_2 = 75$  В показали КПД равный 0,98, что соответствует номограмме, приведённой на рис. 5, б.

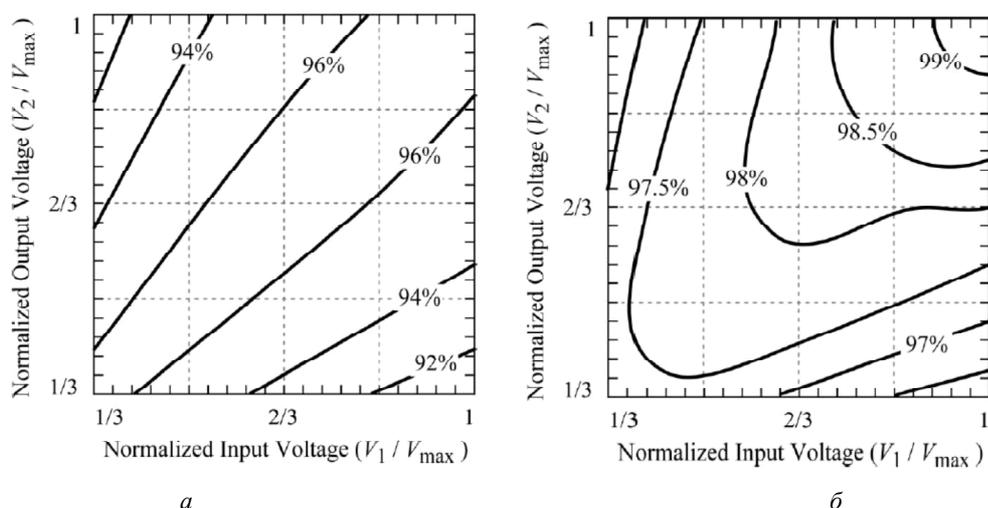


Рис. 5. Номограммы КПД ИПН при разных способах коммутации ключей:  
 а – с использованием «мертвого времени» при коммутации;  
 б – с новой стратегией модуляции

Fig. 4. Nomograms of PVS efficiency at different methods of key switching:  
 a – using “dead time” during switching; b – with a new modulation strategy

К дополнительным ожидаемым преимуществам, которые может дать применение этого ИПН в качестве ЗРУ системы электропитания КА, можно отнести:

- высокие энергомассовые характеристики ЗРУ, поскольку возможность реверса потока энергии даёт возможность исключить из состава ЭПА одно из устройств, ЗУ или РУ, а силовая цепь ИПН содержит малое количество элементов;

- высокие показатели надёжности и низкий уровень генерируемых электромагнитных помех, поскольку переключение транзисторов осуществляется в режиме «мягкой коммутации».

Помимо очевидных преимуществ использования рассматриваемого ИПН в качестве ЗРУ нужно отметить и возможные определённые сложности практической реализации такого технического решения. Новая стратегия модуляции, обеспечивающая ИПН превосходный КПД и возможность реверса потока энергии, связана с необходимостью формирования трёх управляемых моментов переключения силовых транзисторов в течение периода преобразования и регулируемых пауз в окрестности момента переключения. Обеспечение такого сложного управления ИПН возможно только с применением цифровых устройств – микроконтроллеров, цифровых сигнальных процессоров или программируемых логических интегральных схем. Работы по внедрению таких цифровых устройств в ЭПА систем электропитания КА уже активно проводятся [6; 14].

До реализации закона управления силовыми транзисторами ИПН потребовалось осуществить сам синтез закона управления. Для этого был использован приём, основанный на адекватном переходе от системы с ШИМ к системе с амплитудно-импульсной модуляцией (АИМ), синтезе закона управления ИПН с использованием хорошо разработанной теории систем с АИМ и обратном переходе к системе с ШИМ [15; 16], ранее апробированный при синтезе закона управления устройствами ЭПА спутника связи SESAT. Синтезированный закон управления для ИПН, работающем в режиме РУ, был проверен с использованием его компьютерной модели и физического макета с микроконтроллерным управлением [17]. Временные диаграммы, иллюстрирующие переходные процессы в ИПН, полученные при компьютерном моделировании, приведены на рис. 6. Частота преобразования в ИПН выбрана равной 50 кГц, ёмкость конденсатора выходного фильтра равна 500 мкФ, а его внутреннее активное сопротивление

равно 0,006 Ом. Напряжение на АБ (сторона 1) принято равным 65 В, а на выходе ИПН (сторона 2) – 100 В. На временных диаграммах (сверху вниз) показаны: напряжение  $U_{\text{ВЫХ}}$  на выходе ИПН; ток  $i_L$  дросселя ИПН; ток  $i_H$  нагрузки.

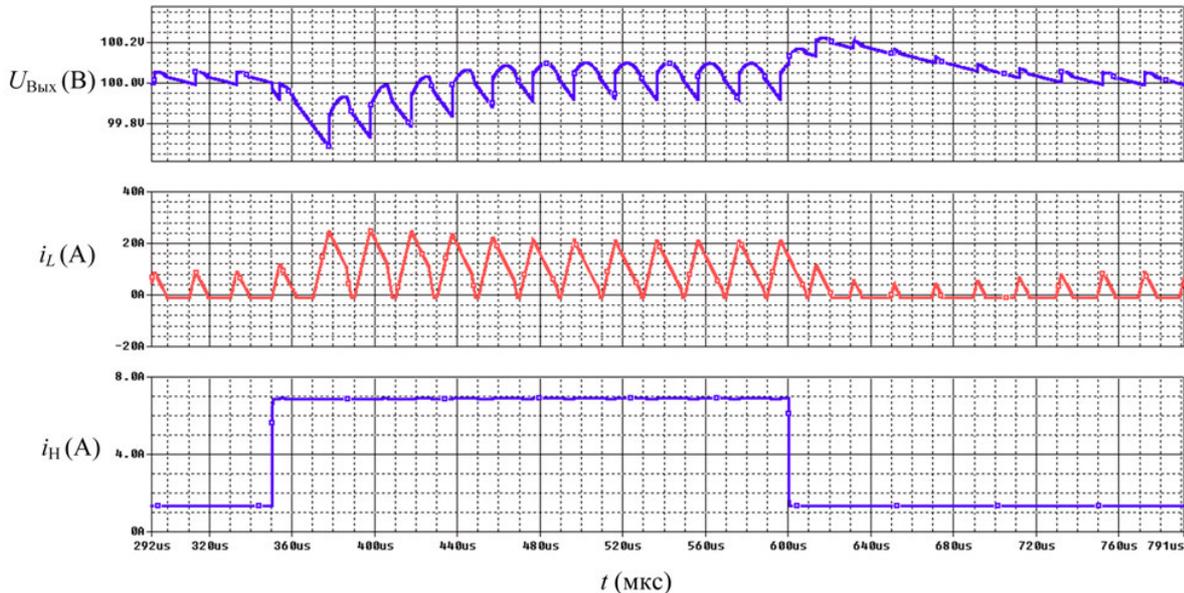


Рис. 6. Временные диаграммы, иллюстрирующие переходные процессы в ИПН

Fig. 6. Time diagrams illustrating PVC transients

Из анализа временных диаграмм следует, что новый установившийся режим наступает через 100 мкс и отсутствует статическая ошибка стабилизации напряжения.

Синтезирован и проверен закон управления для ИПН, работающем в режиме ЗУ [18]. Успешно решаются и задачи по параллельной работе нескольких ИПН. Полученные решения находятся на стадии патентования.

Ещё одним важным свойством, которым обладает рассматриваемый ИПН, является его возможность работать в режимах повышения и понижения напряжения. Следовательно в СЭП с ЗРУ, выполненным на основе рассматриваемого ИПН, может быть применена АБ со средним разрядным напряжением около 100 В, максимальным напряжением в 125–135 В и минимальным напряжением в 65–70 В. Такой режим работы АБ, когда напряжение на ней может быть как выше, так и ниже напряжения ранее использовался в блоках автоматики и стабилизации 17МО14 и 17МО26 и приводил к низким КПД и энергомассовым характеристикам ЭПА КА по причине двойного преобразования энергии как в ЗУ, так и в РУ [2; 3]. Однако при применении рассматриваемого ИПН в качестве ЗРУ следует ожидать обратного результата, а именно увеличения КПД до значения близкого к 0,99. Это следует из номограммы, приведённой на рис. 5, б, поскольку при напряжении на АБ около 100 В КПД ИПН будет определяться графиком, расположенным в правом верхнем углу номограммы.

### Заключение

Проведённый анализ эволюционного пути изменения параметров аккумуляторных батарей и топологий зарядных и разрядных устройств систем электропитания выявил наличие сложившегося подхода к выбору напряжения аккумуляторной батареи ниже уровня выходного напряжения системы электропитания.

Сделанные в последние годы достижения в части новых схмотехнических и управленческих решений для импульсных преобразователей, появление цифровых устройств – микроконтроллеров, цифровых сигнальных процессоров или программируемых логических интеграль-

ных схем, способных функционировать в условиях воздействия факторов космического пространства, открывает перспективы применения импульсного преобразователя напряжения с новой стратегией модуляции. Этот импульсный преобразователь позволяет обеспечить значительное улучшение характеристик зарядно-разрядного устройства системы электропитания, таких как КПД, энергомассовые, надёжностные и ряда других, обеспечиваемых цифровым устройством управления.

Отказ от применения аккумуляторных батарей с напряжением ниже напряжения на выходе системы электропитания и переход на аккумуляторные батареи со средним разрядным напряжением, близким к выходному напряжению СЭП, т. е. с увеличенным на 25–30 % от достигнутого уровня, позволит дополнительно поднять КПД преобразования энергии посредством предлагаемого импульсного преобразователя до значений близких к 99 % и дополнительно улучшить энергомассовые характеристики систем электропитания.

### Библиографические ссылки

1. Mukund R. Patel *Spacecraft power systems*. Florida : CRC Press, 2005. 691 p.
2. Системы электропитания космических аппаратов / Б. П. Соустин, В. И. Иванчура, А. И. Чернышев, Ш. Н. Исляев. Новосибирск : Наука. Сибирская издательская фирма, 1994. 318 с.
3. Козлов Р. В. Оптимизация энергомассовых характеристик системы электропитания геостационарного космического аппарата : дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2021. 183 с.
4. Краснобаев, Ю. В., Кудряшов В. С., Чубарь А. В. Сравнительный анализ топологий систем электропитания космических аппаратов // Информатика и системы управления : сб. науч. тр. Красноярск : ГУ НИИ ИПУ, 2002. Вып. 8. С. 34–41.
5. Bouhours G., Asplanato R. Power Subsystem for 20 kW Telecommunication Satellites // *Proceedings of the Fifth European Space Power Conference (ESPC)*. Tarragona, Spain, 21–25 September 1998. Organised by European Space Agency.
6. Кабиров В. А. Энергопреобразующий комплекс с резервированной цифровой системой управления для высоковольтных систем электропитания космических аппаратов : дис. ... канд. техн. наук. Томск, 2023. 209 с.
7. Поляков С. А. Выбор режима работы солнечных батарей систем электропитания космических аппаратов // *Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. 27 НТК*. Томск : «НПЦ «Полюс». 2006. С. 8–11.
8. Юдинцев А. Г. Энергопреобразующие комплексы для наземной отработки и подтверждения прогнозируемой надёжности систем электропитания космических аппаратов // *Доклады ТУСУР*. 2019. Т. 22, № 3. С. 95–102.
9. A power conditioning unit for high power GEO satellites based on the sequential switching shunt series regulator / A. Garrigos, J. A. Carrasco, J. M. Blanes, Sanchis-Kilders // *MELECON*. 2006. IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference. Malaga, Spain, 2006. P. 1186–1189. Doi: 10.1109/MELCON.2006.1653313.
10. Waffler S., Kolar J. W. A novel low-loss modulation strategy for high-power bidirectional buck + boost converters // *IEEE Transactions on Power Electronics*. 2009. Vol. 24, No. 6. P. 1589–1599.
11. Waffler S., Kolar J. W. Efficiency Optimization of an Automotive Multi-Phase Bi-directional DC-DC Converter. Wuhan (China): *Proceedings of the 6th IEEE International Power Electronics and Motion Control Conference*. 2009. P. 566–572.
12. Краснобаев, Ю. В., Захаров В. В., Карнаухов М. А. Анализ электромагнитных процессов в повышающе-понижающем преобразователе с возможностью реверса потока энергии и повышенным коэффициентом полезного действия // *Вестник СибГАУ*. 2014. Том 455, № 3. С. 100–107.
13. Применение реверсивного повышающе-понижающего преобразователя а качестве зарядо-разрядного устройства в автономной системе электропитания / Ю. В. Краснобаев, О. В. Непомнящий, И. Е. Сазонов и др. // *Радиотехника*. 2023. Т. 87, № 8. С. 155–161.

14. Определение характеристик цифровых регуляторов импульсных преобразователей напряжения / А. А. Лопатин, А. А. Дружинин, А. С. Асочаков, А. В. Пучков // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 3. С. 409–416. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-409-416.
15. Краснобаев Ю. В. Методология синтеза законов и структур устройств управления конверторами // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47, № 4. С. 39–48.
16. Краснобаев Ю. В. Развитие метода синтеза быстродействующих импульсных стабилизаторов напряжения // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 54, № 11. С. 61–68.
17. Патент № 2764783 С1 Российская Федерация, МПК H02M 7/53862. Способ управления импульсным стабилизатором напряжения / О. В. Непомнящий, Ю. В. Краснобаев, А. П. Яблонский, И. Е. Сазонов ; заявитель и патентообладатель СФУ. – № 2021118448 ; заявл. 23.06.2021 ; опубл. 21.01.2022, Бюл. № 3.
18. Патент № 2813604 С1 Российская Федерация, МПК H02J 7/34. Способ управления зарядным устройством с импульсным принципом действия / Ю. В. Краснобаев, О. В. Непомнящий, И. Е. Сазонов, А. П. Яблонский ; заявитель и патентообладатель СФУ. – № 2023229522 ; заявл. 24.07.2023 ; опубл. 13.02.2024, Бюл. № 5.

## References

1. Mukund R. Patel Spacecraft power systems. Florida: CRC Press, 2005. 691 p.
2. Soustin B. P., Ivanchura V. I., Chernyshev A.I ., Islyayev Sh. N. *Sistemy elektropitaniya kosmicheskikh apparatov* [Power supply systems of spacecrafts]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1994, 318 p. (In Russ.).
3. Kozlov R. V. *Optimizatsiya energomassovykh kharakteristik sistemy elektropitaniya geostatsionarnogo kosmicheskogo apparata. Dis. Kand.* [Optimization of energy and mass characteristics of the power supply system of a geostationary spacecraft. Dis. Cand.]. Tomsk, 2021, 183 p.
4. Krasnobayev Yu. V., Kudryashov V. S., Chubar A. V. [Comparative analysis of the topologies of spacecraft power supply systems]. *Informatika i sistemy upravleniya : sb. nauch. tr.* [Computer science and management systems. Interuniversity collection of scientific works]. Krasnoyarsk, GU NII IPU Publ., 2002, Iss. 8, P. 34–41 (In Russ.).
5. Bouhours G., Asplanato R. Power Subsystem for 20 kW Telecommunication Satellites. *Proceedings of the Fifth European Space Power Conference (ESPC)*. Tarragona, Spain, 21–25 September 1998. Organised by European Space Agency.
6. Kabirov V. A. *Energopreobrazuyushchiy kompleks s rezervirovannoy tsifrovoy sistemoy upravleniya dlya vysokovol'tnykh sistem elektropitaniya kosmicheskikh apparatov. Dis. Kand.* [An energy-converting complex with a redundant digital control system for high-voltage power supply systems of spacecraft. Dis. Cand.]. Tomsk, 2023, 209 p.
7. Polyakov S. A. [The choice of the operating mode of solar batteries of power supply systems of spacecraft]. *Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva : tez. dokl. 27 NTK*. [Electronic and electromechanical systems and devices. Abstract. report 27 NTK]. Tomsk, FSUE NPC Polyus Publ., 2006, P. 8–11 (In Russ.).
8. Yuditsev A. G. [Energy–transforming complexes for ground–based testing and confirmation of the predicted reliability of spacecraft power supply systems]. *Doklady TUSUR*. 2019, Vol. 22, No. 3, P. 95–102 (In Russ.).
9. Garrigos A., Carrasco J. A., Blanes J. M., Sanchis-Kilders. A power conditioning unit for high power GEO satellites based on the sequential switching shunt series regulator. *MELECON. 2006. IEEE Mediterranean Electrotechnical Conference*. Malaga, Spain, 2006. P. 1186–1189. Doi: 10.1109/MELCON.2006.1653313.
10. Waffler S., Kolar J. W. A novel low-loss modulation strategy for high-power bidirectional buck + boost converters. *IEEE Transactions on Power Electronics*. 2009, Vol. 24, No. 6, P. 1589–1599.

11. Waffler S., Kolar J. W. Efficiency Optimization of an Automotive Multi-Phase Bi-directional DC-DC Converter. *Wuhan (China): Proceedings of the 6th IEEE International Power Electronics and Motion Control Conference*. 2009, P. 566–572.

12. Krasnobaev Yu. V., Zakharov V. V., Karnaukhov M. A. [Analysis of electromagnetic processes in AC-DC converters with possibility of reverse flow of energy and increased efficiency]. *Vestnik SibGAU*. 2014, Vol. 455, No. 3, P. 100–107 (In Russ.).

13. Krasnobaev Yu. V., Nepomnyashchiy O. V., Sazonov I. E., Yablonskiy A. P., Khaidukova V. N. [Application of the reversible step-up and stepdown pulse converter as a charging and discharging device in an autonomous system power supply]. *Radio engineering*. 2023, Vol. 87, No. 8, P. 155–161 (In Russ.).

14. Lopatin A. A., Druzhinin A. A., Asochakov A. S., Puchkov A. V. [Determination of the digital controller's characteristics of the switched-mode power converters]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 409–416. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-409-416.

15. Krasnobaev Yu. V. [Methodology of synthesis of laws and structures of converter control devices]. *Izv. vuzov. Priborostroenie*. 2004, Vol. 47, No. 4, P. 39–48 (In Russ.).

16. Krasnobaev Yu. V. [Development of the synthesis method for high-speed pulse voltage stabilizers]. *Izv. vuzov. Priborostroenie*. 2004, Vol. 54, No. 11, P. 61–68 (In Russ.).

17. Nepomnyashchiy O. V., Krasnobaev Yu. V., Yablonskiy A. P., Sazonov I. E. *Sposob upravleniya impul'snym stabilizatorom napryazheniya* [Method for controlling a switching voltage regulator]. Patent RF, no. 2021118448, 2022.

18. Krasnobaev Yu. V., Nepomnyashchiy O. V., Sazonov I. E., Yablonskiy A. P. *Sposob upravleniya zaryadnim ustroystvom s impul'snym printsipom deistviya* [Method for controlling a charger devices with pulsed operating principle]. Patent RF, no. 2813604 C1 MPC H02J 7/34, 2024.

© Краснобаев Ю. В., 2024

---

**Краснобаев Юрий Вадимович** – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры систем автоматического управления и проектирования; Сибирский федеральный университет. E-mail: uvkras@mail.ru.

**Krasnobaev Yuri V. Vadimovich** – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of Automatic, of Automatic control and engineering; Siberian Federal University. E-mail: uvkras@mail.ru.

---

УДК 620.9

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-126-142

**Для цитирования:** Энергетика тангенциального подводящего устройства микротурбины системы терморегулирования перспективного космического аппарата / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, А. А. Зуев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 126–142. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-126-142.

**For citation:** Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Zuev A. A. et al. [Power engineering of the tangential supply device of the microturbine of the thermal control system of a promising spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 126–142. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-126-142.

## Энергетика тангенциального подводящего устройства микротурбины системы терморегулирования перспективного космического аппарата

Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин\*, А. А. Зуев, А. В. Делков, Д. А. Жуйков

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31  
\*E-mail: spsp99@mail.ru

*В настоящей работе представлен обзор современной технической проблемы, связанной с двухфазными системами терморегулирования космических аппаратов, и возможные технические приложения рекуперации тепловой энергии в органическом цикле Ренкина как составной части систем обеспечения теплового режима. Конструктивное решение подразумевает собой интегрирование паровой микротурбины за радиатором-испарителем. Микротурбина представляет собой тангенциальное подводящее устройство и радиально центробежное рабочее колесо низкой скорости  $n_{st} < 40$ . В этой области не существует достоверных данных по проектированию и энергетике как подводящего устройства, так и рабочего колеса. Энергетика (потери энthalпии) подводящего устройства определяет в основном транспорт закрученного потока к рабочему колесу и, как следствие, окружную работу на турбине. Разработан и представлен прототип радиальной микротурбины с целью оценки конструктивного исполнения проточной части как подводящего устройства, так и рабочего колеса. В результате анализа выделены основные определяющие гидродинамические участки, необходимые для гидродинамического анализа и математической проработки алгоритма расчета течений с оценкой энергетических потерь: течение закрученного потока радиально-кольцевой щели; осе-кольцевой щели и тангенциального подводящего устройства. Первые два алгоритма предполагают расчетное моделирование. Модель энергетических потерь в тангенциальном подводящем устройстве не поддается аналитическому моделированию, поскольку включает в себя последовательность (или совместность) течения в граничных условиях, определяемых как «местные сопротивления»: внезапное расширение, разворот потока, совместно с участком радиально окружного течения. Взаимовлияние этих граничных условий предполагает только экспериментальную оценку энергетических потерь в тангенциальном подводящем устройстве через коэффициент потерь местного сопротивления в диапазоне изменения геометрических и режимных параметров.*

*В результате экспериментальных исследований предложена база данных по коэффициенту потерь тангенциальных подводящих устройств микротурбины в области практического диапазона существования режимных и конструктивных параметров.*

*Ключевые слова:* турбины реактивные, центробежные, коэффициент потерь полной энергии, тангенциальные подводящие устройства, рабочее колесо, окружная работа на турбине, цикл Ренкина, низкокипящее рабочее тело.

## Power engineering of the tangential supply device of the microturbine of the thermal control system of a promising spacecraft

Yu. N. Shevchenko, A. A. Kishkin<sup>\*</sup>, A. A. Zuev, A. V. Delkov, D. A. Zhuikov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation  
<sup>\*</sup>E-mail: spsp99@mail.ru

*This paper presents an overview of the current technical problem related to two-phase spacecraft thermal control systems and possible technical applications of thermal energy recovery in the organic Rankine cycle as an integral part of thermal management systems. The design solution involves the integration of a steam microturbine behind an evaporator radiator. The microturbine is a tangential supply device and a radially centripetal impeller of low speed  $n_{st} < 40$ . In this area, there is no reliable data on the design and energy of both the supply device and the impeller. The energy (loss of enthalpy) of the supply device mainly determines the transport of the swirling flow to the impeller and, as a result, the circumferential operation on the turbine. A prototype of a radial microturbine has been developed and presented in order to evaluate the design of the flow part of both the supply device and the impeller. As a result of the analysis, the main determining hydrodynamic areas necessary for hydrodynamic analysis and mathematical elaboration of the flow calculation algorithm with an assessment of energy losses are identified: the flow of a swirling flow of a radial-annular slit; axial-annular slit and tangential supply device. The first two algorithms assume computational modeling, the model of energy losses in a tangential supply device is not amenable to analytical modeling because it includes a sequence (or compatibility) of flows under boundary conditions defined as "local resistances": the sudden expansion, reversal of the flow, together with a section of radially circumferential flow, the mutual influence of these boundary conditions assumes only an experimental assessment of energy losses in a tangential supply device through the loss coefficient of local resistance in the range of changes in geometric and operating parameters.*

*As a result of experimental studies, a database has been proposed on the loss coefficient of tangential microturbine supply devices in the field of the practical range of the existence of operating and design parameters.*

*Keywords: jet turbines, centrifugal turbines, total energy loss coefficient, tangential supply devices, impeller, circumferential turbine operation, Rankine cycle, low-boiling working fluid.*

### Введение

Анализ информации о современных зарубежных разработках в области использования двухфазных контуров (ДФК) на космическом аппарате (КА), имеющих высокое энергопотребление, показывает техническую перспективность использования их в системах терморегулирования. В числе КА с использованием фазового перехода в системах терморегулирования упоминаются «Эврика», «Колумб» NASA, на которых были успешно проведены натурные испытания высокоэффективных двухфазных модулей. На КА COMET (NASA) обеспечение теплового режима индивидуальных теплонапряженных блоков полезной нагрузки осуществляется с помощью систем терморегулирования (СТР) на капиллярных насосах. На КА STENTOR (NASA) в СТР также используются капиллярные насосы в раскрывающейся конструкции излучательно-го радиатора. Проведенные натурные испытания на этих КА показали высокую эффективность СТР на базе двухфазных контуров.

Применение генерации с использованием контуров на низкокипящих рабочих телах на кораблях для дальних космических полетов для их энергообеспечения было предложено в СССР еще в 70-е гг. прошлого века. В качестве источника тепла для силового паротурбинного цикла использовались унифицированные модули радиоизотопного источника (Pu-238) [1]. Результатом исследований стала установка номинальной мощности 1,3 кВт, массы 205 кг и оснащенная

холодильником-излучателем площадью  $10,8 \text{ м}^2$ . На стендовых испытаниях массовый расход через контур достигал  $0,0107 \text{ кг/с}$ . Установка проработала 20 ч. За это время существенных отклонений параметров не было выявлено.

Для решения задач по терморегулированию перспективных крупногабаритных КА и станций с увеличенным энерговооружением при необходимости снижения относительных массы и размеров СТР КА наиболее перспективный путь – это создание базовых элементов интегрированных СТР КА с ДФК, как наиболее эффективной по сравнению с существующими в настоящее время в отечественной и в зарубежной практике средствами терморегулирования. При существующих системах необходимо значительно увеличивать площади наружных радиаторов-излучателей, что приводит к увеличению их массы и габаритов. Совмещение системы терморегулирования с паровой турбиной позволяет отводить часть энергии через паровую турбину в систему энергоснабжения, что уменьшает тепловую нагрузку на радиатор-излучатель. Проблема радиаторов-излучателей возникает при ограниченных возможностях размещения их под обтекателем ракеты-носителя на участке выведения КА на орбиту.

### Основное техническое предложение

Содержание технического решения определяется в соответствии с источниками [2–4]:

– прямой цикл на низкокипящих телах с выработкой механической энергии. В качестве источника энергии используется внутренний источник тепла КА – тепло, выделяемое работающими приборами и установками. В традиционной схеме это тепло отводится в космос с помощью холодильников-излучателей. Предлагаемый вариант позволяет экономить энергоресурсы и вырабатывать механическую энергию, а также сократить площади холодильников-излучателей;

– прямой цикл на низкокипящих телах с выработкой механической энергии с использованием в качестве источника солнечного тепла, снимаемого с солнечных панелей. В связи со сравнительно низкими равновесными температурами панелей имеет низкую эффективность, однако позволяет использовать солнечное излучение в более широком инфракрасном (тепловом) диапазоне. Установки, изготовленные по этому способу, не подвержены старению и деградации характеристик (по сравнению с солнечными батареями);

– то же, что и в предыдущем пункте, с применением солнечных концентраторов параболического типа. Позволяет получить высокие температуры, а значит и высокую эффективность установки. Однако в этом случае необходимо решить проблему высоких перепадов давления рабочего тела в системе.

### Конструктивная схема микротурбины

В теории турбостроения в основном используется соотношение для расчета и проектирования ступени турбин высокой быстроходности  $n_{st} = 24$  как осевой, так и радиально-центростремительной схемы [2; 5–9]. Этой теме посвящены большая часть литературы, касающейся различных отраслей турбостроения: турбины большой электрогенерации (электростанции), турбины транспортных устройств (летательные аппараты, наземный, железнодорожный транспорт, различные устройства специального назначения и т. п.). Большая часть турбин проектируется как ступени активного типа большой мощности, больше 100 кВт. В области распределенной энергетики и практического использования низкопотенциального бросового тепла используются турбины радиально-центростремительного типа мощностью менее 100 кВт с коэффициентом быстроходности  $n_{st} = 60$  [4; 6; 10]. В основном применяется соотношение газовой динамики на сверхкритических (сверхзвуковых) перепадах давлений и температур. Тема расчетов конструкций и оптимизации параметров изложена достаточно объемно. Для диапазона низкой быстроходности  $n_{st} < 60$  тема недостаточна раскрыта в части инженерных расчетных приложений, что вызывает очевидные трудности при моделировании подобных объектов мощностью меньше 100 кВт. На сегодняшний момент для утилизации энергии газотранспортных

систем и систем добычи углеводородов используются турбины различных специальных конструкций: в том числе вихревые, безлопаточные – центробежные и т. п. [7].

В нашем случае турбины мощностью менее 1 кВт можно идентифицировать (классифицировать) как микротурбины малой быстроходности, размерности и мощности [11]. Вопрос оптимального проектирования и выбора типа турбины остается открытым из-за низкого КПД тихоходных турбомашин, имеющего сходные значения для микротурбин лопаточно-осевого и радиального типа, лабиринтно-вихревых, дисковых турбин, турбин центробежных и центростремительного типа и т. п. Отдать предпочтение какому-то типу на данном этапе невозможно. Стоит отметить, что для турбин как активного, так и реактивного типа важнейшим элементом, формирующим окружное направление потока, обеспечивающего окружную работу рабочего колеса, является сопловой или направляющий аппарат для быстроходных турбин, выполненных в виде сопловых решеток (в лопаточном венце). Для тихоходных и малорасходных машин выполняется одно сопло (сопловой тангенциальный канал) [2]. Диапазон выходной мощности по техническому заданию заказчика составляет от 100 до 1000 Вт на дозвуковом перепаде рабочего тела (пара), при перепаде температур не более 60 °С с ограничением оборотов до 5000 об/мин из-за требований высокого ресурса. При таких данных не стоит ожидать высоких КПД, сравнимых с КПД турбин большой энергетики. Задача оптимального проектирования с целью наивысшего достижения КПД является актуальной. Для постановки задач исследования спроектирован и изготовлен прототип микротурбины с генератором с характерными элементами конструкций на базе центростремительного рабочего колеса детандера (рис. 1).

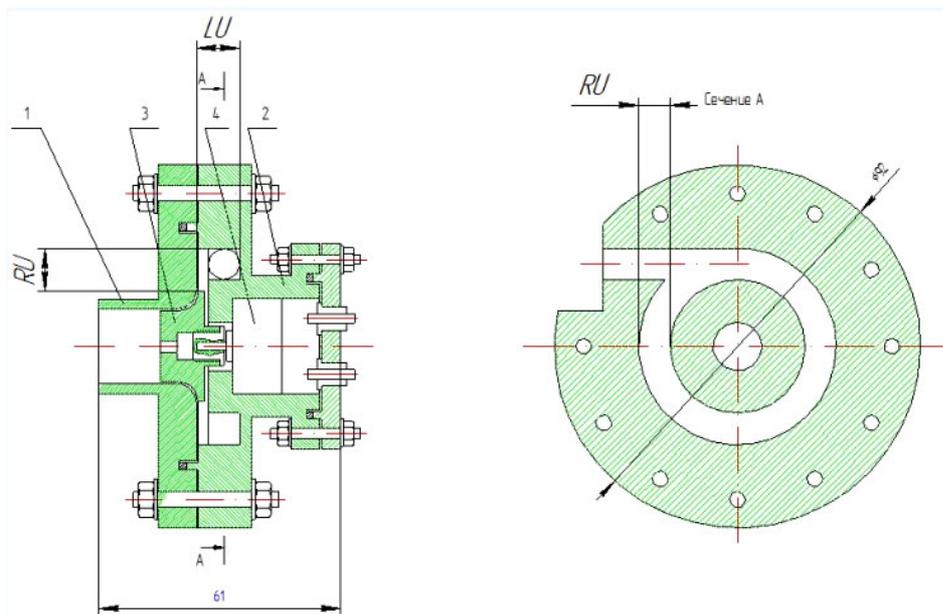


Рис. 1. Прототип микро турбогенератора:  
1 – крышка; 2 – корпус микротурбины с тангенциальным подводящим устройством; 3 – рабочее колесо; 4 – генератор

Fig. 1. Prototype of a microturbo generator:  
1 – cover; 2 – microturbine housing with tangential supply device;  
3 – impeller; 4 – generator

Из конструкции видно, что тангенциальный канал является основным элементом, формирующим окружное течение потока. Конструктивно следует выделить область радиально-окружного потока RU и осе-окружного потока LU. Общий вид турбогенератора показан на рис. 2.

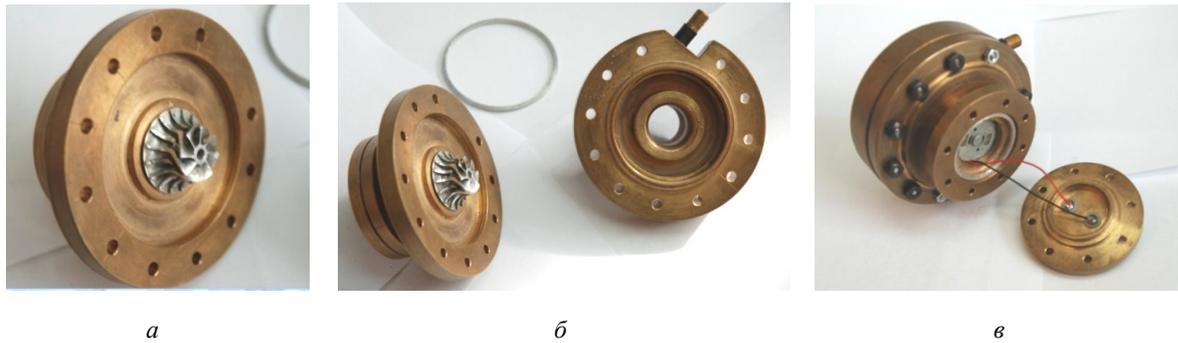


Рис. 2. Вид на рабочее колесо со стороны крышки (а); крышка и корпус генератора (б); вид со стороны крышки генератора (в)

Fig. 2. View of the impeller from the cover side (a); cover and housing of the generator (b); view from the side of the generator cover (c)

### Цель и постановка задачи исследования

Существующие на сегодняшний день конструкции СТР автономных КА с длительным сроком активного существования (до 15 лет) используют практически весь спектр известных конструкторских решений: естественную теплопроводность от источника до радиатора-излучателя в черный космос; сложную конструкцию системы транспортных тепловых труб; жидкостно-контурную передачу тепла с южной на северную панель, ДФК с динамической (насосной) системой подачи в контуре до контурной тепловой трубы. Указанный перечень в последовательности обеспечивает рост массоэнергетической характеристики системы СТР [12]. Следует отметить, что габариты северной и южной панелей определяются площадью испарителя и конденсатора СТР, интегрированных в сотопанели, и определяют, в основном, габариты и силовую схему КА в целом. Следующий логический шаг – рекуперация электрической энергии в системе двухфазной СТР на основе органического цикла Ренкина с целью снижения тепловой нагрузки на конденсатор-излучатель. Самым важным узлом такой системы является турбопривод, состоящий из подводящего устройства, обеспечивающего поле скоростей и давлений на входе в последующее рабочее колесо турбины. Для турбин малой быстроходности с малорасходным парциальным подводом характерна значительная несимметричность полей термодинамических параметров, приводящая к значительным отклонениям в результатах расчета по методикам полноразмерных агрегатов. В соответствии с изложенным, следуя поставленной цели повышения массоэнергетических характеристик двухфазных СТР за счет применения турбогенератора в цикле Ренкина, необходимо решить следующие задачи:

- разработать и изготовить комплект типоразмеров подводящих устройств с целью получения энергетических характеристик в диапазоне изменения конструктивных и режимных параметров;
- провести экспериментальные исследования энергетических характеристик подводящих устройств с оформлением базы данных по основным конструктивным и режимным параметрам.

### Методика проведения энергетических и частичных балансовых испытаний микротурбин

Энергетические испытания проводятся с элементами балансовых испытаний, возможных на материальной части физического макета с дополнительной установкой измерительных (станций) постов:  $p^*$  – полного давления;  $p$  – статического;  $T_{\text{изм}}$  – измеренной равновесной температуры.

Расположение постов (измерительных станций), с целью коррекции расчетного алгоритма, полностью совпадает с принятой расчетной схемой (рис. 3).

Последовательности постов измерений соответствует:

– пост измерений перед входом в канальном подводе  $p_2^*$ ,  $p_{вх}^*$ ,  $T_{вх}^* = T_{вх}$ ;

– в канале подводящего устройства  $p_0$ ,  $p_0^*$ ,  $T_{0изм}$ ;

– на выходе из канального подводящего устройства, на входе в рабочее колесо  $p_1$ ,  $p_{1u}^*$ ,  $T_{1изм}$ ,  
где  $p_{1u}^*$  – измеряется в окружном направлении;

– на выходе из рабочего колеса на радиусе  $R_2$ ,  $p_2$ ,  $p_{2u}^*$ ,  $T_{1изм}$ .

Поскольку технически сложно разместить приемник полного давления на радиусе  $R_1$ , продувка канальных подводящих устройств проводится в специальном приспособлении, без рабочего колеса, на радиусе входа в рабочее колесо. При необходимости эти испытания согласуются по  $p_1$  – статическому давлению при энергетических испытаниях.

Методика обработки результатов на участке /вх – о/.

Измеряемое  $p_{вх}^*$ ,  $T_{вх}^*$ ,  $p_0$ ,  $p_0^*$ ,  $T_{0изм}$ ,  $M_0$ ,  $T_0$ ,  $\tau_{f0}$ ,  $C_0$ .

Дополнительно рассчитывает массовый расход двумя способами для исключения промаха.

$$\square \quad m = \rho_0 \cdot C_0 \cdot F_0 = \rho_0 \cdot F_0 \cdot m \cdot q_{f0}, \quad (1)$$

где

$$m = \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \frac{1}{R}}, \quad (2)$$

$$q_{f0} = \left( \frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \frac{M_0}{\left( 1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_0 \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}. \quad (3)$$

$F_0 = h_0 \cdot b_0$  – площадь проходного сечения канала подводящего устройств.

Коэффициент потерь  $\zeta_{вх}$  рассчитывается:

$$\frac{2}{C_0} \cdot \frac{k}{(k-1)} \left( \frac{p_{вх}^*}{\rho_{вх}} - \frac{p_0^*}{\rho_0} \right) = \zeta_{вх}. \quad (4)$$

Методика обработки результатов на участке /0 – 1/.

Измеренные:  $p_{1u}^*$ ,  $p_1$ ,  $T_{1изм}$ .

Известны:  $p_0$ ,  $p_0^*$ ,  $T_{0изм}$ .

Рассчитываются по выражениям для окружной составляющей  $C_{1u}$ :

$$M_{1u}, T_{1u}, \tau_{f1}, C_{1u}, p_u, T_{1u}^*. \quad (5)$$

Параметры рассчитаны по окружной составляющей  $C_{1u}$ , необходима коррекция:

$$C_1 = \sqrt{C_{1u}^2 + C_{1R}^2}. \quad (6)$$

где  $C_{1R}$  – радиальная составляющая абсолютной скорости на входе – определяется в первом приближении  $p_1 = p_{1u}$  и

$$C_{1R} = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \cdot F_2} = \frac{\dot{m}}{\rho_1 \cdot 2\pi R_1 \cdot b_1}, \quad (7)$$

где  $\dot{m}$  (1).

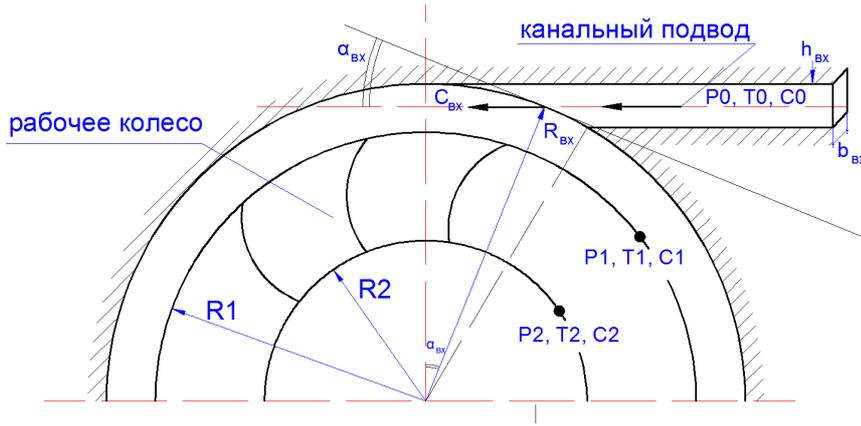


Рис. 3. Расчетная схема радиальной ступени

Fig. 3. Design scheme of the radial stage

Корректируется полное давление:

$$p_1^* = p_1 + \frac{C_1^2}{2} \cdot \frac{k-1}{k}. \quad (8)$$

И совершается прогон пока:

$$\frac{C_{1i+1} - C_{1i}}{C_{1i+1}} \leq 0,01.$$

При известных  $C_1, C_{1u}, C_{1R}$  рассчитывается угол абсолютной скорости:

$$\alpha_1 = \arctg \frac{C_{1R}}{C_{1u}}. \quad (9)$$

Угол относительной скорости:

$$\beta_1 = \arctg \frac{C_{1R}}{C_{1u} - U_1} = \arctg \frac{C_{1R}}{(C_{1u} - \omega_1 \cdot R_1)}, \quad (10)$$

$$W_1 = \frac{|C_{1u} - U_1|}{\cos \beta_{1л}}.$$

Угол атаки:

$$i = \beta_{1л} - \beta_1, \quad (11)$$

где  $\beta_{1л}$  – конструктивный параметр.

Коэффициент потерь сопла (подводящего аппарата):

$$\zeta_{C_0} = \left( \frac{p_0^*}{\rho_0} - \frac{p_1^*}{\rho_1} \right) \cdot \frac{2}{C_0^2} \cdot \frac{k}{(k-1)}. \quad (12)$$

### Описание и конструктивные особенности исследуемых канальных подводящих устройств

Экспериментальная продувка канальных подводящих устройств производилась в специальном приспособлении, имитирующем энергетическую установку и позволяющем производить измерения по шести измерительным постам, согласно схеме (рис. 4).

Измерительный пост на входе  $p_{вх}, T_{вх}$ , измерительный пост в канале подводящего устройства  $p_0 T_0$  и четырех измерительных постах на радиусе рабочего колеса  $p_1 T_1, p_2 T_2, p_3 T_3, p_4 T_4$ . На посту  $p_2 T_2$  измерения не производились, пост резервный. На каждом посту измерялись полное давле-

ние ( $p^*$ ) приемником полного давления и статическое давление ( $p_{ст}$ ) приемником статического давления, равновесная измеренная температура ( $t$ ) – термопарой.

Экспериментальная установка с размещенными приемниками полного и статического давления показана на рис. 5.

Для геометрических параметров используются следующие определения и расчетные соотношения:

–  $l_{вх}$  – плечо момента количества движения, где:

$$l_{вх} = R_{вх} - h / 2;$$

–  $d_{г.эКВ}$  – диаметр горла эквивалентный, где

$$d_{г.эКВ} = \sqrt{\frac{4 \cdot b \cdot h}{\pi}};$$

–  $\varepsilon$  – степень парциальности, где

$$\varepsilon = \frac{\alpha_{вх}}{2\pi}, \quad \alpha_{вх} = \arccos \frac{R_{вх} - h}{R_{вх}};$$

$Re_0$  – число Рейнольдса по скорости  $C_0$ , где

$$Re_0 = \frac{C_0 \cdot d_{г.эКВ}}{\nu};$$

$Re_{\omega}$  – число Рейнольдса по окружной скорости, где

$$Re_{\omega} = \frac{C_0 l_{вх}}{\nu} = \frac{\omega \cdot l_{вх}^2}{\nu};$$

–  $l_{вх}/R_{1k}$  – относительное плечо момента количества движения, где  $R_{1k} = 24$  мм – радиус входа в рабочее колесо микротурбины.

Спиральное подводящее устройство формируется совмещением двух радиусов профилирования  $R_1$  и  $R_2$  со смещением центров профилирования на величину  $\Delta$ .

Обмеряемые параметры спирального подводящего устройства микротурбин:

$b = 3,5$  мм – ширина канала;

$D$  – внешний максимальный диаметр;

$\delta$  – расстояние от  $D$  до верхней (ближней от  $D$ ) поверхности канала  $h$ ;

$L_1$  – максимальной расстояние по линии диаметра  $D$ ;

$h$  – ширина входного канала;

$R_1$  – больший радиус профилирования;

$R_2$  – меньший радиус профилирования;

$\Delta$  – смещение центров профилирования;

$\varepsilon$  – степень парциальности;

$l_{вх}$  – плечо входного канала по средней линии;

$h/R_{1k}$  – относительная ширина входного канала;

$l_{вх}/R_{1k}$  – относительное плечо входа.

$$d_{г.эКВ} = \sqrt{\frac{4 \cdot b \cdot h}{\pi}}.$$

Выражения для обсчета спирального подводящего устройства по результатам обмера:

$$L_1 = R_1 + R_2 + 2\Delta;$$

$$\Delta = 0,5h + \delta + 0,5L_1 \cdot 0,5D,$$

$$R_1 = D - 2\delta - 0,5h - 0,5L_1,$$

$$R_2 = 0,5(L_1 - h),$$

$$l_{\text{вх}} = 0,5D - \delta - 0,5h,$$

$$\alpha_{\text{вх}} = \arccos \frac{l_{\text{вх}} - 0,5h}{l_{\text{вх}} + 0,5h},$$

$$\varepsilon = \frac{\alpha_{\text{вх}}}{2\pi}.$$

Выражения для обьсчета кольцевого поводящего устройства:

$$R_1 = \frac{L_1}{2},$$

$$l_{\text{вх}} = 0,5L_1 - 0,5h,$$

или

$$l_{\text{вх}} = R_1 - \frac{h}{2}.$$

Приняты следующие обозначения для сборников *C* – спиральный, первая цифра в обозначении: высота *h* в мм. Вторая цифра в обозначении: *l<sub>вх</sub>* плечо момента количества движения в мм (округлено). Например: *C6–39* – спиральный *h* = 6 мм, *l<sub>вх</sub>* ≈ 39 мм; *K6–32* – кольцевой *h* = 6 мм, *l<sub>вх</sub>* ≈ 32 мм.

Согласно обозначениям, количественные значения параметров 19 спиральных и 13 кольцевых подводящих устройств представлены в табл. 1.

Таблица 1

Диапазон конструктивных параметров спиральных и кольцевых подводящих устройств

Обозначение	<i>h</i> (мм)	<i>l<sub>вх</sub></i> (мм)	<i>d<sub>гквб</sub></i> (мм)	<i>l<sub>вх</sub></i> / <i>R<sub>1к</sub></i>	<i>h</i> / <i>R<sub>1к</sub></i>
<i>C2...6–28...39</i>	2–6	28–38,9	3–5,2	1,16–1,62	0,083–0,25
<i>K2...6–25...32</i>	2–6	25–32	3–5,2	1,04–1,33	0,083–0,25

Диапазон изменения геометрических параметров в безразмерном (относительном) виде (22 конструктивные сборки):

$Re_0 = 10000–60000 = 1 - 6 \cdot 10^4$  – число Рейнольдса по скорости *C<sub>0</sub>*;

$l_{\text{вх}}/R_{1к} = 0,97–1,62$  – относительное плечо входа;

$h/R_{1к} = 0,083–0,25$  – относительная ширина входного канала;

*b* = 3,5 мм – ширина канала;

*R<sub>1к</sub>* = 24 мм – радиус входа в рабочее колесо микротурбины.

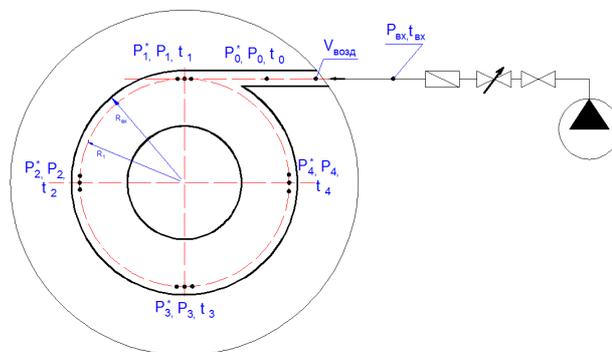


Рис. 4. Схема расположения датчиков в испытательной системе

Fig. 4. The layout of the sensors in the test system

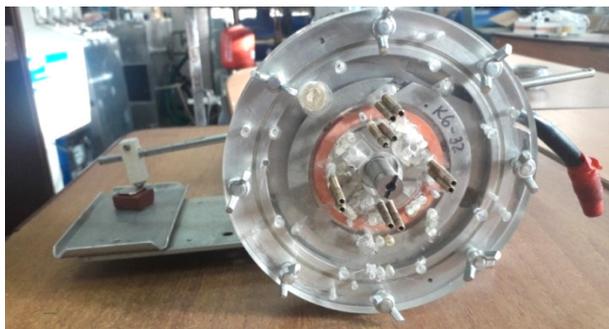


Рис. 5. Экспериментальная установка с приемниками полного и статического давления

Fig. 5. Experimental installation with full and static pressure receivers

### Методика обработки экспериментальных испытаний тангенциального подвода дозвуковой центростремительной турбины

Для разработки математической модели и алгоритма расчета центростремительной микро-турбины, применяющейся для утилизации тепловой мощности КА, необходимо оценивать окружную составляющую абсолютной скорости на радиусе входа в рабочее колесо (РК) турбины. Теоретический анализ суммарных потерь потока как суперпозиция внезапного расширения с последующим вихревым течением до рабочего колеса представляет теоретически неопределенную задачу. Для предварительной оценки и формирования базы данных потерь на этом участке необходимо использовать данные экспериментальных продувок с регистрацией энергетических и скоростных параметров потока на участке: 0 – параметры во входном канале устройства; 1 – параметры на входном диаметре во входном канале устройства. Для обработки экспериментальных данных помимо коэффициента потерь энергии  $\zeta_{01}$  удобно воспользоваться коэффициентом окружной составляющей скорости  $\varphi_u$  [13–15].

Обоснуем некоторые соображения, определяющие содержание коэффициента окружной составляющей скорости.

Определим массовый расход в подводящем канале:

$$\dot{m} = \rho \dot{V} = C_0 \cdot h_0 \cdot b_0, \quad (13)$$

где  $\rho$  – плотность;  $C_0$  – расходная скорость в канале;  $h_0$  – высота канала;  $b_0$  – ширина.

Допустим, что  $C_0 = \text{const}$  по высоте  $h_0$ , плечо момента количества движения по  $h_0$  изменяется от  $l_1$  до  $l_2$ , тогда момент количества движения во входном сечении запишется как интеграл:

$$M_0 = \int_{l_1}^{l_2} \rho \cdot C_0^2 \cdot l \cdot b_0 \cdot dl = \rho \cdot C_0 \cdot h_0 \cdot b_0 \cdot C_0 \frac{l^2}{2} \Big|_{l_1}^{l_2}. \quad (14)$$

Подставим пределы интегрирования  $l_2 = R_0$ ;  $l_1 = R_0 - h_0$  и учтем (13):

$$M_0 = \dot{m} \cdot C_0 \cdot \frac{1}{2} (l_2^2 - l_1^2),$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \dot{m} \cdot C_0 (2R_0 h_0 - h_0^2) = \dot{m} \cdot C_0 h_0 \left( R_0 - \frac{h_0}{2} \right). \quad (15)$$

Теоретический момент количества движения на текущем радиусе  $R$ :

$$M_T = \dot{m} \cdot U_T \cdot R, \quad (16)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход определяется выражением:

$$\dot{m} = 2\pi R \cdot b \cdot C_R \cdot \rho. \quad (17)$$

Для идеального случая, когда нет момента сил трения, моменты  $M_0$  и  $M$  равны:

$$M_0 = M_T,$$

Подставив выражения для моментов (16), получаем:

$$\dot{m} \cdot C_0 \cdot h_0 \left( R_0 - \frac{h_0}{2} \right) = \dot{m} \cdot U_T \cdot R, \quad (18)$$

Продолжим преобразование, выразим значения окружной составляющей на текущем радиусе через параметры во входном канале:

$$U_T = \frac{C_0 h_0}{R} \left( R_0 - \frac{1}{2} h_0 \right), \quad (19)$$

или с учетом

$$\begin{aligned} R_0 &= l_{\text{вх}} + \frac{h_0}{2}, \\ U_T &= \frac{C_0 h_0}{R} \cdot l_{\text{вх}}, \end{aligned} \quad (20)$$

Для радиуса входа в рабочее колесо  $R_1$  при отсутствии потерь

$$U_{1T} = \frac{C_0 h_0}{R_1} \cdot l_{\text{вх}}, \quad (21)$$

Коэффициент окружной составляющей скорости определяется

$$\varphi_u = \frac{U_{1\partial}}{U_{1T}}, \quad (22)$$

где  $U_{1\partial}$  – действительное (измеренное) значение;  $U_{1T}$  – максимально теоретически возможное.

Действительное значение окружной скорости рассчитывается как среднее по результатам измерений полного и статического давлений и температуры по периферии рабочего колеса микротурбины в 4 точках окружности  $R_1$  (рис. 4).

Общий вид сборки представлен на рис. 6, где показана подводка к термисторам, приемники давления не подключены к измерительным трубкам датчиков давлений.

Для предварительной оценки окружной скорости на входе в РК микротурбины необходимо использовать уравнения энергии по периферии РК:

$$\frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0} + \frac{C_0^2}{2} = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{C_1^2}{2} + \zeta_c \cdot \frac{C_0^2}{2}, \quad (23)$$

где  $\zeta_c$  – коэффициент потерь полного напора в сопле; абсолютная скорость на входе в РК:

$$C_1^2 = U_1^2 + C_{R1}^2, \quad (24)$$

расходная составляющая определяется только расчетно:

$$C_{R1} = \frac{\dot{m}}{\rho_1 F_1}, \quad (25)$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход рабочего тела;  $\rho_1$  – плотность на входе в РК;  $F_1$  – площадь проходного сечения в РК.

Коэффициент скорости представляет собой параметр, рассчитанный непосредственно по результатам измерений без дополнительных допущений. По результатам эксперимента в диапазоне изменений геометрических и режимных параметров подводящего устройства микротурбины ( $h_0$  – высота канала;  $l_{\text{вх}}$  – среднее плечо момента количества движения;  $R_1$  – радиус входа в рабо-

чее колесо;  $Re$  – число Рейнольдса на входе) реализуется возможность формирования базы данных для  $\varphi_u$  с целью использования при математическом моделировании и проектировании микротурбины.

Использование баз данных по коэффициенту окружной составляющей скорости  $\varphi_u$  (22) и коэффициенту потерь полного давления  $\zeta_c$  (23) позволяет однозначно определить полное давление на входе в РК микротурбины при математическом моделировании и проектировании, а также проводить оптимизацию в диапазоне изменений режимных и геометрических параметров микротурбины.

Алгоритм обработки экспериментальных данных испытаний тангенциальных, спиральных и кольцевых подводов реализован в виде программного алгоритма, позволяющего по замерам в 0 (канальном подводе) и 1 сечении (по периферии рабочего колеса), значений давлений, температур и расчетных скоростей определять энергетические параметры подводящего устройства:  $\zeta_c$  – коэффициент потерь (12) и  $\varphi_u$  – коэффициент скорости (21).

Согласно конструктивным схемам материальной части по спиральным и кольцевым подводящим устройствам, проведены экспериментальные замеры коэффициента потерь  $\zeta_{c0}$  и  $\varphi_u$  в диапазоне изменения геометрии подводящих устройств (табл. 1, 2) и режимного параметра  $Re_0$ , рассчитанного по значению скорости  $C_0$  ( $U_0$ ) в тангенциальном подводе. Данные представлены в виде базы данных в табл. 2, 3. В общем случае база данных представляет собой табличную функцию коэффициента потерь  $\zeta_{c0} = (L_{вх} / R_{1k}, h / R_{1k}, Re_0)$ ; коэффициента скорости  $\varphi_u = (L_{вх} / R_{1k}, h / R_{1k}, Re_0)$ ; от трех переменных:

$L_{вх}/R_{1k}$  – относительное плечо входа;

$h/R_{1k}$  – относительная ширина входного канала;

$Re_0$  – число Рейнольдса по скорости  $C_0(U_0)$  в тангенциальном канале.

По табличным данным визуализация поверхности уровня функция достаточно монотонна, не имеет резких экстремумов и достаточно легко аппроксимируется даже линейными сплайнами (рис. 7). Значение функции в 2–3 раза превышает коэффициент потерь на внезапное расширение. Очевидно, в структуре энергетических потерь должен присутствовать дополнительный элемент. В качестве такого элемента следует рассмотреть потери энергии потока при течении потока от радиуса  $R_0$  до радиуса  $R_{1k}$ , что следует из конструктивной геометрии подводящего устройства. Для оценки коэффициента потерь на радиально окружном участке течения воспользуемся численной оценкой по данным испытания кольцевого подводящего устройства К2-25. В качестве исходных данных для расчета используем значения  $R_0 = l_{вх} + h / 2 = 0,026$  м;  $\Delta R = R_0 - R_k = 0,002$  м;  $\delta_{\alpha}^{**} = 0,00017$  м;  $C_{u0} = U_0 \cdot R_0 = 2,314$  [м<sup>2</sup>/с]. Коэффициенты потерь рассчитываются по выражению, полученному из уравнения энергии:

$$\frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0} + \frac{U_0^2}{2} = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{U_1^2}{2} + \zeta_{\text{рад.уч.}} \cdot \frac{U_0^2}{2},$$

откуда  $\zeta_{\text{рад.уч.}}$ :

$$\zeta_{\text{рад.уч.}} = \frac{2}{U_0^2} \left( \frac{k}{k-1} \cdot \frac{1}{\rho} (p_0 - p_k) + \frac{U_0^2 - U_k^2}{2} \right). \quad (26)$$

Следует отметить, что коэффициент потерь на участке радиального течения формируется за счет падения статического давления и окружной составляющей скорости. В одномерном потенциальном течении изменение полного и статического давлений совпадает, скорость

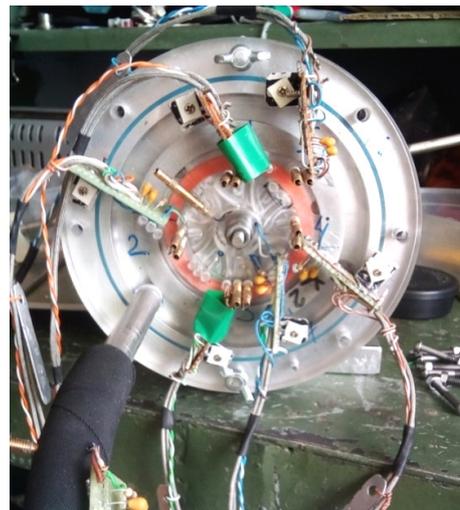


Рис. 6. Общий вид сборки

Fig. 6. General view of the assembly

не изменяется. Результаты расчетов представлены в табл. 4 [16–17]. Из результатов видно, что коэффициент потерь при изменении Рейнольдса изменяется практически в два раза и близок к единице. Коэффициент потерь формируется из двух приблизительно одинаковых членов: потерь статического давления, потерь окружной скорости.

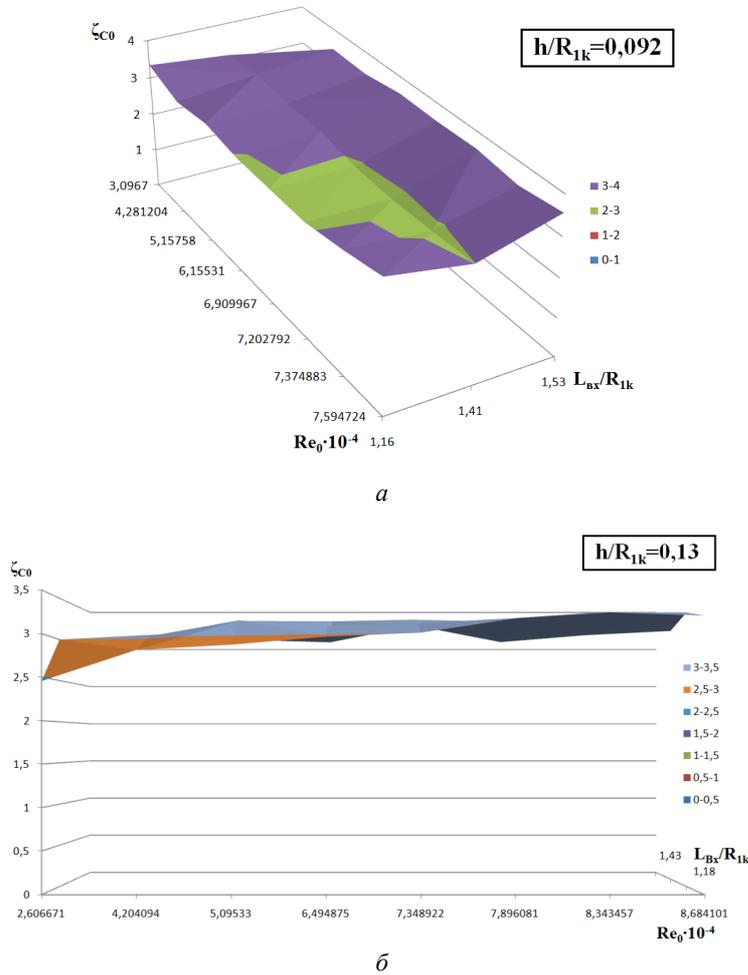


Рис. 7. Поверхности уровней функции (базы данных)  $\zeta_{c0} = (L_{\text{BX}} / R_{1k}, h / R_{1k}, Re_0)$  :  
 а – относительная ширина входного канала  $h / R_{1k} = 0,092$  ; б –  $h / R_{1k} = 0,013$

Fig. 7. Surfaces of function levels (databases)  $\zeta_{c0} = (L_{\text{BX}} / R_{1k}, h / R_{1k}, Re_0)$  :  
 а – relative width of the input channel  $h / R_{1k} = 0,092$  ; б –  $h / R_{1k} = 0,013$

С учетом данных коэффициента на внезапное расширение и коэффициента потерь, на радиальном участке остается приблизительно 1/3 от общего коэффициента потерь, т. е. величина приблизительно равная единице. В качестве гипотезы предлагается эту величину оценить коэффициентом потерь на разворот потока на 90° по формуле Вейсбаха [14]:

$$\zeta_{\text{M}} = 0,95 \sin^2 \left( \frac{\delta}{2} \right) + 2,05 \sin^4 \left( \frac{\delta}{2} \right) = 0,986,$$

где  $\delta = 90^\circ$  – угол разворота, с учетом поправки коэффициент потерь на разворот  $\zeta_{\text{пов}} = C_1 \cdot A \cdot \zeta_{\text{M}}$  ;  $C_1 = 1$  для симметричного течения;  $A = 0,95 + 33,5 / \delta = 1,32$  ; тогда коэффициент разворота на  $\zeta_{90^\circ} = 1,3$  . Следует обратить внимание, что предложенная энергетическая балансировка потерь на внезапное расширение, радиальный участок и разворот потока на 90° дает величину, размещенную в базе данных по коэффициенту потерь  $\zeta_{c0}$  в подводящем устройстве (табл. 2, 3).

Таблица 2

Коэффициенты потерь  $\zeta_{c0}$  и скорости  $\varphi_u$  для кольцевого подводящего устройства

K2-25					K6-32				
$\zeta_{c0}$	$L_{вх}/R_{1k}$	$h/R_{1k}$	$Re_0$	$\varphi_u$	$\zeta_{c0}$	$L_{вх}/R_{1k}$	$h/R_{1k}$	$Re_0$	$\varphi_u$
3,0209067	1,04	0,083	17520,65	0,2889737	2,6914906	1,33	0,25	28199,46	0,350395
2,81332385	1,04	0,083	21327,45	0,4220766	1,3009716	1,33	0,25	24833,99	0,5772179
2,7729739	1,04	0,083	26275,56	0,4445341	1,2320646	1,33	0,25	31322,3	0,5997001
3,1156121	1,04	0,083	29045,19	0,3552896	1,732688	1,33	0,25	39639,36	0,5403541
2,8642894	1,04	0,083	30264,05	0,4435942	2,0409651	1,33	0,25	44025,96	0,5012578
2,880883	1,04	0,083	32048,86	0,4319966	1,7411898	1,33	0,25	47618,09	0,5481886
2,7712986	1,04	0,083	32068,46	0,4661496	1,8086491	1,33	0,25	50644,91	0,541099
2,8155358	1,04	0,083	30754,69	0,4596947	1,7884947	1,33	0,25	50892,56	0,5436699

Таблица 3

Коэффициенты потерь  $\zeta_{c0}$  и скорости  $\varphi_u$  для спирального подводящего устройства

C2-28					C6-39				
$\zeta_{c0}$	$L_{вх}/R_{1k}$	$h/R_{1k}$	$Re_0$	$\varphi_u$	$\zeta_{c0}$	$L_{вх}/R_{1k}$	$h/R_{1k}$	$Re_0$	$\varphi_u$
3,3439123	1,16	0,083	30933,17	0,2453211	1,7325754	1,62	0,25	19870,44	0,4304552
3,01471724	1,16	0,083	38247,2	0,3147172	2,6571707	1,62	0,25	30967,94	0,3141631
3,1387546	1,16	0,083	45548,23	0,3981814	1,9631256	1,62	0,25	32378,77	0,4201886
2,98048791	1,16	0,083	55432,55	0,3672183	2,1385318	1,62	0,25	40561,44	0,4038012
2,9605327	1,16	0,083	60051,83	0,3609476	2,0742571	1,62	0,25	44835,47	0,4082927
2,9455596	1,16	0,083	64664,08	0,3731699	1,8497709	1,62	0,25	52284,86	0,4391877
3,12578929	1,16	0,083	67022,12	0,3387341	1,801266	1,62	0,25	54236,36	0,445411
3,3556589	1,16	0,083	69246,83	0,2580974	1,6874583	1,62	0,25	58712,84	0,4565281

Таблица 4

## Результаты расчетов коэффициентов потерь на радиальном участке течения

№	$C_{0}(U_0)$ [м/с]	$p_0^*$ [Па]	$p_0$ [Па ]	$\tau_{0a}$ [Н/м <sup>2</sup> ]	$dC_u/dR$ [м/с]	$C_{u0}$ [м <sup>2</sup> /с]	$\Delta C_{u0}$ [м <sup>2</sup> /с]	$C_{uk}$ [м <sup>2</sup> /с]	$U_k$ [м/с]	$\Delta p$ [Па]	$p_k$ [Па]	$\frac{2k}{(k-1)\rho} \cdot \frac{p_0 - p_k}{U_0^2}$	$\left(1 - \frac{U_k}{U_0}\right)^2$	$\zeta_{\text{рад.уч.}}$	$Re_0$
1	89	103750	98955	31,4	408,2	2,314	0,816	1,5	62,4	662	98923	0,487	0,508	0,995	17500
2	107	111260	103710	43,32	458,4	2,782	0,916	1,87	77,8	961	102749	0,518	0,471	0,983	21300
3	133	123277	110844	63,4	544,3	3,458	1,09	2,37	98,7	1493	109351	0,492	0,449	0,941	26286
4	147	139803	122733	75,5	582,2	3,828	1,16	2,662	111	1828	120905	0,493	0,43	0,923	29045
5	153	157831	13700	81,0	594,4	3,98	1,19	2,8	116	1982	135018	0,4936	0,425	0,919	30264
6	162	174356	148890	89,23	610,5	4,2	1,221	2,98	124	2216	146674	0,494	0,412	0,906	32048
7	162	193866	165535	89,4	598,2	4,21	1,196	2,014	125,6	2223	163312	0,4944	0,398	0,8924	32068

## Заключение

По результатам исследований видно, что подводящее тангенциальное устройство радиальной микротурбины топологически представляет собой граничные условия течения, сочетающие в себе последовательно гидравлические потери местных сопротивлений: внезапное расширение, разворот потока на  $90^\circ$ , поток на радиально-закрученном участке перед рабочим колесом. Формально гидравлически местные потери суммируются через гидравлические прямолинейные участки. В нашем случае потери на местное сопротивление объединены и взаимно влияют друг на друга, что исключает их суммирование в общем случае [14]. Поэтому с точки зрения адекватности результатов предпочтительно пользоваться базой данных по коэффициенту потерь в подводящем устройстве. Сложение потерь возможно только как приближенная оценка.

1. Экспериментальные результаты по коэффициенту потерь  $\zeta_{c0} = (L_{вх} / R_{1k}, h / R_{1k}, Re_0)$  и для кольцевого и спирального тангенциальных подводящих устройств представлены в виде базы данных. В общем случае база данных представляет собой табличную функцию от трех переменных:

$L_{вх}/R_{1k}$  – относительное плечо входа;

$h/R_{1k}$  – относительная ширина входного канала;

$Re_0$  – число Рейнольдса по скорости  $C_0(U_0)$  в тангенциальном канале.

2. Функция коэффициента потерь достаточно монотонна и не имеет ярких экстремумов, значение функции приблизительно в три раза превышает значение при внезапном расширении потока, что предполагает ее аддитивную структуру.

3. По результатам сравнительного энергетического анализа в первом приближении предложена следующая структура энергетических потерь в тангенциальном подводящем устройстве микротурбины, практически согласующаяся с величиной экспериментальных потерь:  $\zeta_{c0} = \zeta_{вн.расш.} + \zeta_{90^\circ} + \zeta_{рад.уч.}$ , где  $\zeta_{вн.расш.}$  – потери на внезапное расширение;  $\zeta_{90^\circ}$  – потери на разворот потока на  $90^\circ$ ;  $\zeta_{рад.уч.}$  – потери на трение на радиальном участке канала.

4. Аналогичная база данных получена для коэффициента скорости  $\varphi_u$ .

## Библиографические ссылки

1. Органический цикл Ренкина в автономной теплоэнергетической системе : монография / А. А. Кишкин, О. В. Шилкин, А. В. Делков и др. ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2019. 234 с.
2. Разработка установок-утилизаторов низкопотенциального тепла на основе органического цикла Ренкина / А. А. Кишкин, Д. В. Черненко, А. А. Ходенков и др. // Альтернативная энергетика и экология. 2014. № 3 (4). С. 35–36.
3. Расчет и анализ тепловых технических систем, работающих по замкнутому циклу / А. А. Кишкин, Е. В. Черненко, Д. В. Черненко и др. // Materiály VIII mezinárodní vědecko – praktická conference “Dny vědy – 2012”. Díl 91. Technické vědy: Praha. Publishing House Education and Science s.r.o, 2012.
4. Боровский Б. И. Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов. М. : Машиностроение, 1989. 184 с.
5. Теория пространственного пограничного слоя в гидродинамике турбомашин : монография / А. А. Кишкин, В. П. Назаров, Д. А. Жуйков, Д. В. Черненко ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. 250 с.
6. Кишкин А. А., Зуев А. А., Делков А. В. Трехмерный температурный пограничный слой в теории конвективного теплообмена : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 282 с.
7. Смирнов М. В. Безлопаточные центробежные ступени для турбодетандоров малой мощности : дис. ... канд. техн. наук. СПб. 2019. 154 с.
8. Теплосиловые системы: Оптимизационные исследования / А. М. Клер, Н. П. Деканова, Э. А. Тюрина и др. Новосибирск : Наука, 2005. 236 с.

9. Краев М. В., Лукин В. А., Овсянников Б. В. Малорасходные насосы авиационных и космических систем. М. : Машиностроение, 1985. 128 с.
10. Краев М. В., Кишкин А. А., Сизых Д. Н. Гидродинамика малорасходных насосных агрегатов. Красноярск : САА, 1988. 157 с.
11. Прототипирование микротурбогенератора и постановка задачи исследования / Ю. Н. Шевченко, О. В. Шилкин, А. А. Кишкин и др. // Испытания, диагностика, надежность. Теория и практика : сб. тр. Всеросс. науч.-практ. конф. Красноярск, 2023. С. 17–21.
12. Моделирование и конструирование двухфазных систем термо- регулирования космических аппаратов : монография / О. В. Шилкин, А. А. Кишкин, А. В. Делков, и др. ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. 192 с.
13. Коэффициент скорости тангенциального подвода дозвуковой центростремительной турбины / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, А. В. Делков, М. У. Абдуллаев // Омский науч. вестник. Серия: Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 2. С. 78–84.
14. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / под ред. М. О. Штейнберга. М. : Машиностроение, 1992. 672 с.
15. Kishkin A. A. , Shevchenko Yu. N., Delkov A. V. Analysis of the key design features of low-power turbines for electricity generation // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 919. DOI: 10.1088/1757-899X/919/6/062030.
16. Energy equations for the temperature three-dimensional boundary layer for the flow within boundary conditions of turbo machinery / A. A. Zuev, A. A. Kishkin, D. A. Zhuikov et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 537. P. 22008. Doi:10.1088/1757-899X/537/2/022008.
17. Tn. Karman. Uber laminare und turbulente Reibung // ZAAM. 1921. No. 1. P. 233–252.

## References

1. Kishkin A. A., Shilkin O. V., Delkov A. V. et al. *Organicheskiy tsikl Renkina v avtonomnoy teploenergeticheskoy sisteme*. [The organic Rankine cycle in an autonomous thermal power system]. Krasnoyarsk, 2019, 234 p.
2. Kishkin A. A., Chernenko D. V., Khodenkov A. A. et al. [Development of low-potential heat recovery plants based on the organic Rankine cycle]. *Alternativnaya energetika i ekologiya*. 2014, No. 3 (4), P. 35–36 (In Russ.).
3. Kishkin A. A. Chernenko E. V., Chernenko D. V. et al. Calculation and analysis of thermal engineering systems operating in a closed cycle. *Materiály VIII mezinárodní vědecko – praktická conference Dny vědy – 2012. Díl 91. Technické vědy: Praha. Publishing House Education and Science s.r.o, 2012*.
4. Borovsky B. I. *Energeticheskie parometry i kharakteristiki vysokooborotnykh lopastnykh nasosov*. [Energy parameters and characteristics of high-speed vane pumps]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 184 p.
5. Kishkin A. A., Nazarov V. P., Zhuykov D. A., Chernenko D. V. *Teoriya prostranstvennogo pogranchnogo sloya v gidrodinamike turbomashin* [The theory of the spatial boundary layer in the hydrodynamics of turbomachines]. Krasnoyarsk, 2013, 250 p.
6. Kishkin A. A., Zuev A. A., Delkov A. V. *Trekhmernyy temperaturnyy pogranchnyy sloy v teorii konvektivnogo teploobmena* [Temperature boundary layer in the theory of convective heat transfer]. Krasnoyarsk, 2015, 282 p.
7. Smirnov M. V. *Bezlopatochnye tsentrobezhnye stupeni dlya turbodetandorov maloy moshchnosti. Dis. kand.* [Bladeless centrifugal stages for low-power turbodetandors. Dis. Cand.]. St. Peterburg. 2019, 154 p.
8. Kler A. M., Dekanova N. P., Tyurina E. A. et al. *Teplosilovye sistemy: Optimizatsionnye issledovaniya* [Thermal power systems: Optimization studies]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2005, 236 p.
9. Kraev M. V., Lukin V. A., Ovsyannikov B. V. *Maloraskhodnye nasosy aviatsionnykh i kosmicheskikh sistem*. [Low-flow pumps for aviation and space systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 128 p.
10. Kraev M. V., Kishkin A. A., Sizykh D. N. *Gidro oodinamika maloraskhodnykh nasosnykh agregatov* [Hydrodynamics of low-flow pumping units]. Krasnoyarsk, 198, 157 p.

11. Shevchenko Yu. N., Shilkin O. V., Kishkin A. A. et al. [Prototyping of a microturbogenerator and setting the research task]. *V sbornike: materialov Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Ispytaniya, diagnostika, nadezhnost'. Teoriya i praktika"* [In the collection: materials of the All-Russian scientific and practical conference "Tests, Diagnostics, reliability. Theory and practice"]. Krasnoyarsk, 2023, P. 17–21 (In Russ.).
12. Shilkin O. V., Kishkin A. A., Delkov A. V. et al. *Modelirovanie i konstruirovaniye dvukhfaznykh sistem termo- regulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Modeling and design of two-phase thermal control systems for spacecraft]. Krasnoyarsk, 2022, 192 p.
13. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Delkov A. V., Abdullaev M. U. [The speed coefficient of the tangential supply of a subsonic centripetal turbine]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Seriya Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie*. 2022, Vol. 6, No. 2, P. 78–84 (In Russ.).
14. Idel'chik I. E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* [Handbook of Hydraulic Resistance]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 672 p.
15. Kishkin A. A., Shevchenko Yu. N., Delkov A. V. Analysis of the key design features of low-power turbines for electricity generation. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2020, Vol. 919, P. 062030. Doi: 10.1088/1757-899X/919/6/062030.
16. Zuev A. A., Kishkin, A. A., Zhuikov D. A. et al. Energy equations for the temperature three-dimensional boundary layer for the flow within boundary conditions of turbo machinery. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, vol. 537, P. 22008. Doi: 10.1088/1757-899X/537/2/022008.
17. Karman Tn. Uber laminare und turbulente Reibung. *ZAAM*. 1921, No. 1, P. 233–252.

© Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Зуев А. А., Делков А. В., Жуйков Д. А., 2024

---

**Шевченко Юлия Николаевна** – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: gift\_23j@mail.ru.

**Кишкин Александр Анатольевич** – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ssp99@mail.ru.

**Зуев Александр Александрович** – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dla2011@inbox.ru.

**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-mx01@mail.ru.

**Жуйков Дмитрий Александрович** – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dimitri\_z@inbox.ru.

**Shevchenko Yulia Nikolaevna** – post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: gift\_23j@mail.ru.

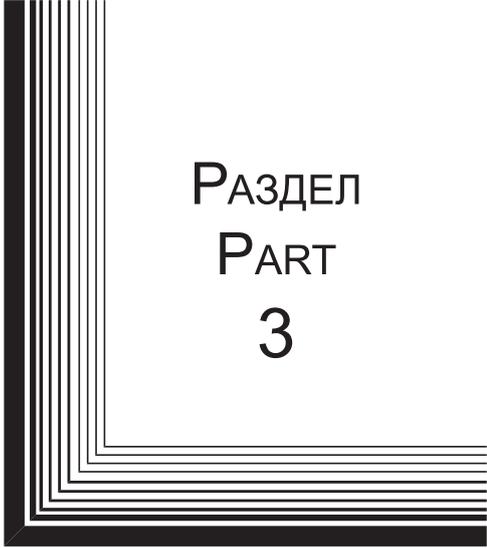
**Kishkin Alexander Anatolyevich** – Dr. Sc., Professor, Head of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Air Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ssp99@mail.ru.

**Zuev Alexander Alexandrovich** – Dr. Sc., Professor, Head of the Department Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: dla2011@inbox.ru.

**Delkov Alexander Viktorovich** – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Air Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

**Zhuikov Dmitry Alexandrovich** – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: dimitri\_z@inbox.ru.

---



РАЗДЕЛ  
PART  
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ  
ПРОЦЕССЫ  
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL  
PROCESSES  
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 65.011.56

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-144-156

**Для цитирования:** Математическое моделирование процесса литья плоских слитков для решения задач автоматизации / В. А. Новиков, Т. В. Пискажова, Т. В. Донцова, В. М. Белолипецкий // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 144–156. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-144-156.

**For citation:** Novikov V. A., Piskazhova T. V., Doncova T. V., Belolipetskii V. M. [Mathematical modeling of the flat ingot casting process for solving automation problems]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 144–156. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-144-156.

## Математическое моделирование процесса литья плоских слитков для решения задач автоматизации

В. А. Новиков<sup>1\*</sup>, Т. В. Пискажова<sup>1</sup>, Т. В. Донцова<sup>1</sup>, В. М. Белолипецкий<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский федеральный университет  
Российская Федерация, 660025, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 95

<sup>2</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН  
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50/44

\*E-mail: Novikov-vitja@mail.ru

*Алюминиевые сплавы находят широкое применение при производстве летательных аппаратов в связи со своей прочностью, легкостью, устойчивостью к коррозии, необходимой электропроводностью. При этом используемые в дальнейших переделах космической промышленности алюминиевые слитки должны иметь высокое качество. Технологические проблемы и брак возникают при несоблюдении температурных, скоростных и других технологических параметров литья, а также при изменении режимов. При этом литейные процессы автоматизированы частично, человеческий фактор значительно влияет на качество продукции и безопасность работ. Поэтому автоматизация этих сложных процессов с использованием математических моделей для предсказания параметров литья является актуальной задачей.*

*Цель работы – создание математических моделей, доступных для использования в системах автоматизированного управления технологическим процессом (АСУТП), а также разработки цифрового двойника.*

*В работе представлены упрощенные формулы для моделирования распределения температуры алюминиевого слитка в процессе литья, охлаждения металла при движении по металлотракту, выполнены тестовые расчеты распределения температур внутри слитка при достижении слитком фиксированной длины.*

*Результаты этой работы могут быть использованы для повышения эффективности и точности управления процессом литья алюминиевых слитков, для исключения аварийных ситуаций.*

*Ключевые слова: математическая модель, полунепрерывное литье алюминиевых слитков, цифровой двойник.*

## Mathematical modeling of the flat ingot casting process or solving automation problems

V. A. Novikov<sup>1\*</sup>, T. V. Piskazhova<sup>1</sup>, T. V. Doncova<sup>1</sup>, V. M. Belolipetskii<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Siberian Federal University  
95, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660025, Russian Federation

<sup>2</sup>Institute of Computational Modeling SB RAS  
Akademgorodok, 50/44, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

\*E-mail: Novikov-vitja@mail.ru

*Aluminum alloys are widely used in the production of aircraft due to their strength, lightness, corrosion resistance, and necessary electrical conductivity. At the same time, aluminum ingots used in further processing of the space industry must be of high quality. Technological problems and defects arise when temperature, speed, and other technological parameters of casting are not observed, or when modes change. At the same time, foundry processes are partially automated; the human factor significantly affects product quality and work safety. Therefore, automation of these complex processes using mathematical models to predict casting parameters is an urgent task.*

*The goal of the work is to create mathematical models available for use in automated process control systems (APCS), as well as for the development of a digital twin.*

*The work presents simplified formulas for modeling the temperature distribution of an aluminum ingot during the casting process, cooling the metal when moving along a metal path, and test calculations of the temperature distribution inside the ingot when the ingot reaches a fixed length.*

*The results of this work can be used to improve the efficiency and accuracy of controlling the process of casting aluminum ingots, to eliminate emergency situations.*

*Keywords: mathematical model, semi-continuous casting of aluminum ingots, digital twin.*

## **Введение**

Алюминий является одним из самых легких металлов, поэтому находит широкое применение в аэрокосмической индустрии, где минимизация веса является критическим фактором для улучшения эффективности и экономии топлива. В то же время алюминий обладает высокой прочностью, что дает возможность создавать легкие компоненты с достаточной прочностью для выдерживания высоких нагрузок во время полета. Также алюминий обладает высокой устойчивостью к коррозии, что является важным качеством для материалов, используемых в аэрокосмической промышленности. Воздух и космическая среда могут быть агрессивными, поэтому материалы должны сохранять свои свойства и долговечность в течение длительного времени.

Процесс литья алюминиевых слитков является важной частью промышленного производства в различных отраслях, а качество и механические свойства получаемых слитков зависят от эффективного управления процессом литья и контроля распределения температуры во время затвердевания.

Однако традиционные методы контроля и оптимизации процесса литья, основанные на пробах и ошибках, могут быть затратными по времени, дорогостоящими и ограниченными в точности. В связи с этим математическое моделирование становится мощным инструментом для оптимизации и управления процессом литья алюминиевых слитков [1].

Процессу присущи технологические проблемы и брак, такие как пористость, трещины, ликвационные наплывы, термическое напряжение и деформации, которые негативно влияют на качество и надежность получаемых слитков. Брак обычно возникает при нарушении технологии литья, несоблюдении рецептов или опробовании новых рецептов литья. Математическая модель, которая отражает скорость охлаждения металла внутри слитка при литье, позволяет предсказывать и анализировать термические процессы, происходящие внутри слитка во время охлаждения, и предоставляет информацию о температурных градиентах и распределении тепла.

Применение математической модели позволяет осуществлять виртуальные эксперименты и оптимизировать параметры процесса в целях улучшения качества слитков и предотвращения возможных дефектов [2]. Важными параметрами, которые можно оптимизировать с помощью такой модели, являются температура расплава и окружающей среды, а также внешние факторы, такие как теплообмен с кристаллизатором и скорость охлаждения.

Помимо этого, с точки зрения безопасности, появляется возможность контролировать толщину закристаллизовавшегося слоя слитка на выходе из кристаллизатора, тем самым предотвращая прорывы металла в кессон.

При этом если рассматривать математическую модель для использования в цифровом двойнике [3] литейного агрегата, она должна быть вычислительно эффективной и способной давать результаты в разумные сроки. Модель должна быть гибкой и настраиваемой для различных типов слитков, сплавов и процессов литья, а также валидирована и верифицирована с использованием экспериментальных данных.

### Технологический процесс

Технологический процесс литья алюминиевых слитков осуществляется с помощью метода полунепрерывного литья. Расплавленный алюминий сырец транспортируется в вакуум-ковшак из корпусов электролизного производства в литейный цех и заливается в миксер вместимостью 40–100 т. В миксере металл шихтуется, отстаивается и достигает необходимой температуры с помощью нагревательных элементов, расположенных в верхней части миксера.

При достижении необходимых характеристик металла начинается процесс литья. Алюминий через металлотракт поступает к литейной машине, предназначенной для фиксации литейной оснастки, формообразования слитков необходимого сечения (кристаллизаторами) и длины. Для литья технического алюминия (AlSi7MgSr, AlSi3, AlSi3Sr) обычно используются кристаллизаторы размером 700×400 мм. Алюминий поступает в охлаждаемый водой кристаллизатор через регулируемый клапан и начинает кристаллизоваться от стенок кристаллизатора к центру. В это же время поддон, находящийся при старте в нижней части кристаллизатора, начинает движение вертикально вниз и движется до тех пор, пока слиток не достигнет необходимой длины [4]. Данная технология для современных литейных каскадов имеет возможность регулирования количества поступающей охлаждающей воды на кристаллизатор, скорости опускания поддона, объема поступающего из миксера в кристаллизатор металла и его температуру в миксере.

### Математическое моделирование для управления процессом литья

В соответствии с рассмотренным выше процессом для разработки полной цифровой модели работы аппаратов и их взаимодействия, нужно рассматривать нагрев металла в миксере, выпускание металла из миксера, протекание металла по металлотракту, разлив металла в отделения литейной машины и, собственно, сам процесс отлива слитков. Ранее нами была рассмотрена технология подачи металла из миксера в металлотракт для поворотного и стационарного миксера и разработаны алгоритмы управления на основе математических моделей [5]. Остановимся в этой статье на последних пунктах.

### Модель охлаждения металла при прохождении по металлотракту

Первым узлом агрегата является миксер для приготовления расплава. Известна температура металла на выходе из печи, поступающая в лоток ( $T_0$ ).

При установившейся скорости литья  $U_L$  и размере одного кристаллизатора  $S_{кр} = 700 \times 400$  мм расход металла на литейном столе из 4 кристаллизаторов будет равен

$$Q_M = 4 \cdot S_{кр} \cdot U_L. \quad (1)$$

При условии, что уровень в лотке поддерживается на одном уровне, можно считать расход металла в лотке равным расходу на литейном столе. Зная размеры лотка, рассчитываем площадь его поперечного сечения  $S_L$ .

Тогда скорость движения металла в лотке при его заполнении на 80 % определится следующим образом:

$$U_M = \frac{Q_M}{S_L \cdot 0,8}. \quad (2)$$

Для расчёта температуры металла в лотке  $T_M$  используем уравнение теплопроводности для движущейся среды. В стационарном случае, пренебрегая теплопроводностью по сравнению с адвективным переносом, аналогично работе [6], используем уравнение

$$\rho \cdot c \cdot U_M \cdot \frac{\partial T_M}{\partial x} = -K_{M-E}(T_M - T_E) - K_{M-ДН}(T_M - T_{ДН}) - K_{M-СТ}(T_M - T_{СТ}), \quad (3)$$

где  $K_{i-j}$  – коэффициенты теплообмена;  $c$  – удельная теплоёмкость;  $\rho$  – плотность металла;  $T_E$  – температура окружающей среды;  $T_{ДН}$  – температура днища лотка;  $T_{СТ}$  – температура стенок лотка;  $x$  – ось, направленная вдоль лотка.

Его аналитическим решением, с учетом  $T_0$ , будет

$$T_M(x) = \frac{(T_0 \cdot k_0 - a) \cdot e^{-bx} + a}{k_0}, \quad (4)$$

где  $k_0 = K_{M-B} + K_{M-ДН} + K_{M-СТ}$ ;  $a = K_{M-B} \cdot T_B + K_{M-ДН} \cdot T_{ДН} + K_{M-СТ} \cdot T_{СТ}$ ;  $b = \frac{1}{\rho \cdot c \cdot U_M}$ .

В табл. 1 представлены исходные данные для расчета остывания металла при движении его по металлотрактору.

Таблица 1

**Исходные данные для расчета температуры металла в металлотракте**

Параметр	Значение	Размерность
Плотность жидкой фазы алюминия ( $\rho$ )	2450	кг/м <sup>3</sup>
Теплоёмкость жидкой фазы алюминия ( $c$ )	1100	Дж/(кг·К)
Скорость литья ( $U_{л}$ )	75	мм/мин
Площадь кристаллизатора ( $S_{кр}$ )	0,28	м <sup>2</sup>
Площадь поперечного сечения лотка ( $S_{л}$ )	0,0279	м <sup>2</sup>
Коэффициент теплообмена металл – стенки ( $K_{M-СТ}$ )	400	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Коэффициент теплообмена металл – дно ( $K_{M-ДН}$ )	400	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Коэффициент теплообмена металл – воздух ( $K_{M-B}$ )	50	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Температура стенок ( $T_{СТ}$ )	80	°С
Температура дна ( $T_{ДН}$ )	90	°С
Температура воздуха ( $T_B$ )	20	°С
Начальная температура металла ( $T_0$ )	705	°С
Длина металлотракта	2,5	м

В табл. 2 представлены рассчитанные значения температуры металла в нескольких точках тракта. При исходных данных табл. 1, остывание металла от летки до поступления в литейную машину составило 10 °С.

Таблица 2

**Результаты моделирования температуры металла в тракте**

Расстояние от летки, м	$T_M(x)$ , °С	Расстояние от летки, м	$T_M(x)$ , °С	Расстояние от летки, м	$T_M(x)$ , °С
0	705	1	701,27	2	697,58
0,2	704,25	1,2	700,53	2,2	696,84
0,4	703,50	1,4	699,79	2,3	696,47
0,6	702,76	1,6	699,05	2,4	696,10
0,8	702,02	1,8	698,31	2,5	695,74

Модель учитывает ряд факторов, таких как начальная температура металла, геометрические параметры, теплопроводность материалов, скорость потока и температура охлаждающей среды.

Результаты, полученные с помощью модели охлаждения металла при прохождении по металлотрактору, были сравнены с реальными экспериментальными измерениями. Сравнение показало хорошее согласование между моделью и измерениями, что подтверждает адекватность модели.

### Комплекс моделей для расчета непрерывного литья слитка

Конечно, непрерывное литье слитков сложный теплофизический процесс и, с точки зрения классического строгого моделирования, необходимо проводить двух-, трехмерные расчеты, как делают авторы статей [7–10]. Но наша задача сделать упрощенные модели и схемы для быстрых расчетов в АСУТП. При этом проблему трехмерного процесса попытаемся разложить в двух измерениях: по высоте и ширине слитка.

Также процессы нужно разделить по стадиям литья: начальная стадия – заполнение форм; стадия разгона – постепенное увеличение скорости литья и расхода воды; установившийся режим – движение платформы с постоянной скоростью.

Изложенные ниже модели подходят для всех стадий, но расчеты будем выполнять для установившегося режима с постоянной скоростью опускания литейной платформы.

На рис. 1 выделены четыре области для моделирования распределения температуры в разрезе слитка:

I – охлаждение металла во взаимодействии с кристаллизатором;

II – образование воздушного зазора между слитком и кристаллизатором, вода в данную область не поступает;

III – начало подачи воды на стенки слитка, присутствует лунка;

IV – все поверхности в воде, лунка отсутствует.

Глубину лунки в плоских слитках можно выразить равенством из [11; 12]:

$$h_{\text{л}} = \frac{[q + \frac{1}{2}c\gamma(T_{\text{кр}} - T_{\text{н}})] \cdot v_{\text{л}} b^2}{2\lambda \cdot (T_{\text{кр}} - T_{\text{н}})}, \quad (5)$$

где  $c$  – теплоемкость твердой фазы;  $\gamma$  – плотность твердой фазы;  $b$  – половина толщины слитка;  $q$  – удельная теплота кристаллизации;  $T_{\text{кр}}$  – температура кристаллизации;  $v_{\text{л}}$  – скорость литья;  $\lambda$  – теплопроводность сплава;  $T_{\text{н}}$  – температура наружной поверхности.

Введем систему координат. Начало координат расположим на поверхности жидкого металла в середине длинной стороны, ось  $y$  направлена вниз по направлению движения стола, ось  $x$  – по середине продольной стороны.

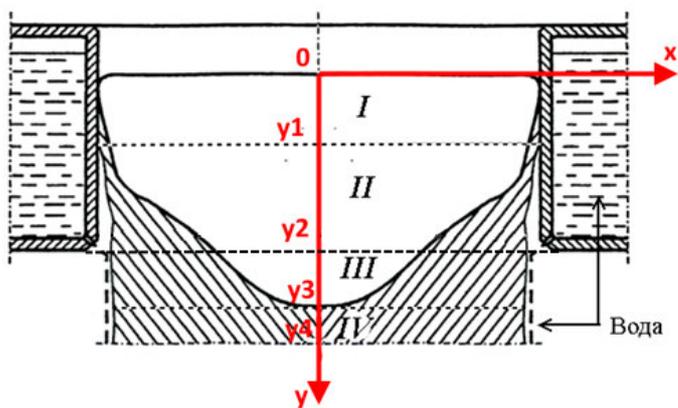


Рис. 1. Разделение слитка на области в процессе литья.  
Введение системы координат

Fig. 1. Dividing the ingot into regions during the casting process.  
Introduction of the coordinate system

Распределение температур по высоте слитка с учетом скорости его движения рассматриваем аналогично модели распределения температуры и кристаллизации движущегося металла в литейном колесе [13]. Рассматриваем движение по оси  $y$  и соответственно температуру только по

этой оси  $\hat{T}(t, y)$ . Более того, сделаем допущения, что все динамические изменения по оси  $y$  заключаются в изменении скорости литья, в нашей терминологии – скорости движения металла.

Полное уравнение распределения тепла в движущихся средах приводится, например, в [14]. В наших допущениях исходным является следующее уравнение:

$$\rho CU \frac{\partial T}{\partial y} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + Q, \quad (6)$$

где  $T$  – температура движущейся среды;  $\rho$  – плотность;  $C$  – удельная теплоёмкость;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $Q$  – внутренние источники тепла;  $x, y$  – координаты;  $U$  – скорость движения платформы (литья).

Введём средние значения температуры по толщине слоя (по  $x$  координате):

$$\hat{T} = \frac{1}{\delta} \int_{-X/2}^{X/2} T dx. \quad (7)$$

Здесь  $\delta$  – толщина слитка (по длинной стороне);  $\delta = X$  – продольный размер слитка. Проинтегрируем уравнение (6) по толщине слитка:

$$\rho CU \frac{d\hat{T}}{dy} = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=-X/2} - \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=X/2} + Q. \quad (8)$$

Используем граничные условия:

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=-X/2} = \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=X/2} = \alpha_i (\hat{T}_M - T_i), \quad (9)$$

где  $T_i$  – температура внешней среды на текущей стадии расчета ( $i = 1, 2, 3, 4$  – кристаллизатор, зазор, вода, вода) и  $\alpha_i$  – соответствующий коэффициент теплообмена.

Тогда получим следующее уравнение:

$$\rho CU \frac{d\hat{T}}{dy} = -\frac{2\alpha_i}{\delta} (\hat{T} - T_i) + Q. \quad (10)$$

Для перехода к численному решению соотношение (10) представим разностной схемой:

$$\hat{T}^n = \hat{T}^{n-1} + \Delta y \cdot \frac{-2\alpha_i (\hat{T}^{n-1} - \hat{T}_i^n) + Q}{\rho CU}. \quad (11)$$

Начальным условием для уравнения (10) является температура металла на выходе из металлотракта, рассчитанная по формуле (4). Источники  $Q$  присутствуют в областях I, II, III за счет выделения тепла при кристаллизации металла.

Таким образом, по формуле (11) с установленными параметрами литья, мы получаем среднее по толщине слитка значение температуры  $\hat{T}(y)$ , которое мы будем по координате использовать как начальное условие для расчета изменения температуры по толщине слитка.

Сформулируем краевые задачи для процесса теплообмена в выделенных областях.

Область I характеризуется координатами  $0 \leq y \leq y_1$ ;  $0 \leq x \leq \frac{X}{2}$  (рис. 1), используется одномерное уравнение теплопроводности:

$$c_1 \rho_1 \frac{\partial T_1}{\partial t} = \lambda_1 \frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2}. \quad (12)$$

Граничные условия:

$$\begin{aligned} T_1 \Big|_{x=0} &= \hat{T}(y_1/2) = \hat{T}_I, \\ \lambda_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} \Big|_{x=\frac{X}{2}} &= -\alpha_1(T_1 - T_{KP}), \end{aligned} \quad (13)$$

где  $T_{KP}$  – температура кристаллизатора. Начальное условие:  $T_1(x, 0) = T_I$ .

Область II –  $y_1 \leq y \leq y_2$ ;  $0 \leq x \leq \frac{X}{2}$ :

$$c_2 \rho_2 \frac{\partial T_2}{\partial t} = \lambda_2 \frac{\partial^2 T_2}{\partial x^2}. \quad (14)$$

Граничные условия:

$$\begin{aligned} T_2 \Big|_{x=0} &= \hat{T}(y_1 + \frac{y_2 - y_1}{2}) = \hat{T}_{II}, \\ \lambda_2 \frac{\partial T_2}{\partial x} \Big|_{x=\frac{X}{2}} &= -\alpha_2(T_2 - T_{ВОЗД}). \end{aligned} \quad (15)$$

Начальное условие:  $T_2(x, 0) = \hat{T}_{II}$ .

Область III –  $y_2 \leq y \leq y_3$ ;  $0 \leq x \leq \frac{X}{2}$ .

В этой области координата  $y_3$  привязана к глубине лунки (5) и может меняться.

$$c_3 \rho_3 \frac{\partial T_3}{\partial t} = \lambda_3 \frac{\partial^2 T_3}{\partial x^2}. \quad (16)$$

Граничные условия:

$$\begin{aligned} T_3 \Big|_{x=0} &= \hat{T}(y_2 + \frac{y_3 - y_2}{2}) = \hat{T}_{III}, \\ \lambda_3 \frac{\partial T_3}{\partial x} \Big|_{x=\frac{X}{2}} &= -\alpha_3(T_3 - T_{ВОДЫ}). \end{aligned} \quad (17)$$

Начальное условие:  $T_3(x, 0) = \hat{T}_{III}$ .

Область IV –  $y_3 \leq y \leq y_4$ ;  $0 \leq x \leq \frac{X}{2}$ . В данной области металл полностью закристаллизовался, происходит охлаждение водой:

$$c_4 \rho_4 \frac{\partial T_4}{\partial t} = \lambda_4 \frac{\partial^2 T_4}{\partial x^2}. \quad (18)$$

Граничные условия:

$$\begin{aligned} T_4 \Big|_{x=0} &= \hat{T}(y_3 + \frac{y_4 - y_3}{2}) = \hat{T}_{IV}, \\ \lambda_4 \frac{\partial T_4}{\partial x} \Big|_{x=\frac{X}{2}} &= -\alpha_4(T_4 - T_{ВОДЫ}). \end{aligned} \quad (19)$$

Начальное условие:  $T_4(x, 0) = \hat{T}_{IV}$ .

Численное решение краевой задачи находится по явной схеме. Вводится равномерная разностная сетка по координате  $\Delta x = x_{i+1} - x_i$ ,  $x_1 = 0$ ,  $x_{ii} = X/2$ ,  $1 \leq i \leq ii$ . Сеточные уравнения для внутренних точек, где  $\Delta t$  – шаг по времени (индекс  $n$ ), запишутся

$$T_i^n = T_i^{n-1} + \frac{\Delta t}{\Delta x^2} \frac{\lambda}{c \cdot \rho} (T_{i+1}^{n-1} - 2T_i^{n-1} + T_{i-1}^{n-1}). \quad (20)$$

Для граничных точек  $x_{ii} = X / 2$  получаются соотношения для расчета температуры на стенке слитка:

$$T_{ii}^n = \left( \frac{\alpha \cdot \Delta x}{\lambda} \cdot T_{\text{НС}} + T_{ii-1}^n \right) / \left( \frac{\alpha \cdot \Delta x}{\lambda} + 1 \right), \quad (21)$$

где  $T_{\text{НС}}$  – температура наружной среды;  $\alpha$  коэффициент теплообмена с наружной средой;  $\lambda$  – теплопроводность металла в этой области слитка.

Порядок расчета по имитационной модели работы литейной машины будет следующий:

1. Расчет изменения температуры металла при движении его по металлотрактору по формуле (4). Значение температуры в конце тракта считаем начальным условием для следующего шага.
  2. Расчет глубины лунки при заданных параметрах литья по (5).
  3. Численно решая уравнение (10), получаем распределение температуры по высоте слитка.
  4. Находим распределение температур по толщине слитка в середине области I, температуру стенок слитка, численно решая задачи (12) и (13).
  5. Находим распределение температур по толщине слитка в середине области II, температуру стенок слитка, задачи (14) и (15).
  6. Находим температуру стенок слитка в верхней части области III, так как именно здесь может случиться авария в связи с попаданием воды на недостаточно закристаллизовавшуюся поверхность.
  7. Находим распределение температур по толщине слитка в середине области III, температуру стенок слитка, численно решая задачи (16) и (17).
  8. Находим распределение температур по толщине слитка в середине области IV, температуру стенок слитка, численно решая задачи (18) и (19).
  9. Меняем высоту слитка, возвращаемся к расчету глубины лунки (шаг 2).
- Численное решение задач (12)–(19) осуществляется по разностным схемам (20) и (21).

### Расчеты температур слитка в процессе литья

Были произведены тестовые расчеты распределения температур в слитке на основе полученных формул и представленного порядка расчета. Исходные данные для расчета приведены в табл. 3.

Таблица 3

Исходные данные для расчета температур слитка

Параметр	Значение	Размерность
Плотность жидкой фазы алюминия ( $\rho$ )	2450	кг/м <sup>3</sup>
Теплоёмкость жидкой фазы алюминия ( $c$ )	1100	Дж/(кг·К)
Скорость литья ( $U$ )	0,00108	м/с
Шаг по длине ( $\Delta x$ )	0,01	м
Коэффициент $\alpha$ (металл – металл)	1000	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Толщина слитка ( $\delta$ )	0,7	м
Температура кристаллизатора ( $T_{\text{кр}}$ )	200	°С
Температура воды	25	°С
Температура металла ( $T_0$ )	695	°С
Тепло кристаллизации	390000	Дж/кг
Коэффициент $\alpha$ (металл – воздух)	700	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Коэффициент $\alpha$ (металл – вода)	3000	Вт/м <sup>2</sup> ·К
Температура воздушного зазора ( $T_{\text{возд}}$ )	300	°С
Температура ликвидус	622	°С
Температура солидус	570	°С
Плотность твердой фазы алюминия ( $\rho$ )	2710	кг/м <sup>3</sup>
Высота лунки ( $h_{\text{л}}$ )	0,43	м
Теплоёмкость твердой фазы алюминия ( $c$ )	1027	Дж/(кг·К)
Теплопроводность алюминия ( $\lambda$ )	203,5	Вт/м·К

Расчеты производились в момент достижения слитком высоты 5 м. На рис. 2 представлено распределение температур по высоте слитка  $\hat{T}(y)$  для параметров литья табл. 1.

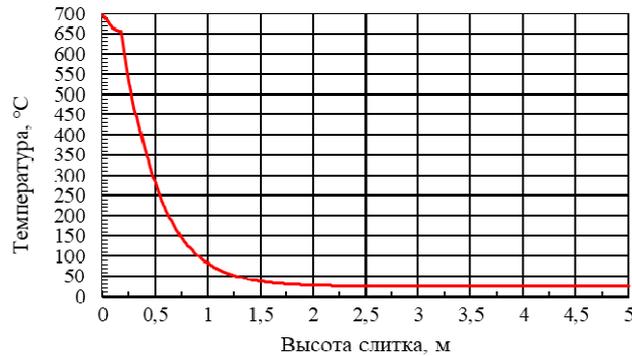


Рис. 2. График расчета температуры слитка по высоте

Fig. 2. Graph for calculating the temperature of the ingot by height

Приведем графики расчетов горизонтального распределения температур для области II ( $y$  от 0,15 до 0,2 м). На рис. 3 и 4 приведен расчет в разные моменты времени с начала расчета (с начала поступления нового металла в эту область).

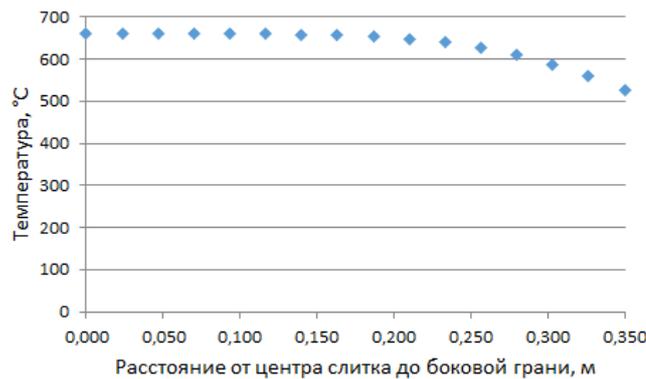


Рис. 3. График распределения температуры слитка по горизонтали, область II в момент времени  $t = 60$  с

Fig. 3. Graph of the horizontal temperature distribution of the ingot in region II at time  $t = 60$  s

Видно, что распределение температур становится практически линейным через 5 мин после начала расчета (рис. 4). При этом минимальная температура, достигнутая торцом слитка в этой области при длительном охлаждении, 350 °C.

Для анализа области III будем рассматривать не середину, а начало данной области, так как это место представляет наибольший интерес. Именно здесь при недостаточно закристаллизовавшейся внешней корке возможны проливы металла. Это место соответствует высоте слитка  $y = 0,2$  м.

На рис. 5 видно, что при заданных параметрах литья, точка солидус находится в момент выхода слитка из-под кристаллизатора (через 30 с после начала расчета) под струей воды на расстоянии 10 см от поверхности слитка, т. е. имеется 10 см затвердевшего металла. Через 3–5 с после начала расчета точка солидус находится на расстоянии 4–5 см от торца слитка.

Следует отметить, что представленные выше модели не являются завершенными для определения такого важного момента, как толщина застывшего металла у торца слитка при выходе под водное охлаждение. В качестве начального условия для области III следует брать не среднюю температуру слоя, а распределение температур по  $x$  координате в определенный расчетный мо-

мент при расчете II слоя. Это можно применить ко всем областям, кроме I, но для этого надо правильно соотносить скорость литья, т. е. движение слитка, со скоростью расчета. В дальнейшем это будет выполнено, а пока приводимые оценки распределения температур можно считать максимальными и вполне подходящими для определения времени стабилизации температур в слитке.

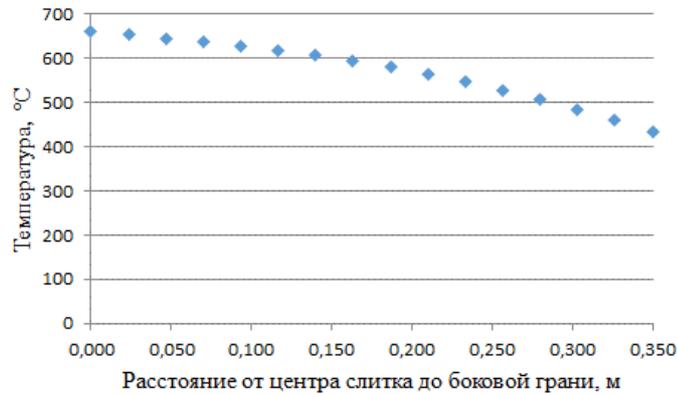


Рис. 4. График распределения температуры слитка по горизонтали, область III в момент времени  $t = 300$  с

Fig. 4. Graph of the horizontal temperature distribution of the ingot, region III, at time  $t = 300$  s

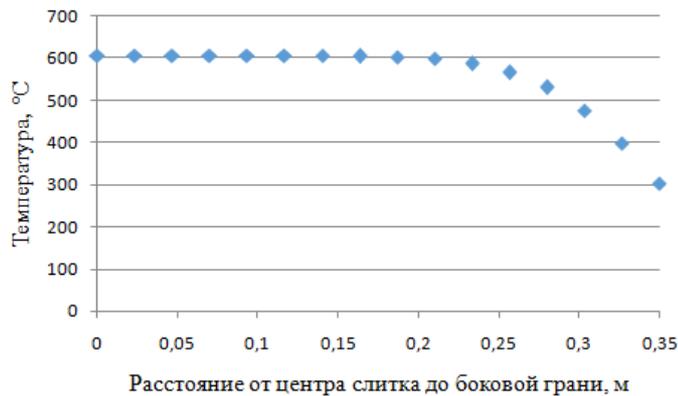


Рис. 5. График распределения температуры слитка по горизонтали, область III в момент времени  $t = 30$  с

Fig. 5. Graph of the horizontal temperature distribution of the ingot in region III at time  $t = 30$  s

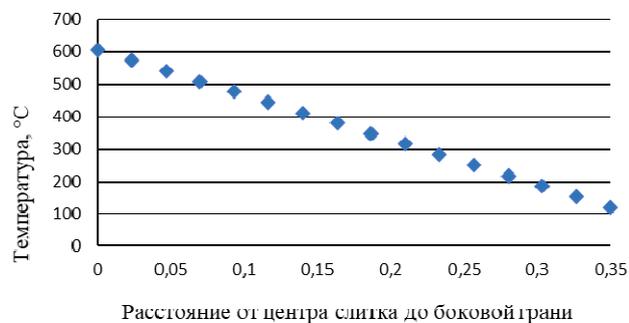


Рис. 6. График распределения температуры слитка по горизонтали, область III в момент времени  $t = 1200$  с

Fig. 6. Graph of the horizontal temperature distribution of the ingot in region III at time  $t = 1200$  s

Так, на рис. 6 приведено установившееся распределение температур в слитке в области III через 20 мин после начала расчета. Разумеется, за время эта область уже ушла ниже, в область поступил новый металл и расчет имеет, скорее, тестовое значение для проверки модели.

Результаты расчета для областей I и IV приведены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

## Результаты расчетов для области I

Время, с	Расстояние от центра слитка к внешней границе, м							
	0	0,46	0,93	0,14	0,21	0,26	0,3	0,35
0	675,0	675,0	675,0	675,	675,0	675,0	675,0	604,6
120	675,0	672,3	667,5	658,0	628,3	594,	547,1	488,6
1200	675,0	644,6	614,1	583,5	537,5	506,7	475,9	444,9

Таблица 5

Распределение температуры в установившемся режиме для области 4 ( $y = 1$  м)

Время, с	Расстояние от центра слитка к внешней границе, м							
	0	0,46	0,93	0,14	0,21	0,26	0,3	0,35
1200	82,2	75,9	69,6	63,2	53,6	47,2	40,8	34,7

Для проверки адекватности модели необходимо проводить сравнение с экспериментальными данными. Но в описанном технологическом процессе возможно измерение температур только металла в металлотракте. Все остальные поверхности слитка и оснастки закрыты или находятся в воде. Нами были произведены измерения поверхностей только что извлеченного из литейной машины готового слитка и выполнены расчеты с использованием программного обеспечения ProCast [15]. Можно говорить о качественном соответствии выше представленных расчетов возможным измерениям и расчетам в ПО ProCast. Для более точной идентификации моделей в дальнейшем необходимо провести расчеты с изменением высоты слитка, сопоставлением скорости литья и времени расчетов по ширине слитка, корректировкой начальных условий в некоторых областях.

**Заключение**

В статье были представлены упрощенные формулы для моделирования распределения температуры алюминиевого слитка в процессе литья. Основным намерением было создание формул, доступных для использования в системах автоматизированного управления технологическим процессом, с целью разработки цифрового двойника.

Эти формулы основаны на ключевых параметрах, таких как начальная температура расплавленного алюминия, окружающая температура, скорость литья и теплофизические коэффициенты материала слитка. Они представляют собой компромисс между точностью и вычислительной сложностью, что делает их возможными для использования в системах АСУТП. Реализованный алгоритм расчета температуры слитка на основе предложенных формул позволит операторам и инженерам быстро получать информацию о температурном режиме слитка в реальном времени.

Дальнейшие исследования и опытная практика могут помочь улучшить и расширить представленные формулы и алгоритмы, внося инновации в области управления процессом литья алюминиевых слитков.

**Библиографические ссылки**

1. Штерензон В. А. Моделирование технологических процессов. Екатеринбург : Изд-во Рос. гос. проф.-пед. ун-та, 2010. 66 с.
2. Modeling of casting technology of large-sized ingots from deformable aluminum alloys / A. I. Bezrukikh, V. N. Baranov, I. L. Konstantinov et al. // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2022. Doi: 10.1007/s00170-022-08817-w.

3. Национальный стандарт Российской Федерации ГОСТ Р 57700.37–2021 «Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения». М. : Изд-во стандартов, 2022.
4. Непрерывное литье алюминиевых сплавов : справочник / В. И. Напалков, Г. В. Черепок, С. В. Махов, Ю. М. Черновол. М. : Интернет Инжиниринг, 2005. 512 с.
5. Новиков В. А., Пискажова Т. В., Донцова Т. В. Решение некоторых проблем автоматизации при управлении литейной машиной // *Технология металлов*. 2023. № 9. С. 38–48.
6. «Виртуальный СЛИПП» – математическая модель для управления агрегатом СЛИПП и ее визуализация с помощью программных продуктов WinCC 7.0 и Step 7 / Т. В. Пискажова, С. Б. Сидельников, В. М. Белолипецкий и др. // *Вестник СибГАУ*. 2015. № 2(54). С. 140–144.
7. Математическая модель и численное моделирование процесса литья и кристаллизации алюминия в магнитном поле с учетом свободной поверхности / А. В. Минаков, М. В. Первухин, Д. В. Платонов, М. Ю. Хацаюк // *Журнал вычислительной математики и математической физики*. 2015. Т. 55, № 12. С. 2094. Doi: 10.7868/S0044466915120091.
8. Будилов И. Н., Лукашук Ю. В., Лукашук С. Ю. Моделирование образования алюминиевого слитка в процессе полунепрерывного литья // *Вестник Уфимского гос. авиац. технич. ун-та*. 2011. Т. 15, № 1(41). С. 87–94.
9. Фомина Е. Е., Жиганов Н. К. Моделирование и исследование процесса затвердевания заготовок при дискретно-непрерывном литье металлов // *Компьютерные исследования и моделирование*. 2009. Т. 1, № 1. С. 67–75.
10. Моделирование процесса кристаллизации слитков из алюминиевых сплавов при полунепрерывном литье / А. И. Безруких, И. Л. Константинов, Г. С. Гришко и др. // *Металлург*. 2023. № 11. С. 159-164. Doi: 10.52351/00260827\_2023\_11\_159.
11. Плавление и литье алюминиевых сплавов: монография / В. И. Напалков, В. Ф. Фролов, В. Н. Баранов и др. Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2020. 716 с.
12. Хныкин А. В. Исследование зависимости формы лунки алюминиевого слитка от типа кристаллизатора // *Физико-химический анализ свойств многокомпонентных систем*. 2006. № 4. С. 6.
13. Якивбюк П. Н., Пискажова Т. В., Белолипецкий В. М. Математическая модель для управления охлаждением роторного кристаллизатора // *Вестник Иркутского государственного технического университета*. 2017. Т. 21, № 9(128). С. 104–113. Doi: 10.21285/1814-3520-2017-9-104–113.
14. Ландау Л. Д., Лившиц Е. М. Теоретическая физика. Т. VI. Гидродинамика. М. : Наука, 1986. 736 с.
15. ProCAST Casting Simulation Software [Электронный ресурс]. URL: <https://www.esi-group.com/products/procast> (дата обращения: 05.01.2024).

## References

1. Shterenzon V. A. *Modelirovanie tekhnologicheskikh protsessov* [Modeling of technological processes]. Ekaterinburg, Izd-vo Ros. gos. prof.-ped. un-ta Publ., 2010, 66 p.
2. Bezrukikh A. I., Baranov V. N., Konstantinov I. L. Modeling of casting technology of large-sized ingots from deformable aluminum alloys. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2022. Doi: 10.1007/s00170-022-08817-w.
3. *GOST R 57700.37–2021. Komp'yuternye modeli i modelirovanie. Tsifrovye dvoyniki izdeliy. Obshchie polozheniya* [State Standard R 57700.37–2021. Computer models and simulation. Digital twins of products. General provisions]. Moscow, Standartinform Publ., 2022.
4. Napalkov V. I., Cherepok G. V., Mahov S. V., Chernovol Ju. M. M. *Neprreryvnoe lit'e alyuminievykh splavov* [Continuous casting of aluminum alloys]. Moscow, Internet Inzhiniring Publ., 2005. 512 p.
5. Novikov V. A., Piskazhova T. V., Doncova T. V. [Solving some problems of automation in control of a casting machine]. *Tehnologiya metallov*. 2023, No. 9, P. 38–48 (In Russ.).

6. Piskazhova T. V., Sidel'nikov S. B., Belolipeckij V. M. et al. [Virtual CC&RP – a mathematical model for the control of the unit CC&RP and its visualization with the help of software products WINCC 7.0 and STEP 7]. *Vestnik SibGAU*. 2015, No. 2(54), P. 140–144 (In Russ.).
7. Minakov A. V., Pervuhin M. V., Platonov D. V., Hacakjuk M. Ju. [Mathematical model and numerical simulation of aluminum casting and solidification in magnetic fields with allowance for free surface dynamics]. *Zhurnal vychislitel'noj matematiki i matematicheskoy fiziki*. 2015, Vol. 55, No. 12, P. 2094 (In Russ.). Doi: 10.7868/S0044466915120091.
8. Budilov I. N., Lukashhuk Ju. V., Lukashhuk S. Ju. [Modeling of formation of aluminum ingot in process of half a continue cast]. *Vestnik Ufimskogo gos. aviac. tehnic. un-ta*. 2011, Vol. 15, No. 1(41), P. 87–94 (In Russ.).
9. Fomina E. E., Zhiganov N. K. [Computer modeling and visualization of discrete-continuous casting of nonferrous metal and alloys]. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie*. 2009, Vol. 1, No. 1, P. 67–75 (In Russ.).
10. Bezrukih A. I., Konstantinov I. L., Grishko G. S. et al. [Simulation of the process of aluminum alloy ingots chrystallization in semi-continuous casting]. *Metallurg*. 2023, No. 11, P. 159–164 (In Russ.). Doi: 10.52351/00260827\_2023\_11\_159.
11. Napalkov V. I., Frolov V. F., Baranov V. N. et al. *Plavlenie i lit'e alyuminievykh splavov: monografiya* [Melting and casting of aluminum alloys] Krasnoyarsk, Sib. feder. un-t Publ., 2020, 716 p.
12. Hnykin A. V. [Study of the dependence of the hole shape of an aluminum ingot on the type of crystallizer]. *Fiziko-himicheskij analiz svoystv mnogokomponentnyh sistem*. 2006, No. 4, P. 6 (In Russ.).
13. Jakiv'juk P. N., Piskazhova T. V., Belolipeckij V. M. [Mathematical model to control rotary crystallizer cooling]. *Vestnik Irkutskogo gosudarstvennogo tehniceskogo universiteta*. 2017, Vol. 21, No. 9(128), P. 104–113 (In Russ.). Doi: 10.21285/1814-3520-2017-9-104-113.
14. Landau L. D., Livshic E. M. *Teoreticheskaja fizika. T. VI. Gidrodinamika*. [Theoretical physics. Vol. VI. Hydrodynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 736 p.
15. ProCAST Casting Simulation Software. Available at: <https://www.esi-group.com/products/procast> (accessed: 05.01.2024).

© Новиков В. А., Пискажова Т. В., Донцова Т. В., Белолипецкий В. М., 2024

---

**Новиков Виктор Андреевич** – аспирант кафедры автоматизации производственных процессов в металлургии; Институт цветных металлов, Сибирский федеральный университет. E-mail: Novikov-vitja@mail.ru.

**Пискажова Татьяна Валериевна** – доктор технических наук, профессор кафедры автоматизации производственных процессов в металлургии; Институт цветных металлов, Сибирский федеральный университет. E-mail: piskazhova@yandex.ru.

**Донцова Татьяна Валентиновна** – кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой автоматизации производственных процессов в металлургии; Институт цветных металлов, Сибирский федеральный университет. E-mail: tdontsova@sfu-kras.ru.

**Белолипецкий Виктор Михайлович** – доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник отдела вычислительной математики; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: belolip@icm.krasn.ru.

**Novikov Viktor Andreevich** – graduate student of the department Automation of production processes in metallurgy of the Siberian Federal University. E-mail: Novikov-vitja@mail.ru.

**Piskazhova Tatiana Valerievna** – Dr. Sc., Professor of the Department of industrial process Automation in metallurgy; Institute of non-ferrous metals, Siberian Federal University. E-mail: piskazhova@yandex.ru.

**Doncova Tatyana Valentinovna** – Cand. Sc., Associate Professor, Head of the Department of Automation of production processes in metallurgy; Siberian Federal University. E-mail: tdontsova@sfu-kras.ru.

**Belolipetskii Viktor Mikhailovich** – Dr. Sc., Professor, Chief Researcher of the Department of Computational Mathematics; Institute of Computational Modeling, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, E-mail: belolip@icm.krasn.ru.

---

УДК 537.312:538.911'956

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-157-166

**Для цитирования:** Магнитоемкость в сульфидах марганца с редкоземельным замещением  $Mn_{1-x}Re_xS$  / А. М. Харьков, О. Н. Бандурина, С. С. Аплеснин, Е. Г. Воронова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 157–166. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-157-166.

**For citation:** Kharkov A. M., Bandurina O. N., Aplesnin S. S., Voronova E. G. [Magnetic capacity in manganese sulfides with rare earth substitution  $Mn_{1-x}Re_xS$ ]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 157–166. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-157-166.

## Магнитоемкость в сульфидах марганца с редкоземельным замещением $Mn_{1-x}Re_xS$

А. М. Харьков\*, О. Н. Бандурина, С. С. Аплеснин, Е. Г. Воронова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева  
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

\*E-mail: khark.anton@mail.ru

*Исследуются поликристаллические образцы  $Mn_{1-x}Gd_xS$  и  $Mn_{1-x}Yb_xS$  с концентрацией  $x = 0,2$  вблизи концентрации протекания ионов по ГЦК решетки с целью определения флуктуации валентности иона иттербия на диэлектрические свойства. Диэлектрическая проницаемость и диэлектрические потери определены из измерения емкости и тангенса угла потерь в диапазоне частот  $10^2$ – $10^6$  Гц при температурах 80–500 К без магнитного поля и в магнитном поле. Магнитоемкость и диэлектрические потери в магнитном поле образца определялись из относительного изменения действительной и мнимой частей диэлектрической проницаемости образца в магнитном поле  $H = 12$  кЭ, приложенном параллельно обкладкам конденсатора. Обнаружен интервал температур с резким ростом диэлектрической проницаемости и максимумом диэлектрических потерь, который смещается с ростом частоты и магнитного поля. Найдено в  $Mn_{1-x}Yb_xS$  увеличение диэлектрической проницаемости и диэлектрических потерь в магнитном поле выше 170 К. Рост диэлектрических потерь объясняется увеличением времени релаксации в результате локальных деформаций вблизи ионов иттербия при флуктуациях валентности. Определен механизм уменьшения реактивного сопротивления в магнитном поле в  $Mn_{1-x}Yb_xS$  при низких частотах за счет емкости и при высоких частотах за счет индуктивности. В соединении  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  мнимая часть диэлектрической проницаемости имеет два максимума. Низкотемпературный максимум сдвигается в магнитном поле в сторону высоких температур и описывается в модели локализованных электронов с замерзанием дипольных моментов. Диэлектрические потери уменьшаются в магнитном поле. Магнитоемкость уменьшается на порядок в  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  по сравнению с  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$ . Диэлектрическая проницаемость в обоих соединениях описывается в модели Дебая с активационной зависимостью времени релаксации от температуры, где энергии активации отличаются для ионов иттербия и гадолиния.*

*Ключевые слова:* магнитоемкость, полупроводники, модель Дебая.

## Magnetic capacity in manganese sulfides with rare earth substitution $Mn_{1-x}Re_xS$

A. M. Kharkov\*, O. N. Bandurina, S. S. Aplesnin, E. G. Voronova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology  
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

\*E-mail: khark.anton@mail.ru

*Polycrystalline samples  $Mn_{1-x}Gd_xS$  and  $Mn_{1-x}Yb_xS$  with a concentration  $x = 0.2$ , near the concentration of ion flow through the fcc lattice, are studied in order to determine fluctuations in the valence of the ytterbium ion on dielectric properties. Dielectric constant and dielectric losses were determined from measurements of capacitance and loss tangent in the frequency range  $10^2$ – $10^6$  Hz at temperatures of 80–500 K without a magnetic field and in a magnetic field. The magnetic capacity and dielectric losses in the magnetic field of the sample were determined from the relative change in the real and imaginary parts of the dielectric constant of the sample in a magnetic field  $H = 12$  kOe applied parallel to the capacitor plates. A temperature range with a sharp increase in dielectric constant and with a maximum dielectric loss has been discovered, which shifts with increasing frequency and magnetic field. An increase in dielectric constant and dielectric losses in a magnetic field above 170 K was found in  $Mn_{1-x}Yb_xS$ . The increase in dielectric losses is explained by an increase in relaxation time, as a result of local deformations near ytterbium ions during valence fluctuations. The mechanism for reducing reactance in a magnetic field in  $Mn_{1-x}Yb_xS$  at low frequencies due to capacitance, and at high frequencies due to inductance, has been determined. In the  $Mn_{0.8}Gd_{0.2}S$  compound, the imaginary part of the dielectric constant has two maxima. The low-temperature maximum shifts in a magnetic field towards high temperatures and is described in the model of localized electrons with freezing of dipole moments. Dielectric losses decrease in a magnetic field. The magnetic capacity decreases by an order of magnitude in  $Mn_{0.8}Gd_{0.2}S$  compared to  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$ . The dielectric constant in both compounds is described in the Debye model with the activation dependence of the relaxation time on temperature, where the activation energies differ for ytterbium and gadolinium ions.*

*Keywords: magnetic capacity, semiconductors, Debye model.*

## **Введение**

В космических аппаратах электроника функционирует в экстремальных условиях с перепадом температур в сотни градусов. Необходимо найти материалы, например, на основе мультиферроиков, которые смогут проявить стабильность работы в этих условиях.

Материалы, в которых проявляется взаимосвязь магнитных и электрических свойств, магнитоэлектрики и мультиферроики, представляют интерес как с фундаментальной, так и с прикладной точек зрения [1–4]. Особое внимание привлекают материалы, обнаруживающие магнитоэлектрические свойства в области комнатных и более высоких температур в связи с практическим применением в микроэлектронике для записи и хранения информации [5; 6]. К таким изученным материалам относится феррит висмута  $BiFeO_3$  [7–9]. Эффект гигантской магнитоемкости наблюдается в  $LuFe_2O_4$  при комнатной температуре и объясняется флуктуацией заряда с разной величиной спина в ионах  $Fe^{2+}$  и  $Fe^{3+}$  в результате снятия вырождения между двумя типами зарядового порядка внешним магнитным полем [10].

Магнитоемкость в электрически неоднородной среде может быть обусловлена эффектом Максвелла – Вагнера [11–14] в результате тензорного характера взаимодействия носителей тока с магнитным и электрическим полем и смешивания продольных и поперечных компонент проводимости. В модели магнитоемкость положительна при условии, что размер электрической неоднородности на порядок превышает длину свободного пробега электрона, время изменения  $1/\omega$  превышает время рассеяния и матрица является диэлектрической [13].

Такие эффекты ясно демонстрируют, что наличие магнитоемкости не достаточно для отнесения этих соединений к мультиферроикам. С другой стороны, магнитоемкость без магнитоэлектрической связи может быть более практичной для технологических применений, так как не требуется существование дальнего магнитного порядка.

Диэлектрическая проницаемость и ее отклик на магнитное поле зависят от степени электрической неоднородности, которую можно менять в результате нестехиометрического замещения в сульфиде марганца, например, ионами гадолиния с нулевым орбитальным магнитным моментом и тулия, орбитальный момент которого обуславливает электрическую поляризуемость иона [15–19]. Кроме того, ион иттербия относится к элементам с переменной валентностью [20–23], флуктуации валентности которого дадут дополнительный вклад в диэлектрическую проницаемость и импеданс [24–26].

Цель исследования – установить влияние катионного замещения на электрическую поляризацию, отклик диэлектрических характеристик и диэлектрических потерь на магнитное поле при электронном допировании полупроводников.

### Рентгеноструктурный анализ и методика

Исследовались поликристаллические образцы  $Mn_{1-x}Gd_xS$  и  $Mn_{1-x}Yb_xS$  с концентрацией  $x = 0,2$ , вблизи концентрации протекания ионов по ГЦК решетки. Согласно рентгеноструктурным данным, образцы имеют ГЦК тип решетки, аналогичный исходным сульфидным соединениям [27]. На рис. 1 представлена рентгенограмма образцов.

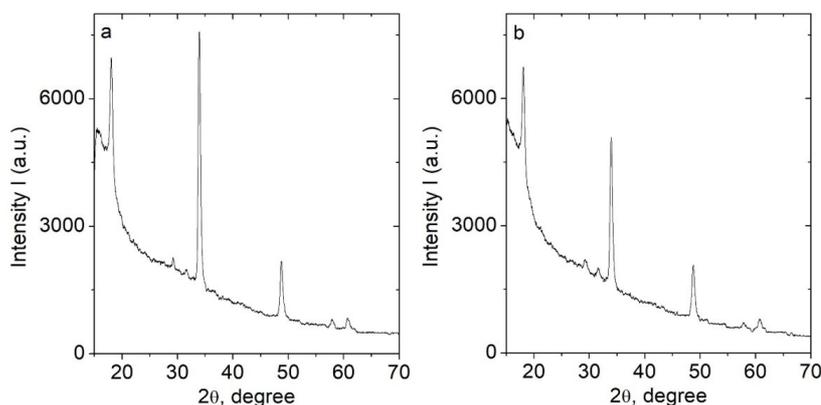


Рис. 1. Рентгеновская дифракционная картина образцов  $Mn_{0,85}Yb_{0,15}S$  (a) и  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  (b) при комнатной температуре

Fig. 1. X-ray diffraction pattern of  $Mn_{0,85}Yb_{0,15}S$  (a) and  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  (b) samples at room temperature

Сульфид гадолиния имеет металлический тип проводимости, сульфид иттербия относится к полупроводникам со щелью в спектре электронных возбуждений. Под действием внешнего давления щель закрывается и YbS проявляет металлические свойства. С ростом числа электронов незаполненные  $4f$  уровни ближе перемещаются к энергии Ферми, что приводит к изменению электронных свойств. Смещение  $4f$  уровня к энергии Ферми происходит в тяжелых редкоземельных элементах от GdS к YbS, где  $4f$  уровень пересекает дно зоны и находится в запрещенной щели [28–32].

Диэлектрическая проницаемость и диэлектрические потери определены из измерения емкости и тангенса угла потерь, измеренных на приборе АМ-3028 анализатор компонентов в диапазоне частот  $10^2$ – $10^6$  Гц при температурах 80–500 К. Магнитоёмкость  $\delta(\text{Re}(\epsilon))$  и диэлектрические потери в магнитном поле образца определялись как

$$\delta(\text{Re}(\epsilon)) = \frac{(\text{Re}(\epsilon(H)) - \text{Re}(\epsilon(0)))}{\text{Re}(\epsilon(0))}; \quad \delta(\text{Im}(\epsilon)) = \frac{(\text{Im}(\epsilon(H)) - \text{Im}(\epsilon(0)))}{\text{Im}(\epsilon(0))}, \quad (1)$$

где  $\text{Re}(\epsilon(H))$  и  $\text{Im}(\epsilon(H))$  – действительная и мнимая части диэлектрической проницаемости образца в магнитном поле  $H = 12$  кЭ, приложенном параллельно обкладкам конденсатора, а  $\text{Re}(\epsilon(0))$  находится в нулевом магнитном поле. Для предотвращения токов утечки между образцом и обкладками конденсатора помещался слой слюды толщиной несколько микрометров.

### Результаты и обсуждения

На рис. 2 приведены компоненты диэлектрической проницаемости от температуры для  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$ . В интервале температур 160–180 К диэлектрическая проницаемость резко возрастает, а диэлектрические потери имеют максимум, который смещается от  $T = 166$  К к  $T = 190$  К

с увеличением частоты от 10 до 100 кГц. При нагревании диэлектрическая проницаемость в магнитном поле увеличивается выше 170 К (рис. 2, *b*), диэлектрические потери также возрастают в несколько раз. Рост диэлектрических потерь может быть вызван увеличением времени релаксации либо ростом проводимости в магнитном поле. Измерение активной и реактивной компонент импеданса частично отвечает на этот вопрос.

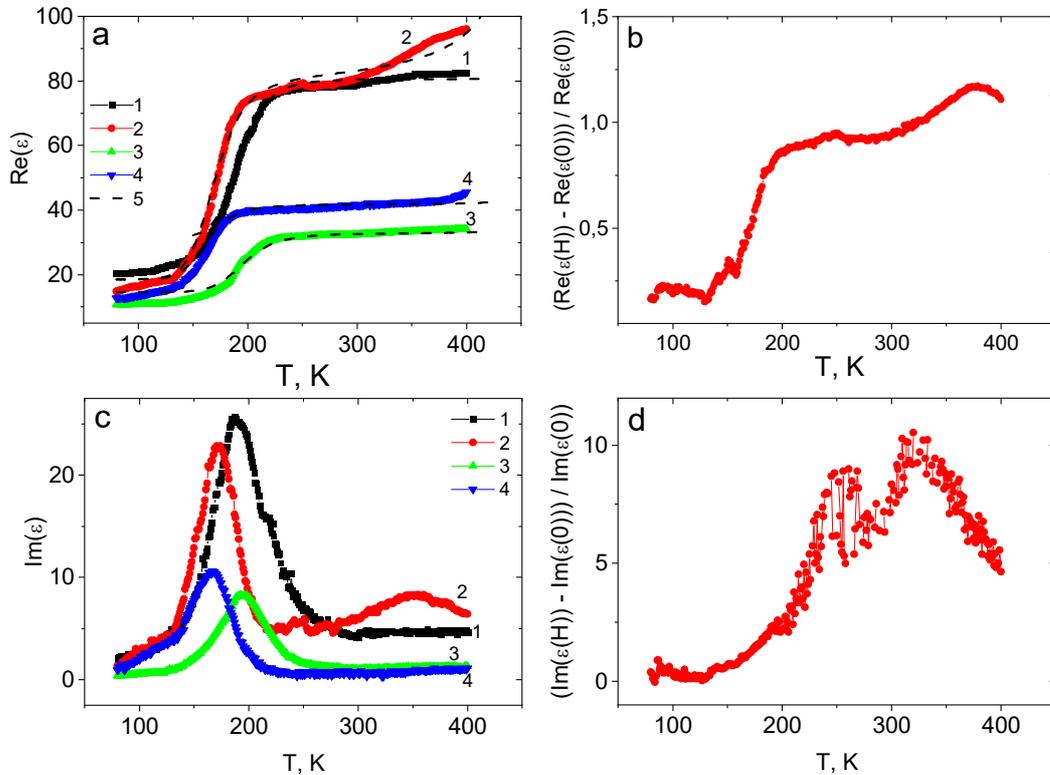


Рис. 2. Температурная зависимость действительной части диэлектрической проницаемости для образца  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$ , измеренная в нулевом магнитном поле на частотах 100 кГц (3), 10 кГц (4) и в магнитном поле  $H = 8$  кЭ на частотах 100 кГц (1), 10 кГц (2). Теоретические расчеты в модели Дебая – пунктирные линии (5) (a). Относительное изменение действительной части диэлектрической проницаемости в магнитном поле  $H = 8$  кЭ на частоте 10 кГц (b). Температурная зависимость мнимой части диэлектрической проницаемости для образца  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$ , измеренная в нулевом магнитном поле на частотах 100 кГц (3), 10 кГц (4) и в магнитном поле  $H = 8$  кЭ на частотах 100 кГц (1), 10 кГц (2) (c). Относительное изменение мнимой части диэлектрической проницаемости в магнитном поле  $H = 8$  кЭ на частоте 10 кГц (d)

Fig. 2. Temperature dependence of the real part of the dielectric constant for the  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$  sample measured in a zero magnetic field at frequencies 100 kHz (3), 10 kHz (4) and in a magnetic field  $H = 8$  kOe at frequencies 100 kHz (1), 10 kHz (2). Theoretical calculations in the Debye model – dotted lines (5) (a). Relative change in the real part of the dielectric constant in a magnetic field  $H = 8$  kOe at frequency 10 kHz (b). Temperature dependence of the imaginary part of the dielectric constant for the  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$  sample measured in a zero magnetic field at frequencies 100 kHz (3), 10 kHz (4) and in a magnetic field  $H = 8$  kOe at frequencies 100 kHz (1), 10 kHz (2) (c). Relative change in the imaginary part of the dielectric constant in a magnetic field  $H = 8$  kOe at frequency 10 kHz (d)

На рис. 3 представлены зависимости сопротивления на переменном токе и реактивного сопротивления без магнитного поля и в магнитном поле. Максимум сопротивления  $R(T)$  в магнитном поле смещается в область низких температур. В результате магнитосопротивление в области температур 160–400 К меняет знак и становится отрицательным. Реактивное сопротивление уменьшается в два раза на частоте 10 кГц по абсолютной величине. Соединение  $Mn_{0.8}Yb_{0.2}S$  имеет большое сопротивление и реактивное сопротивление  $X = L\omega - 1/\omega C$  обусловлено в основном емкостью. Уменьшение  $X(H) / X(H = 0)$  вызвано увеличением емкости, что согласуется с магнитоемкостью (рис. 2, *b*).

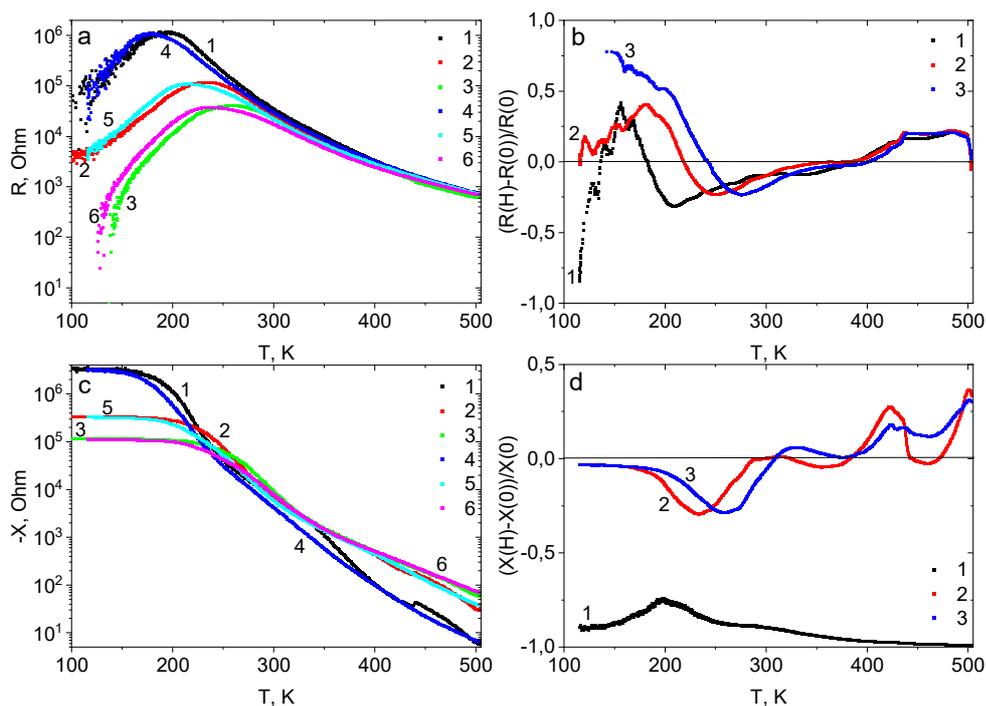


Рис. 3. Температурная зависимость активного сопротивления для образца  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  без поля (1, 2, 3) и в магнитном поле (4, 5, 6) на частотах 10 кГц (1, 4), 100 кГц (2, 5), 300 кГц (3, 6) (a). Магнитосопротивление активной части импеданса от температуры на частотах 10 кГц (1), 100 кГц (2), 300 кГц (3) (b). Зависимость реактивного сопротивления от температуры без поля (1, 2, 3) и в магнитном поле (4, 5, 6) на частотах 10 кГц (1, 4), 100 кГц (2, 5), 300 кГц (3, 6) (c). Магнитосопротивление реактивной части импеданса от температуры на частотах 10 кГц (1), 100 кГц (2), 300 кГц (3) (d)

Fig. 3. Temperature dependence of active resistance for the  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  sample without a field (1, 2, 3) and in a magnetic field (4, 5, 6) at frequencies 10 kHz (1, 4), 100 kHz (2, 5), 300 kHz (3, 6) (a). Magnetoresistance of the active part of the impedance versus temperature at frequencies 10 kHz (1), 100 kHz (2), 300 kHz (3) (b). Dependence of reactance on temperature without a field (1, 2, 3) and in a magnetic field (4, 5, 6) at frequencies 10 kHz (1, 4), 100 kHz (2, 5), 300 kHz (3, 6) (c). Magnetoresistance of the reactive part of the impedance versus temperature at frequencies 10 kHz (1), 100 kHz (2), 300 kHz (3) (d)

Качественное отличие  $X(H)/X(H=0)$  и  $C(H)/C(H=0)$  на высоких частотах  $\omega > 10^5$  Гц обусловлено появлением индуктивного вклада электронов в окрестности ионов иттербия. Перескоки электронов около примесного центра способствуют появлению орбитального магнитного момента и их синхронизации во внешнем магнитном поле. На низких частотах добавляется диффузионный вклад, который найден из спектра импеданса. В сульфидах марганца, замещенных элементами с переменной валентностью, наблюдаются большие диэлектрические потери, обусловленные локальной деформацией вблизи ионов иттербия при флуктуациях валентности. Диэлектрические потери вызваны электрон-фононным взаимодействием носителей тока с фононами. Мнимая часть диэлектрической проницаемости связана с действительной частью оптической проводимости  $\sigma'$  соотношением  $Im(\epsilon) = \sigma'/\omega$ . В неупорядоченных полупроводниках с прыжковым типом проводимости может реализоваться резонансный и релаксационный механизм проводимости.

Замещение марганца гадолинием качественно не меняет зависимостей  $\epsilon(T)$ , представленных на рис. 4. Диэлектрическая проницаемость  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  растет при нагревании и имеет перегиб при 170 К. Магнетоемкость уменьшается на порядок в  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  по сравнению с  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$ .

Для состава  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  диэлектрическая проницаемость обусловлена локализованными электронами в подрешетке ионов марганца и электронами проводимости в гадолиновой подсистеме. Мнимая часть диэлектрической проницаемости  $Im(\epsilon(\omega))$ , приведенная на рис. 5, имеет два максимума при  $T = 170$  К и  $T = 442$  К. Низкотемпературный максимум сдвигается в маг-

нитном поле  $H = 8$  кЭ в сторону высоких температур (рис. 5). Диэлектрические потери уменьшаются в магнитном поле, кроме температурной области 194–279 К и 417–451 К (рис. 5). Низкотемпературный максимум в  $\text{Im}(\epsilon(\omega))$  при  $T = 170$  К опишем в модели локализованных электронов с замерзанием дипольных моментов с энергией активации  $\Delta E = 900$  К без магнитного поля и в магнитном поле  $\Delta E = 1050$  К.

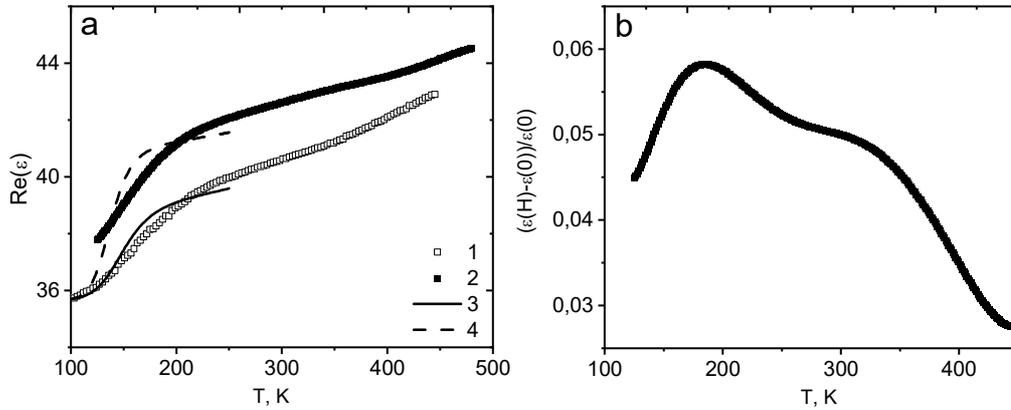


Рис. 4. Действительная часть диэлектрической проницаемости (а) от температуры для твердого раствора  $\text{Mn}_{0,8}\text{Gd}_{0,2}\text{S}$ , измеренная на частоте 10 кГц без поля (1) и в магнитном поле  $H = 8$  кЭ (2). Подгоночная функция  $\text{Re}(\epsilon) = A/(1 + B\exp(2\Delta E/T)) + \epsilon_0$  с энергией активации  $\Delta E = 900$  К (3), 1050 К (4) (а). Магнетоемкость в магнитном поле  $H = 8$  кЭ от температуры (b)

Fig. 4. Real part of the dielectric constant (a) on temperature for  $\text{Mn}_{0,8}\text{Gd}_{0,2}\text{S}$  solid solution, measured at a frequency of 10 kHz without a field (1) and in a magnetic field  $H = 8$  kOe (2). Fitting function  $\text{Re}(\epsilon) = A/(1 + B\exp(2\Delta E/T)) + \epsilon_0$  with activation energy  $\Delta E = 900$  К (3), 1050 К (4) (a). Magnetic capacity in a magnetic field  $H = 8$  kOe depending on temperature (b)

Подгоночная функция

$$\text{Im}(\epsilon) = A_1 \cdot \exp(\Delta E / T) / (1 + B \cdot \exp(2\Delta E / T)); \text{Re}(\epsilon) = \epsilon_0 + C / (1 + B \cdot \exp(2\Delta E / T)) \quad (2)$$

хорошо описывает экспериментальные данные на рис. 4 и 5 в интервале температур 100–250 К.

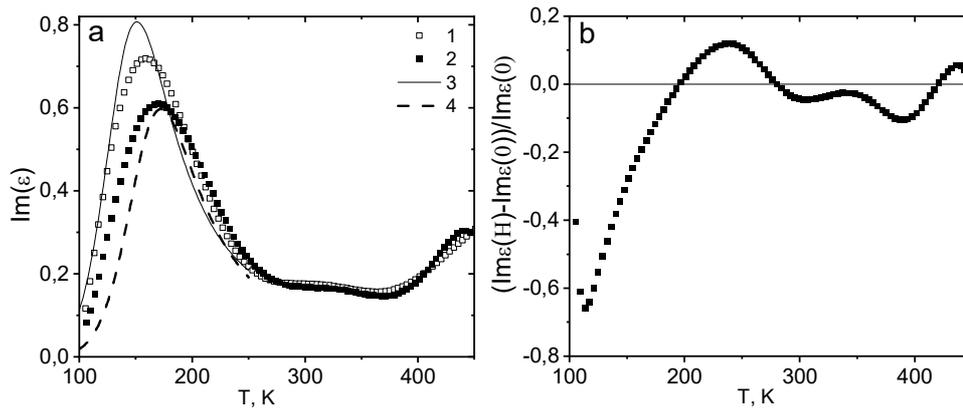


Рис. 5. Мнимая часть диэлектрической проницаемости (а) от температуры для твердого раствора  $\text{Mn}_{0,8}\text{Gd}_{0,2}\text{S}$ , измеренная на частоте 10 кГц без поля (1) и в магнитном поле  $H = 8$  кЭ (2). Подгоночная функция с энергией активации 900 К (3), 1050 К (4) (а). Относительное изменение мнимой части диэлектрической проницаемости в магнитном поле от температуры (b)

Fig. 5. Imaginary part of the dielectric constant (a) on temperature for  $\text{Mn}_{0,8}\text{Gd}_{0,2}\text{S}$  solid solution, measured at a frequency of 10 kHz without a field (1) and in a magnetic field  $H = 8$  kOe (2). Fitting function with activation energy 900 К (3), 1050 К (4) (a). Relative change in the imaginary part of the dielectric constant in a magnetic field on temperature (b)

Максимальное уменьшение диэлектрических потерь в магнитном поле наблюдалось в окрестности температуры Нееля и вызвано уменьшением рассеяния заряженных частиц на спиновых флуктуациях, которые подавляются магнитным полем. Рост диэлектрической проницаемости выше комнатной температуры вызван ростом радиуса делокализации электронов и исчезновением орбитально-зарядового упорядочения.

Диэлектрическая проницаемость  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  описывается формулой (2) в модели Дебая с активационной зависимостью времени релаксации  $\tau_c = \tau_0 \cdot \exp(\Delta E / kT)$ , где  $\Delta E$  – энергия активации ( $\Delta E = 0,17$  эВ).

### Заключение

Замещение ионов марганца редкоземельными ионами в области протекания приводит к существенному отличию диэлектрических свойств. Наличие ионов переменной валентности приводит к увеличению диэлектрической проницаемости в два раза и диэлектрических потерь на порядок по сравнению с  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$ . Это вызвано флуктуацией валентности и сильной электрон-решеточной связью. При переходе в антиферромагнитное состояние диэлектрические потери уменьшаются в магнитном поле в два раза в  $Mn_{0,8}Gd_{0,2}S$  и не меняются  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$ . Выше комнатной температуры мнимая часть диэлектрической проницаемости увеличивается на порядок в  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$ . Уменьшение реактивного сопротивления в  $Mn_{0,8}Yb_{0,2}S$  в магнитном поле при низких частотах вызвано ростом емкости, а на высоких частотах – ростом индуктивности.

### Библиографические ссылки

1. Khomskii D. Classifying multiferroics: Mechanisms and effects // *Physics* 2009. Vol. 2. P. 20.
2. High Energy Storage Properties and Electrical Field Stability of Energy Efficiency of  $(Pb_{0,89}La_{0,11})(Zr_{0,70}Ti_{0,30})_{0,9725}O_3$  Relaxor Ferroelectric Ceramics / A. Kumar, S. H. Kim, M. Peddigari et al. // *Electron. Mater. Lett.* 2019. Vol. 15. P. 323–330.
3. Mostovoy M. V. Ferroelectricity in Spiral Magnets // *Phys. Rev. Lett.* 2006. Vol. 96. P. 067601.
4. Progress in multiferroic and magnetoelectric materials: applications, opportunities and challenges / M. Kumar, S. Shankar, A. Kumar, et. al. // *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2020. Vol. 31. P. 19487–19510.
5. Eerenstein W., Mathur N. D., Scott J. F. Multiferroic and magnetoelectric materials // *Nature*. 2006. Vol. 442. P. 759.
6. Ederer C., Spaldin N. A. Weak ferromagnetism and magnetoelectric coupling in bismuth ferrite // *Phys. Rev. B*. 2005. Vol. 71. P. 060401.
7. Epitaxial  $BiFeO_3$  multiferroic thin film heterostructures / J. Wang, J. B. Neaton, H. Zheng et al. // *Science*. 2003. Vol. 299. P. 1719.
8. Пятаков А. П., Звездин А. К. Магнитоэлектрические материалы и мультиферроики // *УФН*. 2012. Т. 182. С. 593–620.
9. Structural and Magnetic Transitions in the  $Bi_2Fe_4O_9/BiFeO_3$  Composite / L. V. Udod, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // *J. All. Comp.* 2023. Vol. 957, No 2. P. 170445.
10. Magnetoelectric Effect Driven by Magnetic Domain Modification in  $LuFe_2O_4$  / T. Kambe, Y. Fukada, J. Kano et al. // *Phys. Rev. Lett.* 2013. Vol. 110. P. 117602.
11. Maxwell J. C. *Treatise on Electricity and Magnetism*. 3rd ed. Dover. New York. 1991. P. 5–531.
12. Аплеснин С. С., Ситников М. Н., Живулько А. М. Смена знака магнетоемкости в парамагнитной области в катион-замещенном селениде марганца // *ФТТ*. 2018. Т. 60, Вып. 4. С. 670–676.
13. Parish M. M., Littlewood P. B. Magnetocapacitance in Nonmagnetic Composite Media // *Phys. Rev. Lett.* 2008. Vol. 101. P. 166602.
14. Effect of the Electrical Inhomogeneity on the Magnetocapacitance Sign Change in the  $Ho_xMn_{1-x}S$  Semiconductors upon Temperature and Frequency Variation / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov, H. Abdelbaki // *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2023. Vol. 34. P. 284.

15. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Filipson G. Yu. Magnetic capacitance in variable-valence manganese sulfides // *Phys. Stat. Sol. B*. 2020. Vol. 257, No. 5. P. 1900637.
16. Аплеснин С. С., Ситников М. Н. Магнитотранспортные эффекты в парамагнитном состоянии в  $Gd_xMn_{1-x}S$  // *Письма в ЖЭТФ*. 2014. Т. 100? Вып. 2. С. 104–110.
17. Аплеснин С. С., Ситников М. Н. Магнитоёмкостный эффект в  $Gd_xMn_{1-x}S$  // *ФТТ*. 2016. Т. 58, Вып. 6. С. 1112.
18. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance in the spin-disordered  $Tm_xMn_{1-x}S$  solid solution / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al. // *Phys. Stat. Sol. B*. 2019. Vol. 256. P. 1900043.
19. Magnetocapacity of manganese sulphides substituted by thulium ions / A. M. Kharkov, M. N. Sitnikov et al. // *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 2020. Vol. 822. P. 012024.
20. Handbook on the Physics and Chemistry of Rare Earths / P. Wachter // *Phys. Rev. B*. 1989. P. 132.
21. Optical response of YbS and YbO at high pressures and pressure-volume relation of YbS / K. Syassen, H. Winzen, H. G. Zimmer et al. // *Phys. Rev. B*. 1985. Vol. 32. P. 8246.
22. Photoemission Evidence for Valence Fluctuations and Kondo Resonance in  $YbAl_2$  / M. Matsunami, A. Chainani, M. Taguchi et al. // *Phys. Rev. B*. 2008. Vol. 78. P. 195118.
23. Pressure Tuning of an Ionic Insulator into a Heavy Electron Metal: An Infrared Study of YbS // M. Matsunami, H. Okamura, A. Ochiai, T. Nanba // *Phys. Rev. Lett.* 2009. Vol. 103. P. 237202.
24. Spin state of cations and magnetoelastic effect in the  $Mn_{1-x}Yb_xS$  / S. S. Aplesnin, A. M. Kharkov, O. B. Romanova et al. // *JMMM*. 2014. Vol. 352. P. 1–5.
25. Magnetoimpedance, Jahn-Teller transitions upon electron doping of manganese sulfide / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al. // *JMMM*. 2020. Vol. 513. P. 167104.
26. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sokolov V. V. Gigantic magnetocapacitive effect into  $Yb_xMn_{1-x}S$  // *Abstracts. V Euro-Asian Symposium «Trends in Magnetism»: Nanospintronics Eastmag, Vladivostok*. 2013. С. 33–34.
27. Spin-dependent transport in  $\alpha$ -MnS single crystals / S. S. Aplesnin, L. I. Ryabinkina, G. M. Abramova et al. // *Phys. Sol. St.* 2004. Vol. 46, Is. 11. P. 2067.
28. Understanding the valency of rare earths from first-principles theory / P. Strange, A. Svane, W. M. Temmerman et al. // *Nature* 1999. Vol. 399. P. 756.
29. Simple rules for determining valencies of f-electron systems / L. Petit, A. Svane, Z. Szotek et al. // *J. Phys.: Cond. Mat.* 2001. Vol. 13. P. 8697–8706.
30. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Yanushkevich K. I. Magnetoresistance effect in anion-substituted manganese chalcogenides // *Phys. Stat. Sol. B.: Basic Research* 2015. Vol. 252, Is. 8. P. 1792.
31. Universal scaling in the dynamical conductivity of heavy fermion Ce and Yb compounds / H. Okamura, T. Watanabe, M. Matsunami et al. // *J. Phys. Soc. Jpn.* 2007. Vol. 76. P. 023703.
32. Annesse E. Definitive Evidence for Fully Occupied 4f Electrons in YbS and Yb Metal // *Phys. Rev. B*. 2004. Vol. 70. P. 075117.

## References

1. Khomskii D. Classifying multiferroics: Mechanisms and effects. *Physics*. 2009, Vol. 2, P. 20.
2. Kumar A., Kim S. H., Peddigari M. et al. High Energy Storage Properties and Electrical Field Stability of Energy Efficiency of  $(Pb_{0.89}La_{0.11})(Zr_{0.70}Ti_{0.30})_{0.9725}O_3$  Relaxor Ferroelectric Ceramics. *Electron. Mater. Lett.* 2019, Vol. 15, P. 323–330.
3. Mostovoy M. V. Ferroelectricity in Spiral Magnets. *Phys. Rev. Lett.* 2006, Vol. 96, P. 067601.
4. Kumar M., Shankar S., Kumar A. et al. Progress in multiferroic and magnetoelectric materials: applications, opportunities and challenges. *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2020, Vol. 31, P. 19487–19510.

5. Eerenstein W., Mathur N. D., Scott J. F. Multiferroic and magnetoelectric materials. *Nature*. 2006, Vol. 442, P. 759.
6. Ederer C., Spaldin N. A. Weak ferromagnetism and magnetoelectric coupling in bismuth ferrite. *Phys. Rev. B*. 2005, Vol. 71, P. 060401.
7. Wang J., Neaton J.B., Zheng H. Epitaxial BiFeO<sub>3</sub> multiferroic thin film heterostructures. *Science*. 2003, Vol. 299, P. 1719.
8. Pyatakov A. P., Zvezdin A. K. [Magnetoelectric materials and multiferroics]. *UFN*. 2012, Vol. 182, P. 593–620 (In Russ.).
9. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. et al. Structural and Magnetic Transitions in the Bi<sub>2</sub>Fe<sub>4</sub>O<sub>9</sub>/BiFeO<sub>3</sub> Composite. *J. All. Comp.* 2023, Vol. 957, No 2, P. 170445.
10. Kambe T., Fukada Y., Kano J. et al. Magnetoelectric Effect Driven by Magnetic Domain Modification in LuFe<sub>2</sub>O<sub>4</sub>. *Phys. Rev. Lett.* 2013, Vol. 110, P. 117602.
11. Maxwell J. C. Treatise on Electricity and Magnetism. 3rd ed., Dover, New York, 1991, P. 5–531.
12. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Zhivulko A. M. [Change of sign of magnetic capacity in the paramagnetic region in cation-substituted manganese selenide]. *FTT*. 2018, Vol. 60, Is. 4, P. 670–676 (In Russ.).
13. Parish M. M., Littlewood P. B. Magnetocapacitance in Nonmagnetic Composite Media. *Phys. Rev. Lett.* 2008, Vol. 101, P. 166602.
14. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Abdelbaki H. Effect of the Electrical Inhomogeneity on the Magnetocapacitance Sign Change in the Ho<sub>x</sub>Mn<sub>1-x</sub>S Semiconductors upon Temperature and Frequency Variation. *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2023, Vol. 34, P. 284.
15. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Filipson G. Yu. Magnetic capacitance in variable-valence manganese sulfides. *Phys. Stat. Sol. B*. 2020, Vol. 257, No. 5, P. 1900637.
16. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. [Magnetotransport effects in the paramagnetic state in Gd<sub>x</sub>Mn<sub>1-x</sub>S]. *Letters to JETP*. 2014, Vol. 100, Is. 2, P. 104–110 (In Russ.).
17. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. [Magnetic capacitance effect in Gd<sub>x</sub>Mn<sub>1-x</sub>S]. *FTT*. 2016, Vol. 58, Is. 6, P. 1112 (In Russ.).
18. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Masyugin A. N., Kretinin V. V., Fisenko O. B., Gorev M. V. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance in the spin-disordered Tm<sub>x</sub>Mn<sub>1-x</sub>S solid solution. *Phys. Status Solidi B*. 2019, Vol. 256, P. 1900043.
19. Kharkov A. M., Sitnikov M. N. et al. Magnetocapacity of manganese sulphides substituted by thulium ions. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 2020, Vol. 822, P. 012024.
20. Wachter P. Handbook on the Physics and Chemistry of Rare Earths. *Phys. Rev. B*. 1989, P. 132.
21. Syassen K., Winzen H., Zimmer H. G. et al. Optical response of YbS and YbO at high pressures and pressure-volume relation of YbS. *Phys. Rev. B*. 1985, Vol. 32, P. 8246.
22. Matsunami M., Chainani A., Taguchi M. et al. Photoemission Evidence for Valence Fluctuations and Kondo Resonance in YbAl<sub>2</sub>. *Phys. Rev. B*. 2008, Vol. 78, P. 195118.
23. Matsunami M., Okamura H., Ochiai A., Nanba T. Pressure Tuning of an Ionic Insulator into a Heavy Electron Metal: An Infrared Study of YbS. *Phys. Rev. Lett.* 2009, Vol. 103, P. 237202.
24. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Romanova O. B. et al. Spin state of cations and magnetoelastic effect in the Mn<sub>1-x</sub>Yb<sub>x</sub>S. *JMMM*. 2014, Vol. 352, P. 1–5.
25. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M. et al. Magnetoimpedance, Jahn-Teller transitions upon electron doping of manganese sulfide. *JMMM*. 2020, Vol. 513, P. 167104.
26. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sokolov V. V. Gigantic magnetocapacitive effect into Yb<sub>x</sub>Mn<sub>1-x</sub>S. Abstracts. V Euro-Asian Symposium Trends in Magnetism: Nanospintronics Eastmag, Vladivostok, 2013, P. 33–34.
27. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Abramova G. M. Spin-dependent transport in α-MnS single crystals. *Phys. Sol. St.* 2004, Vol. 46, Is. 11, P. 2067.

28. Strange P., Svane A., Temmerman W. M. et al. Understanding the valency of rare earths from first-principles theory. *Nature*. 1999, Vol. 399, P. 756.

29. Petit L., Svane A., Szotek Z. et al. Simple rules for determining valencies of f-electron systems. *J. Phys.: Cond. Mat.* 2001, Vol. 13, P. 8697–8706.

30. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Yanushkevich K. I. Magnetoresistance effect in anion-substituted manganese chalcogenides. *Phys. Stat. Sol. B.: Basic Research*. 2015, Vol. 252, Is. 8, P. 1792.

31. Okamura H., Watanabe T., Matsunami M. et al. Universal scaling in the dynamical conductivity of heavy fermion Ce and Yb compounds. *J. Phys. Soc. Jpn.* 2007, Vol. 76, P. 023703.

32. Annese E. Definitive Evidence for Fully Occupied 4f Electrons in YbS and Yb Metal. *Phys. Rev. B*. 2004, Vol. 70, P. 075117.

© Харьков А. М., Бандурина О. Н., Аплеснин С. С., Воронова Е. Г., 2024

---

**Харьков Антон Михайлович** – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: khark.anton@mail.ru.

**Бандурина Ольга Николаевна** – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: bandurinaon@yandex.ru.

**Аплеснин Сергей Степанович** – доктор физико-математических наук, заведующий кафедрой физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

**Воронова Евгения Григорьевна** – аспирант, институт космической техники; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evg.danilenko@mail.ru.

**Kharkov Anton Mikhailovich** – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: khark.anton@mail.ru.

**Bandurina Olga Nikolaevna** – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: bandurinaon@yandex.ru.

**Aplesnin Sergey Stepanovich** – Dr. Sc., Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

**Voronova Evgenia Grigorievna** – graduate student, Institute of Space Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evg.danilenko@mail.ru.

---

## ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ АВТОРОВ

### ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Файлы со статьей принимаются по электронной почте [vestnik@sibsau.ru](mailto: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.

**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. Аффiliation 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. Аффiliation 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 ФИО автора, ученая степень, ученое звание, должность, название организации. Например:

**Сенашов Сергей Иванович** – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой ИЭС; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: [sen@sibsau.ru](mailto:sen@sibsau.ru).

**Senashov Sergei Ivanovich** – Dr. Sc, Professor, Head of the Department of IES; Siberian State University of Science and Technology. E-mail: [sen@sibsau.ru](mailto:sen@sibsau.ru).

