

ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

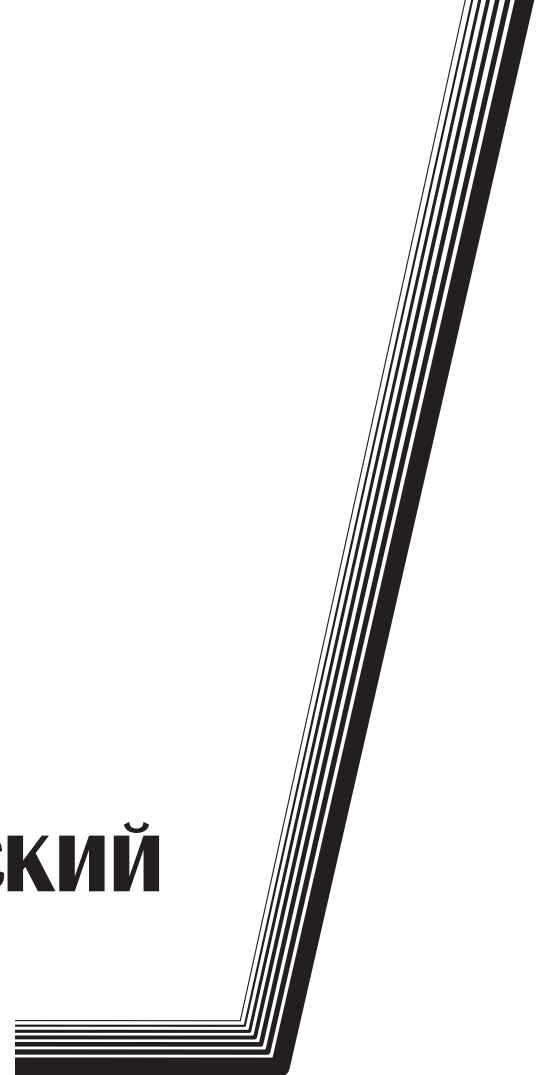
**Том
Vol. 26, № 3**

КРАСНОЯРСК 2025

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 26, № 3

Красноярск 2025



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 26, № 3

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

Логинов Юрий Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Мурыгин Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор, ответственный
за подготовку выпусков журнала, содержащих секретные сведения (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Российские члены редакционной коллегии:

Галеев Р. Г., доктор технических наук
(АО «НПП «Радиосвязь»)

Головенкин Е. Н., доктор технических наук,
профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

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,
профессор (ИрГУПС)

Максимов И. А., доктор технических наук
(АО «РЕШЕТНЕВ»)

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, профессор (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 (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Чеботарев В. Е., доктор технических наук,
доцент (АО «РЕШЕТНЕВ»)

Шайдуров В. В., член-корреспондент РАН,
доктор физико-математических наук, профессор
(ИВМ СО РАН)

Иностранные члены редакционной коллегии:

Станимирович Предраг, Ph.D., профессор
(Нишский Университет, Сербия)

Яхно А. Н., кандидат физико-математических наук,
профессор (Университет Гвадалахары, Мексика)

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)

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

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

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

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 26, No 3

Chief Editor:

Aplesnin S. S., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

Deputy Chief Editors

Loginov Y. Y., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

Murygin A. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

Senashov S. I., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

EDITORIAL BOARD

Russian members of the editorial board:

Galeev R. G., Dr.Sc.

(JSC "NPP "Radiosvyaz")

Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

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.
(JSC RESHETNEV)

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
(Reshetnev University)

Chebotarev V. Y., Dr.Sc., Professor
(JSC RESHETNEV)

Shaidurov V. V., Corresponding Member
of the Russian Academy of Sciences,
Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

Foreign members of the editorial board:

Stanimirovic Predrag, Ph.D., professor
(University of Nis, Serbia)

Yakhno A. N., Cand. Sc. professor
(University of Guadalajara, Mexico)

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)

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

Testoedov N. A., Academician of the Russian
Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor
(Krasnoyarsk)

Shabanov V. F., Academician of the Russian
Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

«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, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов;

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

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

Учредитель и издатель

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

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский Рабочий», 31.

Тел. (391) 290-42-31. E-mail: vestnik@sibsau.ru

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

Оригинал-макет и верстка О. А. Плеховой

Подписано в печать 23.09.2025. Формат 70×108/16.

Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 18,36.

Уч.-изд. л. 17,1. Тираж 100 экз. Заказ 3615. С 1167/25.

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: 13.10.2025. Свободная цена

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

2.3.7 Computer modeling and design automation (technical sciences);

2.5.13 Design, Construction, Production, Testing and Operation of Aircraft;

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

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

An online version can 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

Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

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

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

Editor N. N. GOLOSKOKOVA
Executive editor (English Language) N. A. SHUMAKOVA
Layout original O. A. PLEKHOVA

Signed (for printing): 23.09.2025. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 18,36. Published sheets 17,1.

100 copies. Order 3615. С 1167/25.

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: 13.10.2025. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В., Садретдинова Э. Р., Шипневская Е. А. Влияние закрутки снаряда-пробойника активно-реактивного типа на глубину проникания его в грунт	308
Малашин И. П., Тынченко В. С. Применение методов кластерного анализа для динамической коррекции области поиска в генетическом алгоритме	318
Сенашов В. И. Приложения теории графов и теории групп в химии, физике	334
Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Кручение упругопластического стержня, нагруженного давлением вдоль образующей	343

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Бакланов А. В. Пропускная способность горелок для камер сгорания со сниженным содержанием оксидов азота в продуктах сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ	352
Брызгунов П. А., Григоров В. А., Гришин Л. Е. Повышение эффективности безопасных вентиляторов посредством нанесения продольных цилиндрических канавок на стенки диффузора	368
Гурина А. А., Кольга В. В., Кубриков М. В. Конструкция атмосферного аэростатного зонда для исследования Венеры	379
Нестеров В. А., Синьковский Ф. К., Суханов А. С. Моделирование композитного сетчатого адаптера для вывода космических аппаратов спутниковой системы «Марафон»	394
Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П. Полетная эффективность солнечного теплового ракетного двигателя с двухступечатым тепловым аккумулятором	408

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Гордеев Ю. И., Букин А. А., Тимошев П. В., Бинчуров А. С., Кривов Д. А. Обоснование кинематических, силовых и конструктивных параметров валковой дробилки-измельчителя для дезинтеграции отходов композиционных материалов	432
Савельев Д. О., Гирн А. В., Михеев А. Е., Руденко М. С., Чижевская М. В. Способ повышения адгезионной прочности плазменно-электролитического покрытия на сплавах титана	448

CONTENTS

INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A. The influence of the twist of an active-reactive type penetrator on the depth of its penetration into the soil	308
Malashin I. P., Tynchenko V. S. Application of cluster analysis methods for dynamic search space adjustment in genetic algorithms	318
Senashov V. I. Applications of graph theory and group theory in chemistry, physics	334
Senashov S. I., Savostyanova I. L. Turn of an elastic-plastic rod under pressure that varies linearly along the forming	343

AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Baklanov A. V. The capacity of burners for combustion chambers with reduced nitrogen oxide content in combustion products of the NK-16ST gas turbine engine	352
Bryzgunov P. A., Grigorov V. A., Grishin L. E. [Increasing the efficiency of bladeless fans by applying longitudinal cylindrical grooves on the diffuser walls	368
Gurina A. A., Kolga V. V., Kubrikov M. V. Design of an atmospheric aerostatic probe for Venus exploration	379
Nesterov V. A., Sinkovsky F. K., Sukhanov A. S. Modeling of composite mesh adapter for Marathon satellite system spacecraft output	394
Finogenov S. L., Kolomentsev A. I., Nazarov V. P. Flight efficiency of solar thermal propulsion with double-stage thermal energy storage	408

TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Gordeev Y. I., Bukin A. A., Timoshev P. V., Binchurov A. S., Krivov D. A. Justification of kinematic, power and design parameters of a roller crusher for disintegration of composite materials waste	432
Savelyev D. O., Girn A. V., Mikheev A. E., Rudenko M. S., Chizhevskaya M. V. A method for increasing the adhesive strength of plasma electrolytic coatings on titanium alloys	448



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



УДК 629.785

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317

Для цитирования: Влияние закрутки снаряда-пробойника активно-реактивного типа на глубину проникания его в грунт / Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В. и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 308–317. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317.

For citation: Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A. [The influence of the twist of an active-reactive type penetrator on the depth of its penetration into the soil]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 308–317. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-308-317.

Влияние закрутки снаряда-пробойника активно-реактивного типа на глубину проникания его в грунт

Е. В. Гусев*, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко,
Э. Р. Садретдинова, Е. А. Шипневская

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4
*E-mail: ccg-gus@mail.ru

Аннотация. Целью настоящей работы является расчетно-экспериментальная оценка влияния закрутки вокруг собственной оси снаряда-пробойника активно-реактивного типа на параметры его движения и глубину проникания в грунт. Рассмотрены уравнения движения вращающегося снаряда-пробойника активно-реактивного типа (СПАРТ). Проанализированы особенности определения тяги двигателя, вращающегося СПАРТ и силы сопротивления при проникании СПАРТ в грунт с вращением. Проведен сравнительный анализ глубин проникания, вращающегося и невращающегося СПАРТ в суглинок. В результате проведенных исследований разработана математическая модель процесса внедрения снаряда-пробойника активно-реактивного типа в грунт. Показано влияние вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии на рабочие характеристики двигательной установки. Проведена оценка влияния контактных сил трения между вращающимся СПАРТ и грунтом на параметры его движения и глубину проникания. Расчеты показывают, что за счет раскрутки СПАРТ вокруг собственной оси симметрии, глубина проникания вращающихся снарядов-пробойников активно-реактивного типа в грунт может быть увеличена на 8–10 %. Результаты, изложенные в статье, могут быть полезны для научных работников, аспирантов и инженеров, занятых созданием и эксплуатацией авиационной и ракетно-космической техники, а студентов технических вузов, обучающихся по соответствующим специальностям.

Ключевые слова: закрутка пенетратора, глубина проникания, снаряд пробойник активно-реактивного типа, параметры движения, тяга двигателя, сила сопротивления.

The influence of the twist of an active-reactive type penetrator on the depth of its penetration into the soil

E. V. Gusev*, V. A. Zagovorchev, V. V. Rodchenko,
E. R. Sadretdinova, E. A. Shipnevskaya

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation
*E-mail: ccg-gus@mail.ru

Abstract. The objective of this work is the computational and experimental assessment of the effect of twisting an active-reactive type projectile-piercer around its own axis on the parameters of its motion and the depth of penetration into the soil. Research methods: the equations of motion of a rotating active-reactive type projectile-piercer (SPART) are considered. The features of determining the engine thrust, rotating SPART and the resistance force during penetration of SPART into the soil with rotation are analyzed. A comparative analysis of the penetration depths of rotating and non-rotating SPART into loam is carried out. As a result of the studies, a mathematical model of the process of penetration of an active-reactive type projectile-piercer into the soil is developed. The effect of SPART rotation around its own axis of symmetry on the performance of the propulsion system is shown. The effect of contact friction forces between the rotating SPART and the soil on the parameters of its motion and the depth of penetration is assessed. Calculations show that by spinning the SPART around its own axis of symmetry, the depth of penetration of rotating active-reactive type punching projectiles into the soil can be increased by 8–10 %. Conclusion: the results presented in the article can be useful for researchers, postgraduate students and engineers involved in the creation and operation of aviation and rocket and space technology, and can also be useful for students of technical universities studying in the relevant specialties.

Keywords: penetrator twist, penetration depth, active-reactive type penetrator projectile, motion parameters, engine thrust, drag force.

Введение

В ряде работ [1; 2], посвященных выбору эффективного средства доставки полезной нагрузки в заданную область грунтового полупространства (образования скважин), предлагается применять снаряд-пробойник активно-реактивного типа (СПАРТ), который устанавливается в пусковой трубе баллистической установки и с помощью метательного устройства выбрасывается из нее в нужном направлении. Движение же в грунте осуществляется как за счет кинетической энергии, накопленной при запуске СПАРТ из пускового устройства баллистической установки, так и за счет тяги ракетного двигателя, включаемого в процессе проникания снаряда-пробойника в грунт.

Независимо от схемы расположения баллистической установки относительно поверхности грунта и момента включения двигателя при прохождении СПАРТ канала пусковой трубы за счет давления пороховых газов он может либо двигаться без закрутки, либо приобретая вращение вокруг собственной оси, т. е. с закруткой.

В работах [3–5] показано, что наличие угловой скорости вращения СПАРТ вокруг собственной оси существенно повлияет на весь процесс проникания его в грунт. Так, благодаря гироскопическому моменту, увеличится устойчивость СПАРТ на всех участках его движения в грунте. Функционирование вращающегося двигателя вызовет закрутку истекающего из его сопла газового потока, которая повлияет, в конечном счете, и на тягу двигательной установки. Из-за взаимодействия вращающихся элементов конструкции (головной части) с грунтом изменится сила лобового сопротивления СПАРТ, а, следовательно, и полная глубина его проникания в грунт.

При использовании для запуска СПАРТ баллистической установки с нарезным каналом пусковой трубы, СПАРТ при входе в грунт кроме кинетической энергии поступательного движения дополнительно приобретает и крутящий момент за счет закрутки его относительно собственной оси симметрии. Угловая скорость вращения снаряда при выходе из ствола артиллерийской установки достигает максимального значения у дульного среза и составляет $\omega = 200 - 500 \text{ 1/c}$ (для пули $\omega = 3000 - 3500 \frac{1}{c}$). Это значение обеспечивает устойчивость полёта снаряда, а затем угловая скорость убывает на траектории.

При этом около 0,1–0,5 % энергии порохового заряда расходуется на придание вращательного движения в нарезных артиллерийских системах. Вращение СПАРТ вокруг собственной оси может осуществляться также за счет специальных двигателей, имеющих тангенциальную составляющую реактивной силы.

Целью настоящей работы является расчетно-экспериментальная оценка влияния закрутки вокруг собственной оси СПАРТ на параметры его движения и глубину проникания в грунт.

Уравнения движения, вращающегося СПАРТ в грунте

Проникание вращающегося вокруг собственной оси СПАРТ в грунтовом полупространстве можно представить в виде системы двух уравнений, одно из которых описывает поступательное движение центра масс, а второе – вращательное движение СПАРТ относительно оси симметрии, проходящей через его центр масс.

Поступательное движение центра масс СПАРТ при проникании его в грунт с работающим двигателем может быть представлено уравнением вида

$$MV \frac{dV}{dx} = (1 - k_{\text{вр}})R + Mg \sin \theta - F, \quad (1)$$

где M – текущее значение массы СПАРТ; R – тяга двигателя; $k_{\text{вр}} = 0,01 - 0,05$ – коэффициент, учитывающий долю уменьшения тяги, расходуемой на вращение СПАРТ; V – скорость движения СПАРТ; F – сопротивление грунта; θ – угол между продольной осью снаряда-пробойника и горизонтальной плоскостью.

Уравнение вращения снаряда-пробойника активно-реактивного типа вокруг собственной оси симметрии, проходящей через его центр масс, имеет вид

$$I \frac{d\omega}{dt} = -M_{\text{гч}}^{\text{т}} + M_{\text{ду}}^{\text{к}}, \quad (2)$$

где I, ω – соответственно, момент инерции и угловая скорость вращения СПАРТ; $M_{\text{гч}}^{\text{т}}$ – тормозящий момент от трущейся о грунт вращающейся головной части в виде конуса.

Величину тормозящего момента от трущейся о грунт вращающейся головной части (момента трения верчения) $M_{\text{гч}}^{\text{т}}$ принимают пропорционально прижимающей силе и определяют формулой

$$M_{\text{гч}}^{\text{т}} = \mu F, \quad (3)$$

где μ – коэффициент трения верчения, имеющий размерность длины и зависящий от коэффициента трения скольжения μ_0 .

Для случая трущейся о грунт вращающейся головной части в виде конуса (с половиной угла раствора головного конуса β) коэффициент трения верчения может быть определен по формуле [6]

$$\mu = \frac{\pi}{4} \mu_0 \frac{1}{\cos \beta} \frac{D_{\text{н}}}{2}.$$

При этом тормозящий момент будет равен

$$M_{\text{гч}}^{\text{т}} = 0,39 \frac{\mu_0 D_{\text{н}}}{\cos \beta} F.$$

В случае использования для закрутки вокруг собственной оси тяги двигательной установки СПАРТ, момент вращения может быть представлен произведением тангенциальной составляющей силы тяги $k_{\text{вр}} R$ и внешнего радиуса двигателя $\frac{D_{\text{н}}}{2}$, т. е.

$$M_{\text{ду}}^{\text{к}} = k_{\text{вр}} R \frac{D_{\text{н}}}{2}. \quad (4)$$

В данном исследовании тормозящий момент от вращающейся цилиндрической части конструкции СПАРТ не учитывается, поскольку (при рассматриваемых скоростях поступательного движения) с грунтом соприкасается только его коническая часть.

Связь между скоростями вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии ω и проникания его в грунт V определяется на основании гипотезы Рауса о совпадении отношений касательного $I\omega$ и нормального MV импульсов вращения, а также касательной и нормальной составляющих реакций связи при сухом трении $I\omega = \mu MV$:

$$\omega = \mu \frac{M}{I} V = 0,39 \frac{\mu_0 D_H}{\cos \beta} \frac{M}{I} V, \quad (5)$$

где M и I – масса и момент инерции СПАРТ, соответственно.

Особенности определения тяги двигателя, вращающегося СПАРТ

В рамках проведенного в работах [3; 5] исследования установлено, что для одинарного сопла формула силы тяги для вращающегося двигателя может быть записана следующим образом:

$$P_{rot} = K_d p_{rot} f_{кр} \varphi_1 \varphi_2 A_{rot}, \quad (6)$$

где K_d – коэффициент тяги; p_{rot} – давление в камере вращающегося двигателя; $f_{кр}$ – площадь критического сечения сопла; $\varphi_1 = 0,95–0,98$ – коэффициент сопла; $A_{rot} = f(\alpha_{кр})$ – коэффициент

расхода при вращающемся истечении газа; $\varphi_2 = \left(\frac{M_{оп}^c}{M_{теор}^c} \right) < 1$ – коэффициент согласования

опытного секундного расхода газа через сопло $M_{оп}^c$ с его теоретическим значением $M_{теор}^c$ при течении газа без закрутки.

Для определения величины давления в камере вращающегося двигателя p_{rot} обычно используют известные уравнения баланса прихода и расхода газа, что и в случае невращающегося реактивного двигателя твёрдого топлива (РДТТ). Отличие внутренней баллистики вращающегося РДТТ состоит в том, что влияние вращения на рабочий процесс учитывается [6] коэффициентом расхода газов из камеры вращающегося двигателя, изменением скорости эрозионного горения твёрдого топлива при вращении РДТТ и коэффициентом тепловых потерь.

Анализ приведенной выше зависимости для силы тяги вращающегося двигателя позволяет утверждать, что величина силы тяги у такого двигателя будет меньше, чем у невращающегося при прочих равных условиях. Разница в силах тяги будет определяться отношением

$$\frac{P_0}{P_{rot}} \approx \left(1 + \frac{k}{k-1} \alpha_{кр}^2 \right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \quad (7)$$

Для реальных твердых топлив $\nu = 0,5–0,67$ при $\alpha_{кр} = 0,1–0,15$ значения отношений тяги проходит в пределах $\frac{P_0}{P_{rot}} = 1,1–1,36$, т. е. тяга невращающегося двигателя на 10–36 % больше, чем тяга у вращающегося двигателя.

Экспериментальные исследования вращающихся ракетных двигателей твердого топлива, снаряженных многошашечными зарядами твердого топлива, показали, что, в отличие от РДТТ с одиночным зарядом, неравномерность давления в камере сгорания наблюдается только в объеме перед самым сопловым блоком. При этом, чем больше шашек в заряде, тем меньше степень закрутки, как в канале отдельной шашки, так и в объеме перед соплом в целом.

Особенности определения силы сопротивления при проникании СПАРТ в грунт с вращением

Результаты по прониканию в грунт вращающихся ударников с различными скоростями свидетельствуют о необходимости учета влияния: а) контактных сил трения на поверхности взаимодействия вращающегося пробойника и грунта при определении интегральных сил лобового сопротивления преграды; б) вращательного движения вокруг оси симметрии этого пробойника на параметры его движения и глубину проникания.

В частности, в [6; 7] решена задача движения в грунте по нормали к его горизонтальной поверхности со скоростью V вращающегося с угловой скоростью ω абсолютно твердого тела в виде цилиндра с конической головной частью. Предполагалось: а) в зоне взаимодействия конуса с грунтом возникают трещины, как в продольном, так и в поперечных направлениях; б) сила сопротивления грунта зависит от обобщенной скорости $((V + a\omega))$, которая учитывает вклад каждой составляющей в образование трещин в продольном направлении. При этом коэффициент a , имеет размерность длины и определяет, какая часть от силы вращательного движения затрачивается на образование продольных трещин.

Сила лобового сопротивления при этом определяется по формуле [6]

$$F_{V,\omega} = F_V \left(2 - e^{-\alpha x} \right) \frac{V + \Delta}{V + b(V + a\omega) + \Delta}, \quad (8)$$

где F_V – сила лобового сопротивления среды для невращающегося пробойника; $2 - e^{-\alpha x}$ – один из возможных эмпирических законов затухания потери прочности грунта при удалении от поверхности скоростного входа пробойника в грунт; x – координата погружения, которая отсчитывается от острия головной части в направлении движения СПАРТ; α – параметр, определяемый экспериментально; a, b, Δ – коэффициенты аппроксимации, определяемые экспериментально [6].

Опытные данные показывают [4], что вращение тела может заметно влиять на процесс погружения тела в грунт – его поступательную составляющую движения, поскольку угловая скорость ω будет уменьшать силу трения скольжения. Это приведет, в частности, к увеличению глубины предполагаемого погружения пробойников в грунт. Кроме этого, приведенная для силы сопротивления формула $F_{V,\omega}$ означает потерю прочности грунта, а, следовательно, и возможность проникания СПАРТ в грунт исключительно за счет вращательного движения вокруг собственной оси, что свидетельствует об одновременности прекращения поступательного и вращательного движений СПАРТ.

В том случае, когда используется СПАРТ с головной частью в виде усеченного конуса, поперечное сечение которого не круглое, а в форме звездочки с разным числом концов, формула силы сопротивления грунта запишется в виде [6]

$$F_{V,\omega,\omega_1} = F_V \left(2 - e^{-\alpha x} \right) \frac{V + \Delta}{V + b_1\omega_1 + b(V + a\omega) + \Delta}. \quad (9)$$

В сравнении с формулой $F_{V,\omega}$ для гладкого конического пробойника, проникающего в грунт с вращением, в знаменателе выражения для силы лобового сопротивления звездообразного пробойника F_{V,ω,ω_1} содержится слагаемое $b_1\omega_1$, определяющее дополнительную потерю прочности грунта. Это слагаемое определяет непрерывное разрушающее действие на грунт острых лепестков звездообразного пробойника в процессе проникания в зависимости от текущей угловой скорости вращения ω_1 , где b_1 – коэффициент пропорциональности, имеющий размерность длины [6].

Анализ показывает, что на звездообразный пробойник действует меньшая сила лобового сопротивления и соответственно момент сопротивления верчению, чем на конический. Звездообразный пробойник, подобно шарошке буровой колонны, непрерывно разрыхляет грунт, а это приводит к снижению его прочности в близлежащих слоях контакта [6].

Сравнительный анализ глубин проникания, вращающегося и невращающегося СПАРТ в суглинок

В табл. 1. представлены результаты расчетов глубин проникания СПАРТ, использующих РДТТ с различной массой заряда M_T и запускаемых с одной и той же артиллерийской установки (с вращением и одинаковой навеской пороха) в суглинок естественного залегания.

Расчет возможных глубин проникания проводился для СПАРТ диаметром $D_n = 152,4$ мм, длиной $l = 4,6$ м и максимальной массой $M_0^{\text{спарт}} = 612$ кг, с углом раствора головной части $\beta = 36^\circ$. В расчетах использовалось твердое топливо с единичным импульсом $I_{\text{ед}} = 2620 \frac{\text{Нс}}{\text{кг}}$ и плотностью $\rho_m = 1600 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$. В формуле полного сопротивления суглинка движущемуся без вращения снаряду-пробойнику $F = F_0 + BV^2$; были определены коэффициенты $F_0 = 27514,68 \text{ Н}$ и $B = 11,087 \frac{\text{Нс}^2}{\text{м}^2}$.

Принято, что на раскрутку СПАРТ до угловой скорости $\omega = 350$ 1/с затрачивается 0,025 % энергии (массы) порохового заряда. При этом скорость входа СПАРТ в грунт уменьшится на 5 %. Доля уменьшения тяги, расходуемой на поддержание постоянной угловой скорости вращения СПАРТ в процессе проникания его в грунт, учитывается коэффициентом $k_{\text{вр}} = 0,03$. В формуле для определения силы лобового сопротивления (1) (СПАРТ проникает в грунт с вращением) не учитывался закон затухания потери прочности грунта при удалении от поверхности головной части, поэтому $(2 - e^{-\alpha x}) = 1$.

Коэффициент аппроксимации a , в первом приближении, определялся из выражения $I\omega = \mu MV$ и для данного случая принят равным $a = \frac{I}{\mu M} = 0,23$. Коэффициент $\Delta = 599,32$ оп-ределен расчетным путем на основании обработки экспериментальных данных. Параметр b по своей физической сущности близок к коэффициенту трения скольжения, поэтому в расчетах принято $b = \mu_0 = 0,2$.

Таблица 1

Результаты расчета глубин при проникании СПАРТ в суглинок с вращением
в зависимости от массы используемого топлива

$M_0^{\text{спарт}}$, кг	M_T , кг	$V_{\text{вх}}$, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$	$L_{\text{п}}^{\text{ин}}$, м	$L_{\text{опт}}$, м	$L_{\text{ду}}$, м	$L_{V=0}$, м	$L_{\text{сум}}$, м	$T_{\text{ду}}$, с
612	0	260,3	102,4	—	—	—	102,4	0
533	18	280,2	94,8	75,8	46,5	17,6	139,9	0,94
453	36	304,2	83,3	67,9	93,9	14,3	176,1	1,89
345	61,2	340,5	6,4	56,1	158,3	9,8	224,2	3,19
178	122,4	484,5	41,14	34,9	319,3	2,4	356,6	6,38
101	42	0	0	0	108,5	4,29	112,7	2,145

В табл. 1, кроме указанных ранее масс СПАРТ и твердого топлива, используются следующие обозначения: $V_{\text{вх}}$ – скорость входа СПАРТ в грунт; $L_{\text{п}}^{\text{ин}}$ – полная глубина проникания СПАРТ при движении его в грунте только за счет приобретенной в канале пусковой установки кинетической энергии; L_{vopt} – глубина проникания СПАРТ по инерции до момента включения двигателя; $L_{\text{дв}}$ – глубина проникания СПАРТ за счет работы двигателя в оптимальном режиме; $L_{\text{v=0}}$ – глубина проникания СПАРТ по инерции после отключения двигателя; $L_{\text{сум}}$ – полная глубина проникания СПАРТ при движении его в грунте (как по инерции, так и за счет работы двигателя в оптимальном режиме); $T_{\text{дв}}$ – время работы двигателя.

На рис. 1. приведены кривые изменения скорости входа СПАРТ в грунт $V_{\text{вх}}$ и возможной глубины его проникания, если бы он двигался с вращением и только по инерции $L_{\text{п}}^{\text{ин}}$, в зависимости от массы используемого топлива $M_{\text{т}}$.

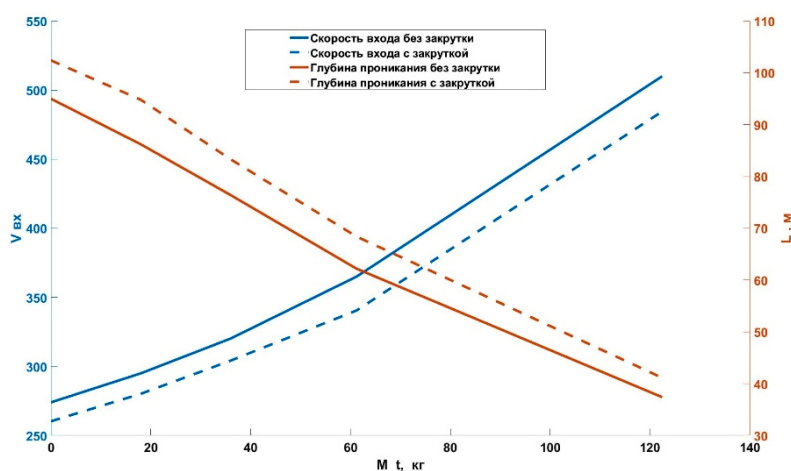


Рис. 1. Зависимости скорости входа и глубины проникания в грунт от массы используемого топлива

Fig. 1. Dependences of the entry velocity and depth of penetration into the soil on the mass of fuel used

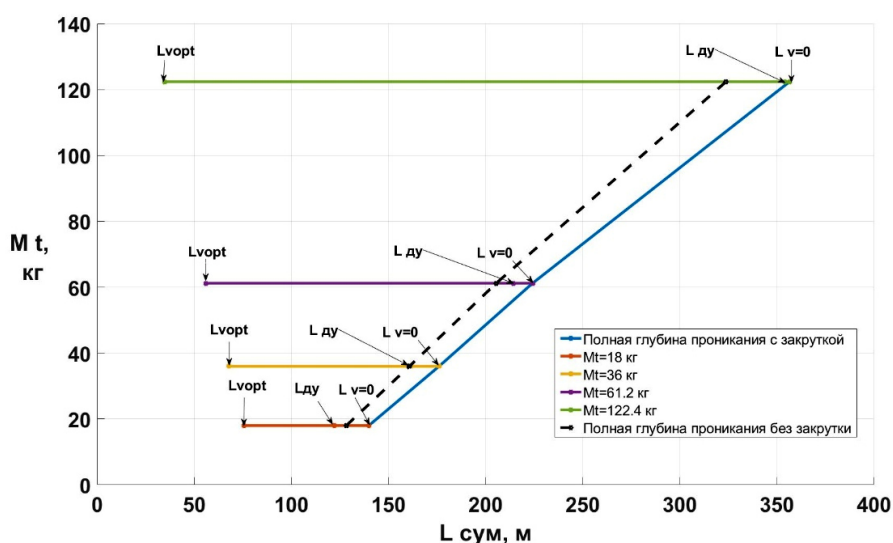


Рис. 2. Зависимость полной глубины проникания СПАРТ от массы топлива РДТТ

Fig. 2. Dependence of the total depth of penetration of the SPART on the mass of the solid propellant rocket motor fuel

На рис. 2. представлена зависимость полной глубины проникания СПАРТ в суглинок $L_{\text{сум}}$ в зависимости от массы используемого топлива M_T для случая, когда СПАРТ, выстреливаемый из артиллерийской установки, приобретает угловую скорость вращения $\omega = 350 \text{ 1/с}$ и на начальном участке за счет кинетической энергии движется в грунте по инерции до глубины $L_{V_{\text{орп}}}$, затем на оптимальной скорости проникает на определенную глубину за счет тяги двигателя $L_{\text{ДУ}}$ и после отключения РДТТ проникает еще на глубину $L_{V=0}$.

Заключение

В результате проведенных исследований:

1. Разработана математическая модель процесса внедрения СПАРТ в грунт, включающая описание как поступательного движения центра масс СПАРТ, так и уравнение его вращения вокруг собственной оси симметрии, проходящей через центр масс, при движении СПАРТ в грунте с работающим двигателем.
2. Показано влияние вращения СПАРТ вокруг собственной оси симметрии на рабочие характеристики двигательной установки и приведено соотношение, позволяющее учитывать разницу в силах тяги невращающегося и вращающегося двигателя, в частности, для реальных твердых топлив тяга невращающегося двигателя на 10–36 % больше, чем тяга у вращающегося двигателя.
3. Проведена оценка влияния контактных сил трения между вращающимся СПАРТ и грунтом на параметры его движения и глубину проникания. В формулу для определения силы сопротивления грунта СПАРТ, движущемуся поступательно, введена поправка, учитывающая уменьшения силы трения скольжения за счет его вращения вокруг собственной оси.
4. Предварительные расчеты показывают, что за счет раскрутки СПАРТ вокруг собственной оси симметрии, при прочих равных условиях, глубина проникания вращающихся СПАРТ в грунт может быть увеличена на 8–10 %.

Благодарности. Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (шифр FSFF-2025-0001).

Acknowledgments. The work was carried out within the framework of the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (code FSFF-2025-0001).

Библиографические ссылки

1. Родченко В. В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. М. : МАИ-ПРИНТ, 2009. 359 с.
2. Выбор проектных параметров снарядов-пробойников активно-реактивного типа для движения в грунте / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 1. С. 72–82. DOI: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82.
3. Влияние закрутки грунтового реактивного пенетратора на параметры его движения в лунном грунте / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, В. В. Родченко и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2024. № 1/63. С. 56–62.
4. Маевский Н. В. О влиянии вращательного движения продолговатых снарядов на углубление их в твердые среды // Артиллерийский журнал. СПб., 1866. 100 с.
5. Хромов И. В. Проникание жесткого вращающегося индентора в грунт : дис. ... канд. техн. наук. Тула, 2004. 107 с.
6. Корнатов В. А. Обобщение элементарной теории проникания в грунтовые среды при однократном ударе на случай вращающегося ударника // Системы. Методы. Технология. 2022. № 1(53).С. 21–29. DOI: 10.18324/2077-5415-2022-1-21-29.
7. Баранов В. Л., Щитов В. Н., Хромов И. В. Динамика проникания жестких вращающихся инденторов в грунты. Тула : Из-во ТулГУ, 2005. Вып. 2. Ч. 2. 107 с.

8. Влияние реактивной тяги на проникание пенетраторов при изучении строения поверхностного слоя космических объектов / Н. А. Федорова, В. А. Велданов, А. Ю. Даурских, С. В. Федоров // Наука и образование. 2014. № 2. С. 189–198.
9. Федоров С. В., Федорова Н. А. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1 (13). С. 29–30.
10. Аптуков В. Н., Девяткин В. А. Численное и экспериментальное исследование проникания снаряда-пробойника в грунтовый массив // Вестник Пермского ун-та. 2012. Вып. 4 (12). С. 5–11.
11. Заговорчев В. А. Метод обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов : дис. ... канд. техн. наук. М., 2015. 144 с.
12. Основы проектирования ракет / Г. В. Белов и др. М. : Машиностроение, 1974. 225 с.
13. Зельдович Я. Б. Импульс реактивной силы пороховых ракет. М. : Оборонгиз, 1963. 190 с.
14. Расчет параметров и характеристик вращающегося лунного реактивного пенетратора / Е. В. Гусев, В. А. Заговорчев, Э. Р. Садретдинова, Е. А. Шипневская // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 706–716. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.
15. Галин Л. А. Контактные задачи теории упругости. М. : Гостехиздат, 1953. 204 с.

References

1. Rodchenko V. V. [Fundamentals of Designing Jet Apparatus for Movement in the Ground]. *Osnovy proektirovaniya reaktivnykh apparatov dlya dvizheniya v grunte*. Moscow, MAI Publ., 2009, 359 p.
2. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V. et al. [Selection of design parameters of active-reactive type penetrating projectiles for movement in the ground]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2025. Vol. 26, No. 1, P. 72–82 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2025-26-1-72-82.
3. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Rodchenko V. V. et al. [The influence of the twist of a ground jet penetrator on the parameters of its movement in lunar soil]. *Vestnik NPO im. S. A. Lavochkina*. 2024, No. 1(63), P. 56–62 (In Russ.).
4. Maevskiy N. V. [On the influence of the rotational motion of oblong projectiles on their penetration into solid media]. *Artilleriyskiy zhurnal*. 1866. 100 p. (In Russ.).
5. Khromov I. V. *Pronikanie zhestkogo vrashchayushchegosya indentora v grunt*. Kand. Diss. [Penetration of a rigid rotating indenter into soil. Cand. Diss.]. Tula, 2004. 107 p.
6. Koronotov V. A. [Generalization of the elementary theory of penetration into soil media with a single impact to the case of a rotating striker]. *Sistemy. Metody. Tekhnologiya*. 2022, No. 1(53), P. 21–29 (In Russ.). DOI: 10.18324/2077-5415-2022-1-21-29.
7. Baranov V. L., Shchitov V. N., Khromov I. V. *Dinamika pronikaniya zhestkikh vrashchayushchikhsya indentorov v grunty* [Dynamics of penetration of rigid rotating indenters into soils]. Tula, TulGU Publ., 2005, Iss. 2, Chast' 2, 107 c.
8. Fedorova N. A., Veldanov V. A., Dauriskikh A. Yu., Fedorov S. V. [The influence of jet thrust on the penetration of penetrators in the study of the structure of the surface layer of space objects]. *Nauka i obrazovanie*. 2014, No. 2, P. 189–198 (In Russ.).
9. Fedorov S. V., Fedorova N. A. [The influence of the jet thrust impulse on the depth of penetration of the research probe into the planet's soil] *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No. 1, P. 29–30 (In Russ.).
10. Aptukov V. N., Devyatkin V. A. [Numerical and experimental study of penetration of a projectile-piercer into a soil massif]. *Vestnik Permskogo universiteta*. 2012, Iss. 4 (12), P. 5–11 (In Russ.).
11. Zagovorchev V. A. *Metod obosnovaniya tekhnicheskikh kharakteristik mnogomodul'nykh lunnykh reaktivnykh penetratorov*. Kand. Diss. [Method of substantiation of technical characteristics of multimodular lunar jet penetrators. Cand. Diss.]. Moscow, 2014, 144 p.
12. Belov G. V. *Osnovy proektirovaniya raket* [Fundamentals of Rocket Design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, 255 p.

13. Zel'dovich Ya.B. *Impul's reaktivnoy sily porokhovykh raket* [Impulse of the reactive force of powder rockets]. Moscow, Oborongiz Publ., 1963, 190 p.
14. Gusev E. V., Zagovorchev V. A., Sadretdinova E. R., Shipnevskaya E. A [Calculation of parameters and characteristics of a rotating lunar jet penetrator]. *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 706–716 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-706-716.
15. Galin L. A. *Kontaktnye zadachi teorii uprugosti* [Contact problems of elasticity theory]. Moscow, Gostekhizdat Publ., 1953, 204 p.

© Гусев Е. В., Заговорчев В. А., Родченко В. В., Садретдинова Э. Р., Шипневская Е. А., 2025

Гусев Евгений Владимирович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: ccg-gus@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1634-0352>.

Заговорчев Владимир Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем», начальник НИО-6 Аэрокосмического института; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: zagovorchev@mai.ru. <https://orcid.org/0009-0003-9892-3742>.

Родченко Владимир Викторович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: rodchenko47@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0004-9105-8263>.

Садретдинова Эльнара Рамилевна – кандидат технических наук, доцент, заместитель директора Аэрокосмического института; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: elnara-5@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0006-3601-9653>.

Шипневская Елизавета Алексеевна – аспирант кафедры 610 «Управление эксплуатацией ракетно-космических систем»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0001-4018-4786>.

Gusev Evgeniy Vladimirovich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: ccg-gus@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1634-0352>.

Zagovorchev Vladimir Aleksandrovich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”, Head of Research Department-6 Aerospace Institute; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: zagovorchev@mai.ru. <https://orcid.org/0009-0003-9892-3742>.

Rodchenko Vladimir Viktorovich – Dr. Sc., Professor, Professor of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: rodchenko47@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0004-9105-8263>.

Sadretdinova Elnara Ramilevna – Cand. Sc., Associate Professor, Deputy Director of the Aerospace Institute; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: elnara-5@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0006-3601-9653>.

Shipnevskaya Elizaveta Alekseevna – postgraduate student of Department 610 “Operation Management of Rocket and Space Systems”; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: Shipnevskaya.E@gmail.com. <https://orcid.org/0009-0001-4018-4786>.

Статья поступила в редакцию 24.06.2025; принята к публикации 07.07.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 24.06.2025; accepted for publication 07.07.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 519.8:519.6:004.8

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-318-333

Для цитирования: Малашин И. П., Тынченко В. С. Применение методов кластерного анализа для динамической коррекции области поиска в генетическом алгоритме // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 318–333. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-318–333.

For citation: Malashin I. P., Tynchenko V. S. [Application of cluster analysis methods for dynamic search space adjustment in genetic algorithms]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 318–333. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-318–333.

Применение методов кластерного анализа для динамической коррекции области поиска в генетическом алгоритме

И. П. Малашин^{1*}, В. С. Тынченко²

¹Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр. 1

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: ivan.p.malashin@gmail.com

Аннотация. В статье рассматривается применение методов кластерного анализа для повышения эффективности генетических алгоритмов при решении задач глобальной оптимизации многомерных функций, актуальных в ракетно-космической отрасли. Предмет исследования – динамическая коррекция области поиска генетического алгоритма (ГА) на основе статистической фильтрации кластеров индивидов. Тема исследования включает разработку метода динамической коррекции областей интереса по переменным задачи путём разделения популяции на группы с помощью алгоритмов кластеризации (с заранее определенным количеством, а также динамически определяемым количеством кластеров), вычисления для каждой группы показателей численности и средней функции пригодности и отсеечения кластеров, не вносящих значимого вклада в эволюционный процесс. Целью исследования является повышение скорости сходимости алгоритма без снижения качества результатов при решении задач смешанной оптимизации за счет эффективной адаптации области поиска на каждом шаге алгоритма. Эксперименты на тестовых функциях показали повышение скорости сходимости в среднем на 25–30 % по сравнению со стандартным алгоритмом. Полученные результаты демонстрируют возможность интеграции разработанного подхода в программно-аппаратные комплексы для автоматизированного проектирования ракетно-космических систем, что позволит снизить время расчётов и повысить точность выбора оптимальных параметров. Также предложенный подход может быть использован для выбора эффективных значений гиперпараметров широкого спектра моделей машинного обучения, в частности, архитектурного синтеза искусственных нейронных сетей, различных топологий, включая глубокие нейронные сети и специализированные архитектуры.

Ключевые слова: эволюционные вычисления, глобальная оптимизация, генетические алгоритмы, область поиска, кластерный анализ.

Application of cluster analysis methods for dynamic search space adjustment in genetic algorithms

I. P. Malashin^{1*}, V. S. Tynchenko²

¹Bauman Moscow State Technical University (National Research University)
5, building 1, 2-ya Baumanskaya St., Moscow, 105005, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: ivan.p.malashin@gmail.com

Abstract. This study investigates the application of cluster analysis techniques to improve the efficiency of genetic algorithms (GAs) in solving multidimensional global optimization problems, particularly those relevant to the aerospace industry. The research focuses on dynamic search space adjustment in GAs through statistical filtering of individual clusters. The proposed methodology involves: (1) developing a dynamic correction approach for variable domains by partitioning the population into clusters using both fixed-number clustering algorithms (k-means, k-medians, agglomerative, and spectral clustering) and density-based methods (DBSCAN); (2) evaluating cluster quality metrics including population size and average fitness; and (3) eliminating clusters that contribute insignificantly to the evolutionary process. The primary objective is to enhance algorithm convergence speed by 25–30 % (as demonstrated in benchmark testing) while maintaining solution quality in mixed optimization problems through effective search space adaptation at each iteration. The three-stage method comprises: (1) current population clustering, (2) elimination of clusters with below-average population size and fitness, and (3) dynamic boundary adjustment for remaining individuals' domains. Experimental results demonstrate the method's potential for integration into aerospace design systems, significantly reducing computation time while improving parameter optimization accuracy. Furthermore, the approach shows promise for hyperparameter optimization in various machine learning models, particularly in neural network architecture synthesis - including deep neural networks and specialized topologies.

Keywords: evolutionary computation, global optimization, genetic algorithms, search space adaptation, cluster analysis.

Введение

Генетические алгоритмы (ГА) зарекомендовали себя как универсальный инструмент для решения сложных задач глобальной оптимизации в различных областях науки и техники. В ракетно-космической отрасли они применяются для проектирования систем управления [1], оптимизации параметров двигательных установок, аэродинамических форм крыльев и обтекателей, траекторий полёта и систем жизнеобеспечения космических аппаратов [2], а также во многих других задачах. Классическая реализация ГА предполагает фиксированные границы областей поиска для каждой переменной, что на ранних этапах может приводить к избыточному исследованию бесперспективных участков n -мерного пространства и замедлять процесс сходимости.

Одним из приоритетов последних модификаций стало сокращение объёма вычислений за счёт более экономного распределения ресурсов и фокусировки на действительно значимых участках пространства решений. Для этого используются различные подходы: адаптация параметров в процессе эволюции, обучение выбору вариантов операторов на данных предыдущих поколений, а также динамическая локализация поиска с учётом текущего распределения решений. Всё это может позволить ускорить сходимость и повысить эффективность поиска без существенного роста вычислительной нагрузки.

В данной работе предложен метод динамической коррекции области поиска генетического алгоритма, отличающийся от известных реализацией процедуры итеративной кластеризации

популяции с последующим удалением неперспективных кластеров, что позволяет эффективно адаптировать область поиска и повысить скорость сходимости к оптимальному решению. Суть метода заключается в том, что после каждого шага селекции популяция разбивается на группы с использованием одного из алгоритмов кластеризации. В настоящей работе исследовано применение 5 подходов: с заранее определенным количеством кластеров – k-средних, k-медианных, агломерированная и спектральная кластеризация, а также подход с динамически определяемым количеством кластеров DBScan. Для каждого кластера вычисляются показатели численности индивидов и их средней пригодности. Кластеры, одновременно не достигшие пороговых значений по критериям возможности коррекции поискового пространства и останова, полностью исключаются из дальнейшего поиска, а области переменных корректируются с учётом распределения оставшихся индивидов.

Основная цель исследования – повысить скорость сходимости без ухудшения качества найденного решения, что важно при сложных инженерных расчётах в области проектирования ракетно-космической систем. В статье приводится математическая постановка задачи, описание процедуры кластеризации и фильтрации, а также результаты вычислительных экспериментов на стандартных тестовых функциях, демонстрирующие 25–30 % экономии вычислительных ресурсов по сравнению с классическим ГА.

Обзор существующих методов

В последние годы появилось немало модификаций для ГА, направленных на повышение их гибкости и исключение преждевременной сходимости к локальным экстремумам. Одна из ключевых тенденций – внедрение автоматической адаптации параметров. Вместо жёстко заданных вероятностей мутации и скрещивания, современные алгоритмы оценивают «разнообразие» популяции (например, через генетическую энтропию или дисперсию) и динамически изменяют эти вероятности. В ряде реализаций сама величина шага мутации эволюционирует вместе с решением (self-adaptive подход), что избавляет от длительной настройки на этапе подготовки и помогает избежать преждевременного сжатия популяции [3].

Вместе с этим всё большее распространение получили многопопуляционные, или «островные», модели ГА. В традиционном ГА существует единственная популяция, но в современных реализациях исследователи стали создавать сразу несколько небольших субпопуляций («островов»), каждая из которых эволюционирует относительно автономно [4]. Периодически между островами происходит миграция индивидов: лучшие особи перетекают в другие популяции, что позволяет сочетать преимущества параллельного исследования различных регионов пространства решений и обмена качественными генами [5].

Немалую роль в развитии ГА сыграла интеграция с локальными методами оптимизации, породив меметические алгоритмы (т. н. memetic algorithms). Идея заключается в том, что генетический оператор глобального поиска дополняется мощными процедурными локальными «доисследованиями», например, градиентными спусками, где это возможно, или алгоритмами прямого локального поиска в случае отсутствия информации о производных. В результате ГА проводит широкое «сканирование» пространства, а локальные алгоритмы обеспечивают улучшение значения пригодности перспективных индивидов [6].

Помимо этого, многокритериальная оптимизация стала важным направлением для развития ГА, так как в реальных инженерных и экономических задачах необходимо учитывать сразу несколько конкурирующих целей. Хотя классические методы NSGA-II [7], MOEA/D [8] и SPEA2 [9] прочно утвердились, в последние годы специалисты предложили новые стратегии для лучшего распределения решений фронта Парето. Например, адаптивное распределение опорных точек (reference points) позволяет более равномерно представлять разные области фронта, а динамическая «ширина окна» (crowding distance) учитывает локальную плотность решений: если решения скапливаются слишком плотно, алгоритм автоматически расширяет расстояние разделения, тем самым стимулируя поиск в менее исследованных областях [10].

Активно развивается направление суррогатного моделирования, где вычисления целевой функции заменяются предиктивными моделями (Gaussian Process, случайный лес, нейросети). В гибридных схемах Surrogate-Assisted GA (SA-GA) сбор данных о целевой функции идёт постепенно: вначале строится простой суррогат, а затем, по мере накопления данных, алгоритм переобучает модель [11].

Наконец, нельзя не упомянуть об интеграции ГА с нейроэволюционными методами, где алгоритм не только оптимизирует веса нейросети, но и её топологию. Изначально предложенный NEAT (NeuroEvolution of Augmenting Topologies [12]) получил новое дыхание в сочетании с современными архитектурами (сверточные сети, трансформеры) [13]. В Deep Neuroevolution GA оператор мутации может добавлять или удалять слои нейросети, а кроссовер «скрещивает» архитектуры, стремясь получить компромисс между точностью и компактностью. Такие подходы активно применяются в AutoML-пайплайнах, где автоматическое проектирование нейросетей позволяет сократить время и усилия инженера на ручную настройку.

Однако вопросам коррекции областей поиска не уделяется достаточного внимания [14], что подтверждает актуальность разработки современных схем повышения скорости сходимости ГА за счет концентрации вычислительных ресурсов в перспективных регионах.

Математическая постановка задачи

Рассматривается задача глобальной оптимизации многомерной функции вещественных переменных на ограниченной области определения. Пусть $\vec{X}$ – вектор переменных, характеризующий пространство поиска:

$$\vec{X} = \{x_i, i = 1, \dots, n\}, \quad (1)$$

где n – размерность задачи (количество переменных целевой функции), x_i – i -я переменная. Для каждой переменной задана начальная область определения:

$$x_i \in D_{x_i} = [x_i^l, x_i^h], \quad (2)$$

где x_i^l и x_i^h – нижняя и верхняя границы области допустимых значений переменной x_i . Эти границы определяют начальную гиперпараллелепипедную область поиска в n -мерном пространстве.

В классических вариантах генетических алгоритмов предполагается [15; 16], что границы D_{x_i} остаются постоянными на протяжении всего процесса эволюции:

$$D_{x_i} - \text{фиксировано, } \forall i = 1, \dots, n. \quad (3)$$

Однако такое допущение может быть неэффективным, поскольку оно не позволяет учитывать изменяющуюся структуру распределения решений в процессе поиска. В настоящей работе предлагается и исследуется метод динамической коррекции области поиска генетического алгоритма на каждом его поколении.

Для формализации предлагаемого подхода введём следующие обозначения:

G – общее количество поколений (итераций) генетического алгоритма;

g – номер текущего поколения, $g = \{1, 2, \dots, G\}$;

M – количество индивидов (решений) в популяции на каждом поколении;

m – индекс конкретного индивида в популяции, $m = \{1, 2, \dots, M\}$;

K – число кластеров, полученных после кластеризации популяции;

k – индекс кластера, $k = \{1, 2, \dots, K\}$;

Ind_m^g – вектор параметров m -го индивида на поколении g ;

$F_{Ind_m^g}$ – значение функции пригодности (fitness) для индивида Ind_m^g ;

$IndSet_k^g$ – множество всех индивидов, принадлежащих кластеру k на поколении g ;

$M_k^g = (IndSet_k^g)$ – количество индивидов в кластере k на поколении g .

Каждому кластеру k на поколении g сопоставляется собственная область определения для каждой переменной x_i (рис. 1), которую обозначим:

$$D_{x_i}^{g,k} = [x_i^{g,k;l}, x_i^{g,k;h}], \quad (4)$$

где $x_i^{g,k;l}$ и $x_i^{g,k;h}$ – текущие нижняя и верхняя границы переменной x_i в кластере k на поколении g .

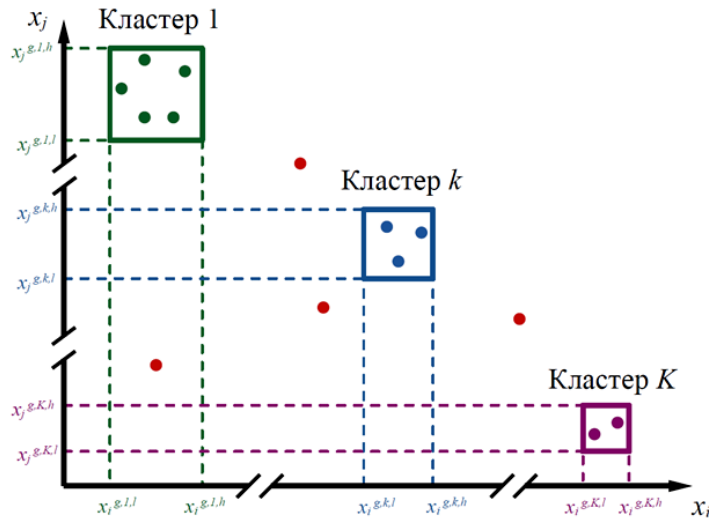


Рис. 1. Схема кластеризации

Fig. 1. Clustering diagram

Полная область поиска по переменной x_i на поколении g определяется как объединение по всем кластерам (5):

$$D_{x_i}^g = \bigcup_{k=1}^K D_{x_i}^{g,k}. \quad (5)$$

Если кластер признаётся неэффективным (по критериям, описанным далее), соответствующая область $D_{x_i}^{g,k}$ исключается из рассмотрения, т. е. полагаем:

$$D_{x_i}^{g,k} = \emptyset. \quad (6)$$

Кластеризация решений

Для повышения эффективности поиска в пространстве решений применяется кластерный анализ, позволяющий выявить перспективные области скопления качественных решений для концентрации вычислительных ресурсов в них. В рамках данной работы используются как методы с заранее фиксированным числом кластеров (K-Means, K-Medoids, агломеративная и спектральная кластеризация), так и плотностной алгоритм, автоматически определяющий количество групп (DBScan).

Методы с фиксированным числом кластеров основаны на минимизации внутрикластерного разброса (K-Means), выборе медоидов для устойчивости к выбросам (K-Medoids), построении иерархической дендрограммы (агломеративная кластеризация) или использовании спектраль-

ных свойств матрицы сходства (спектральная кластеризация). Их основное ограничение – необходимость заранее указать число групп, которое в практических задачах подбирается с помощью «метода локтя» [17] или кросс-валидации по качеству решений.

Плотностные алгоритмы не требуют предварительного задания количества числа кластеров – DBScan определяет кластеры как области с минимальным числом соседей на расстоянии не более ε (параметра, который задает пользователь), автоматически отбрасывая разреженные точки как шум.

Перед кластеризацией необходимо нормализовать данные (привести каждый признак к единому масштабу, например $[0,1]$), и выбрать метрику (евклидова или манхэттенская), поскольку различие диапазонов переменных и способ вычисления расстояний существенно влияет на структуру кластеров.

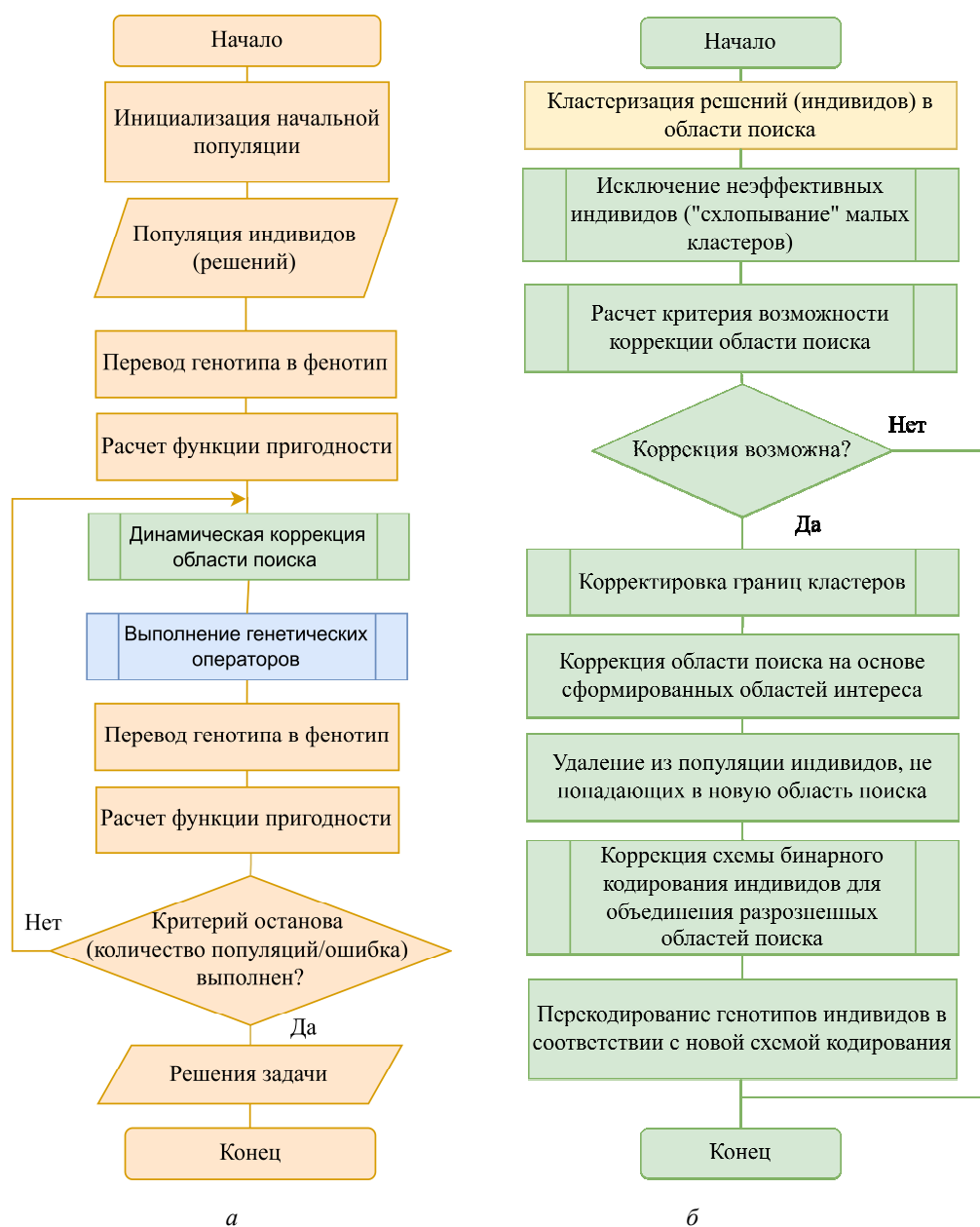


Рис. 2. Блок-схема:

a – ГА с динамической коррекцией области поиска; $б$ – процедуры динамической коррекции

Fig. 2. Block diagram:

a – GA with dynamic correction of search area; $б$ – block diagram of the dynamic correction procedure

В алгоритме оптимизации (рис. 2) результаты кластерного разбиения используются для локальной корректировки границ областей поиска: в каждом кластере вычисляются корректирующие смещения на основе статистик распределения индивидов, что позволяет сузить или расширить область исследования вокруг перспективных решений. Кроме того, внутри кластеров повышается вероятность рекомбинации ближайших представителей, что помогает сохранять локальные особенности найденных оптимумов, а вычислительные ресурсы динамически перераспределяются в пользу кластеров с более высоким качеством решения или скоростью сходимости. Такой подход обеспечивает сбалансированное сочетание исследования и использования пространства решений и способствует более быстрой и надёжной сходимости алгоритма.

Коррекция границ кластеров

После того, как сформированы кластеры, выполняется процедура коррекции границ области поиска в каждом из них, которая производится на основе анализа распределения индивидов внутри кластера. Формально, границы области $D_{x_i}^{g,k}$ обновляются следующим образом:

$$D_{x_i}^{g,k} = \left[x_i^{g,k;l} + \Delta_{x_i^{g,k;l}}, x_i^{g,k;h} + \Delta_{x_i^{g,k;h}} \right], \quad (7)$$

где $\Delta_{x_i^{g,k;l}} \in R$ и $\Delta_{x_i^{g,k;h}} \in R$ – корректирующие значения, на основе которых могут как расширяться, так и сужаться исходные границы. Они могут быть получены на основе стандартного отклонения значений переменной x_i внутри кластера.

Таким образом, на каждом поколении осуществляется локальная адаптация границ области поиска с целью сосредоточения вычислительных ресурсов на перспективных регионах пространства решений.

Реализация и обсуждение

Метод был протестирован на наборе из 4 стандартных тестовых функций различной размерности [18]. Эффективность подхода далее иллюстрируется на примере четырех тестовых функций Экли, Били, Бута и Букина № 6, поскольку они образуют репрезентативную выборку для комплексной оценки эффективности оптимизационных алгоритмов. Ключевое преимущество данного набора функций заключается в том, что они обладают наиболее репрезентативным набором свойств, представляющих наибольшую сложность для алгоритмов оптимизации.

Функция Экли (Ackley) представляет собой сложную многомодальную поверхность с большим количеством локальных минимумов, что позволяет проверить способность алгоритма избежать преждевременной сходимости к субоптимальным решениям:

$$f(x) = -20 \exp \left(-0.2 \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^2} \right) - \exp \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \cos(2\pi x_i) \right) + 20 + e. \quad (8)$$

Функция Били (Beale) имеет высокую чувствительность к выбору начальной точки:

$$F(x) = \sum_{i=1}^d \left[\left(1.5 - x_{2i-1} + x_{2i-1} x_{2i} \right)^2 + \left(2.25 - x_{2i-1} + x_{2i-1} x_{2i}^2 \right)^2 + \left(2.625 - x_{2i-1} + x_{2i-1} x_{2i}^3 \right)^2 \right],$$

$$x = (x_1, \dots, x_{2d}) \in \mathbb{R}^{2d}. \quad (9)$$

Функция Бута (Booth), обладая относительно простой структурой с единственным ярко выраженным глобальным минимумом, служит тестом на базовую работоспособность оптимизационных методов:

$$f(x, y) = (x + 2y - 7)^2 + (2x + y - 5)^2. \quad (10)$$

Функция Букина № 6 (Bukin № 6), благодаря наличию разрывов и характерным «оврагам», позволяет оценить устойчивость алгоритмов к экстремальным изменениям градиента:

$$f(x, y) = 100\sqrt{|y - 0,01x^2|} + 0,01(x + 10). \quad (11)$$

Изображения изолиний вышеуказанных тестовых функций для случая двух переменных представлены на рис. 3.

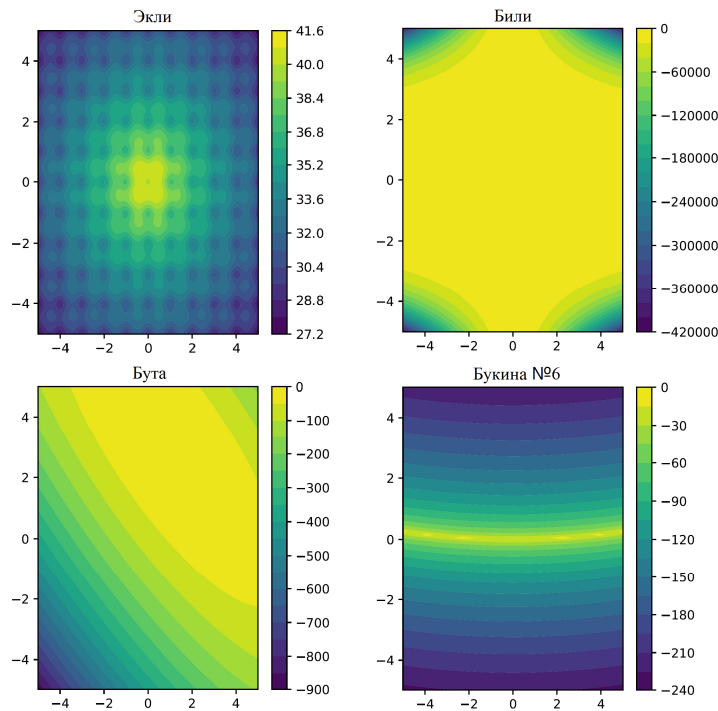


Рис. 3. Изолинии тестовых функций

Fig. 3. Contour plots of test functions

На рис. 4 представлена визуализация оценки эффективности предлагаемого подхода на примере вышеуказанных функций для функций Экли, Били, Бута, Букина № 6 соответственно. Выбор обусловлен различной природой этих тестовых задач: функция Экли традиционно используется как эталон для проверки масштабируемости методов оптимизации в пространстве большой размерности; многомерная модификация функции Били позволяет оценить поведение алгоритма на средних размерностях с выраженной зависимостью от начальных условий; функции Бута и Букина № 6 являются двумерными по определению и применяются для базовой валидации корректности и устойчивости метода в условиях простого (для Бута) и резко изменяющегося (для Букина № 6) рельефа целевой поверхности. На рис. 4 представлены результаты применения пяти методов кластеризации: k-средних (k-means), k-медианных (k-medians), DBSCAN, агломеративной кластеризации и скользящего среднего от верхнего к нижнему ряду соответственно.

Из рис. 4 видно, что для сложных многомерных функций (Ackley, Beale) наилучшие результаты достигаются при использовании 3–6 кластеров, где медианные значения числа итераций ниже и разброс меньше. Для двумерных функций (Booth, Bukin № 6) влияние параметра минимально, поэтому достаточно 1–2 кластеров без заметной потери качества.

На основании прогонов алгоритма на двумерных тестовых функциях, описанных выше, было выявлено, что оптимальный диапазон числа кластеров для большинства задач находится

в пределах 3–6. Для анализа многомерных тестовых функций использовался метод k-means, обеспечивающий стабильное разделение точек и ускорение сходимости алгоритма.

В табл. 1 представлены средние значения числа вычислений целевых функций с указанием стандартного отклонения при различных размерностях и числе кластеров. Функции выбраны из стандартного набора тестовых функций, которые допускают обобщение на пространства большей размерности.

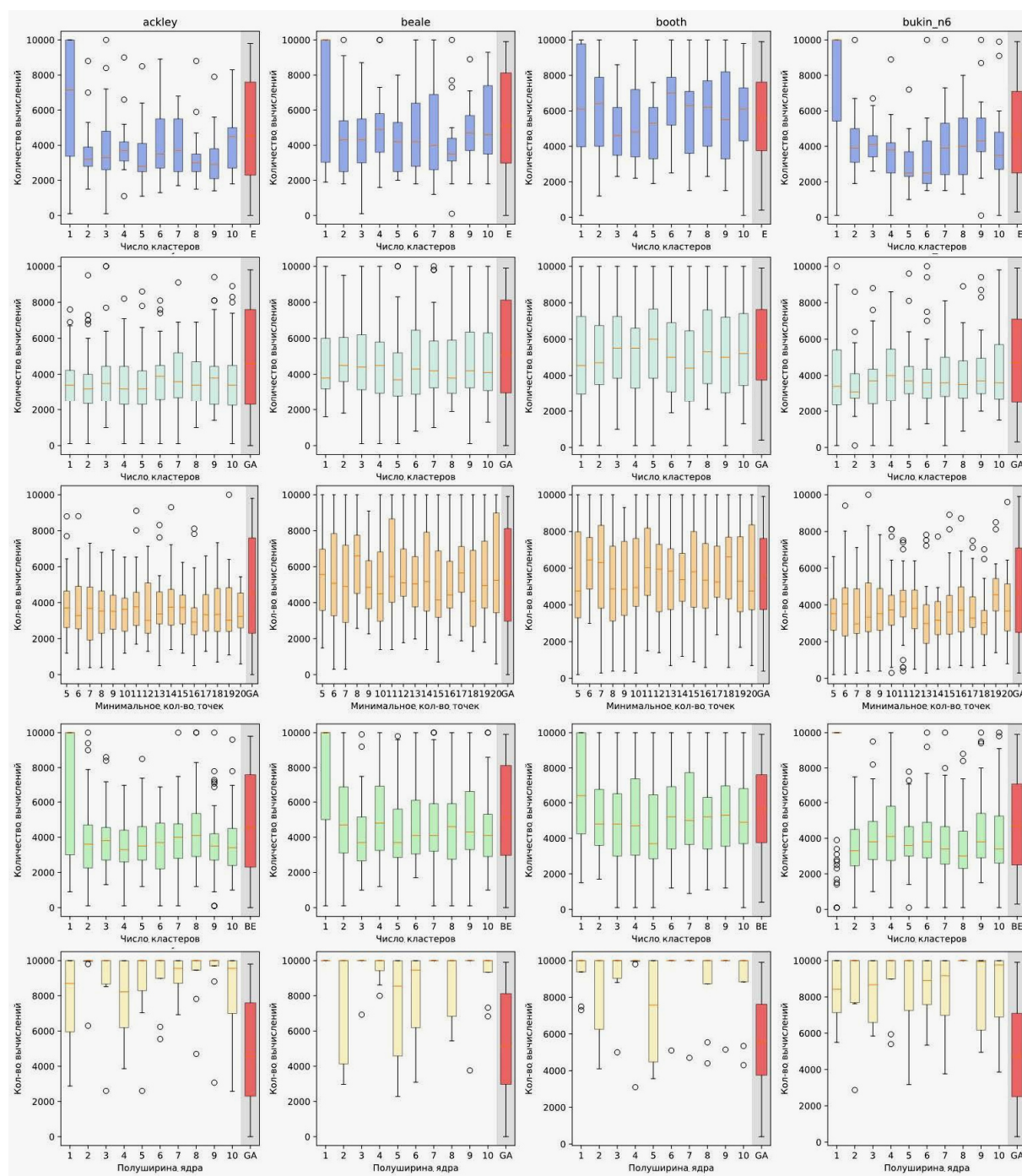


Рис. 4. Диаграммы межквартильного размаха результатов экспериментов. Представлены результаты применения пяти методов кластеризации: k-средних (k-means), k-медианных (k-medians), DBSCAN, агломеративной кластеризации и скользящего среднего (от верхнего к нижнему ряду, соответственно)

Fig. 4. Interquartile (IQR) range diagrams of the experimental results. The figure shows the outcomes of five clustering methods: k-means, k-medians, DBSCAN, agglomerative clustering, and moving average (from top to bottom row, respectively)

Таблица 1

**Среднее количество вычислений целевой функции ($\pm$ стандартное отклонение)
для многомерных тестовых функций при различной размерности и числе кластеров**

Функция	Размерность	3 кластера	4 кластера	5 кластеров	6 кластеров
Сфера	10	1187 $\pm$ 132	2295 $\pm$ 214	2478 $\pm$ 289	2221 $\pm$ 367
	20	2644 $\pm$ 305	5548 $\pm$ 412	4822 $\pm$ 497	4133 $\pm$ 721
	50	4758 $\pm$ 623	10187 $\pm$ 807	11643 $\pm$ 1002	11387 $\pm$ 1154
	100	9442 $\pm$ 1189	8921 $\pm$ 1030	8737 $\pm$ 1655	9845 $\pm$ 2033
Розенброк	10	3368 $\pm$ 247	3124 $\pm$ 301	4192 $\pm$ 382	4087 $\pm$ 472
	20	5278 $\pm$ 493	4842 $\pm$ 615	5217 $\pm$ 786	6462 $\pm$ 912
	50	8956 $\pm$ 1044	8682 $\pm$ 1218	8447 $\pm$ 1659	8973 $\pm$ 1187
	100	10671 $\pm$ 2047	11348 $\pm$ 1965	10582 $\pm$ 2954	12791 $\pm$ 3092
Растригина	10	4142 $\pm$ 198	4084 $\pm$ 153	4226 $\pm$ 433	4211 $\pm$ 498
	20	6637 $\pm$ 527	6438 $\pm$ 642	6582 $\pm$ 804	6276 $\pm$ 986
	50	9672 $\pm$ 1810	9452 $\pm$ 1551	9911 $\pm$ 2792	9374 $\pm$ 2025
	100	16941 $\pm$ 2647	15482 $\pm$ 3082	12653 $\pm$ 3467	13278 $\pm$ 3065
Экли	10	3885 $\pm$ 107	3851 $\pm$ 286	3682 $\pm$ 154	3718 $\pm$ 449
	20	9154 $\pm$ 554	9247 $\pm$ 718	10368 $\pm$ 601	9012 $\pm$ 1802
	50	15934 $\pm$ 1087	17614 $\pm$ 2762	15761 $\pm$ 2634	16286 $\pm$ 2089
	100	22184 $\pm$ 2794	20378 $\pm$ 3358	19756 $\pm$ 3841	20187 $\pm$ 2712
Стыбинского-Танга	10	4082 $\pm$ 103	3738 $\pm$ 214	4187 $\pm$ 478	3724 $\pm$ 251
	20	6326 $\pm$ 389	6843 $\pm$ 518	7624 $\pm$ 967	6557 $\pm$ 842
	50	10762 $\pm$ 895	10574 $\pm$ 1128	11198 $\pm$ 1376	10867 $\pm$ 1582
	100	20468 $\pm$ 1836	21328 $\pm$ 1215	21642 $\pm$ 2048	18124 $\pm$ 3096

Из табл. 1 видно, что в большинстве случаев меньшее число вычислений целевой функции достигается при 3–4 кластерах, особенно для низкой размерности. При высокой размерности влияние числа кластеров менее выражено, однако диапазон 3–6 кластеров остаётся эффективным.

На материале использованных тестовых функций видно, что правильный подбор числа кластеров k может кардинально менять число поколений до сходимости к глобальному оптимальному решению с предлагаемой модификацией. Во всех случаях ключевыми факторами являются:

- сложность ландшафта целевой функции (наличие локальных минимумов и их плотность, узкие или широкие зоны притяжения);
- адекватность выбора k (малое k не позволяет выделить все «горячие» области, а слишком большое – приводит к перерасходу ресурсов);
- эффективность процедуры обновления границ областей поиска в каждом кластере обеспечивает быстрый «сдвиг» внимания алгоритма к перспективным регионам.

Такой баланс между исследованием пространства решений и использованием результатов исследования обуславливает ускоренную сходимость предложенной модификации по сравнению со стандартным подходом.

Также для сравнения эффективности предложенной в данной статье модификации ГА была проведена серия вычислительных экспериментов на наборе тестовых функций CEC 2017 [19]. В рамках экспериментов рассматривались четыре комбинации алгоритмов:

- стандартный ГА без модификаций;
- стандартный ГА с предложенной модификацией;
- алгоритм SelfCSHAGA (Self-Configuring Success History-based Adaptation Genetic Algorithm) [20];
- алгоритм SelfCSHAGA с предложенной модификацией.

В экспериментальном протоколе использовались тестовые функции из набора CEC'2017. Для каждой функции параметры были выбраны таким образом, чтобы обеспечить максимально возможную размерность задачи при сохранении адекватной вычислительной сложности и устойчивости работы алгоритма. В частности, для большинства функций применялась размерность 50 переменных и размер популяции 200 индивидов. Для более вычислительно слож-

ных функций (например, f_4, f_5, f_7, f_8) размерность была снижена до 20 или 10. Следует отметить, что функция f_9 оказалась чувствительной к размерности: при увеличении размерности до 10 алгоритм SelfCSHAGA работает аналогично стандартному ГА. Однако при размерности 2 алгоритм достаточно быстро находил оптимум.

Количество итераций также адаптировалось в зависимости от сложности функции и размерности области поиска: от 100 итераций (для f_9) до 2000 итераций (для f_2). В табл. 2 приведены параметры экспериментов стандартного ГА и алгоритма SelfCSHAGA на тестовых функциях CEC'2017. Для каждой функции указаны размерность задачи, размер популяции, количество итераций, границы поиска и шаг дискретизации. Следует отметить, что на функциях f_1, f_2 и f_{10} стандартный ГА не справился с поиском оптимума, тогда как SelfCSHAGA продемонстрировал успешную работу.

Таблица 2

Параметры экспериментов для GA и SelfCSHAGA (sSHAGA) на функциях CEC'2017

Функция	Размерность D (GA)	Размерность D (sSHAGA)	Поклоение (GA)	Поклоение (sSHAGA)	Популяция (GA)	Популяция (sSHAGA)	Границы поиска	Оптимальное значение
f_1	–	50	–	1100	–	200	$[-100, 100]$	100
f_2	–	50	–	2000	–	200	$[-100, 100]$	200
f_3	20	50	4500	1000	100	200	$[-100, 100]$	300
f_4	10	20	3500	1000	100	200	$[-100, 100]$	400
f_5	10	20	3500	1300	200	200	$[-100, 100]$	500
f_6	20	50	2500	300	100	200	$[-100, 100]$	600
f_7	10	20	2500	500	100	400	$[-50, 50]$	700
f_8	10	10	3500	1100	300	100	$[-50, 50]$	800
f_9	2	2	100	100	100	50	$[-10, 10]$	900
f_{10}	–	10	–	2500	–	200	$[-100, 100]$	1000

С теми же настройками были протестированы и алгоритмы с модификацией, предложенной в данной статье. Использовался кластеризатор K-means с числом кластеров от 3 до 6. Анализ распределения количества вычислений целевой функции проведён на основе межквартильного размаха. Для стандартного ГА наблюдается вариативность вычислительных затрат между функциями (рис. 5 и 6).

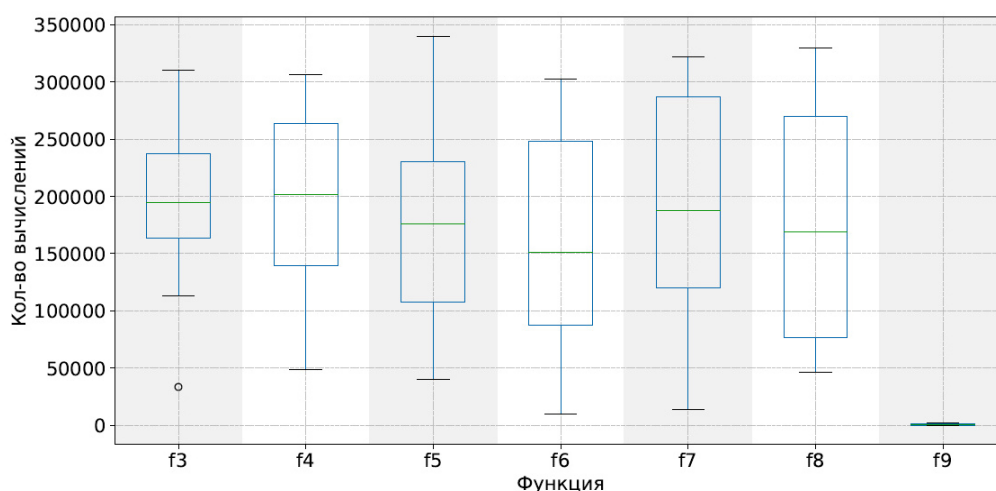


Рис. 5. Диаграммы межквартильного размаха для функций f_3 – f_9 . По оси ординат показано количество вычислений целевой функции. Результаты получены с использованием стандартного генетического алгоритма

Fig. 5. Boxplot diagrams for functions f_3 – f_9 . The y-axis shows the number of objective function evaluations. The results were obtained using the standard genetic algorithm

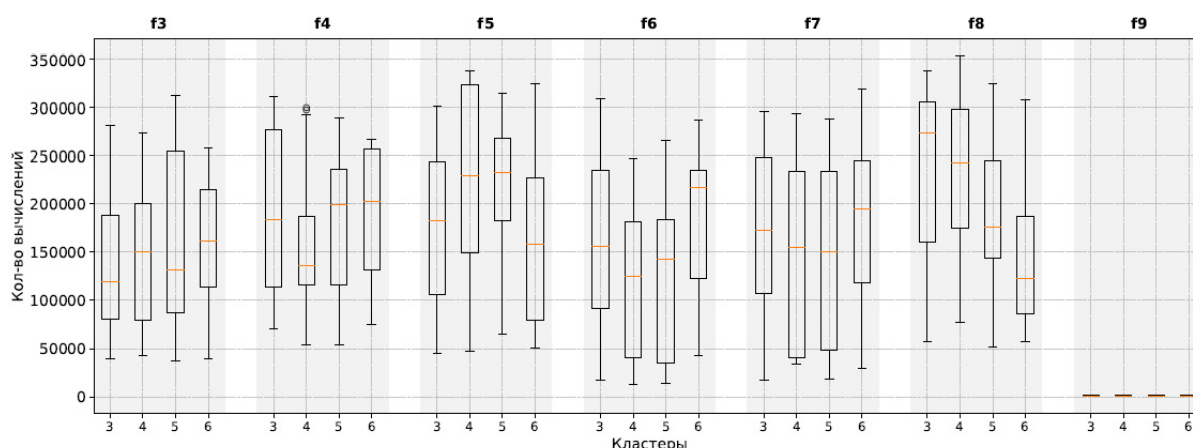


Рис. 6. Диаграммы межквартильного размаха для функций $f3$ – $f9$. Каждый столбик соответствует числу кластеров (3, 4, 5, 6), сгруппированных по функциям. По оси ординат показано количество вычислений целевой функции. Результаты получены с использованием стандартного генетического алгоритма с модификацией, предложенной в настоящей статье

Fig. 6. Boxplot diagrams for functions $f3$ – $f9$. Each bar corresponds to the number of clusters (3, 4, 5, 6), grouped by functions. The y-axis shows the number of objective function evaluations. The results were obtained using the standard genetic algorithm with the modification proposed in this paper

Например, функции $f3$ – $f8$ демонстрируют высокие значения медианы и ширину межквартильного размаха, что указывает на разбросанное потребление вычислительных ресурсов. Вариант алгоритма с модификацией, предложенной в работе, включающей кластеризацию K-means с числом кластеров от 3 до 6, позволил сократить разброс количества вычислений и сместить медиану в сторону меньших значений. Так, генерация индивидов внутри кластеров обеспечивала направленное распределение поиска по пространству решения, что уменьшало количество необходимых вычислений для достижения приближённого оптимума.

Анализ распределения количества вычислений целевой функции для алгоритма SelfCSHAGA (рис. 7 и 8) показывает высокую стабильность и низкую вариативность по сравнению со стандартным ГА.

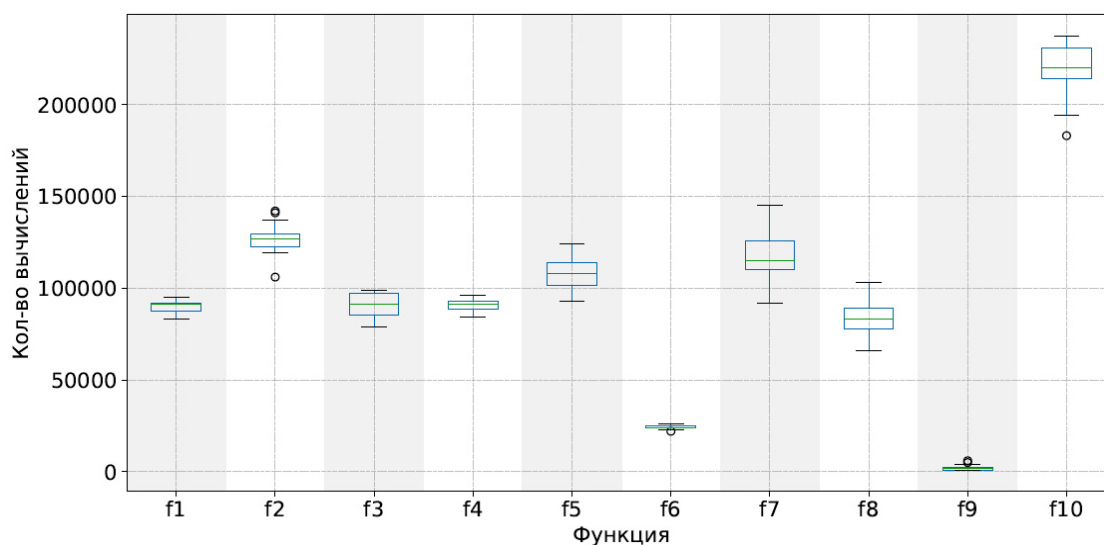


Рис. 7. Диаграммы межквартильного размаха для функций $f1$ – $f10$. По оси ординат показано количество вычислений целевой функции. Результаты получены с использованием алгоритма SelfCSHAGA

Fig. 7. Boxplot diagrams for functions $f1$ – $f10$. The y-axis shows the number of objective function evaluations. The results were obtained using the SelfCSHAGA algorithm

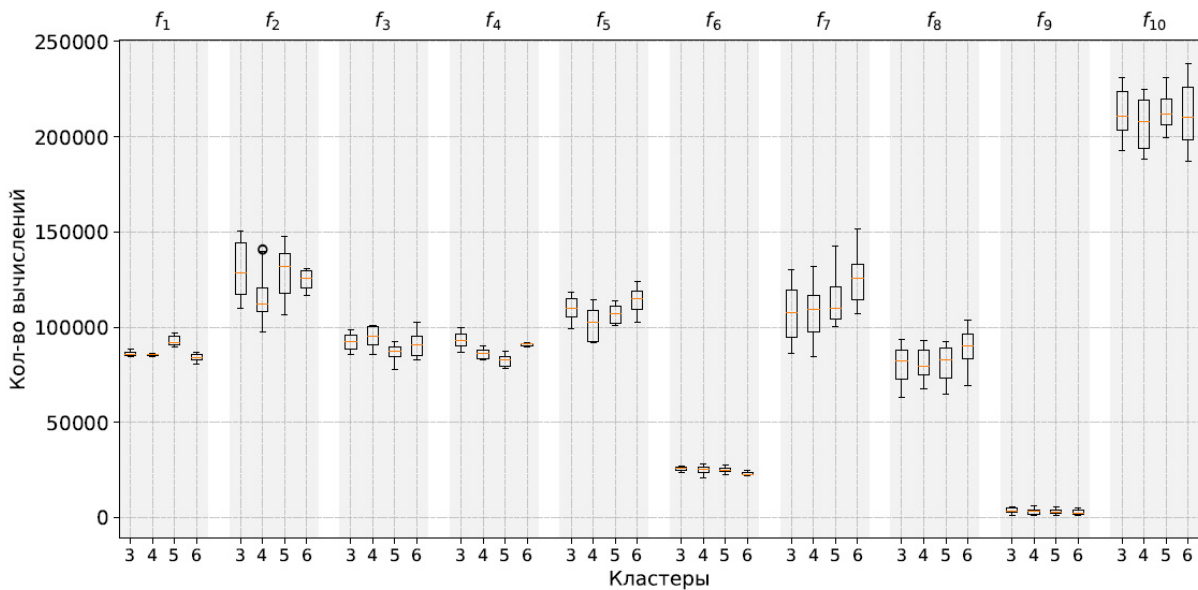


Рис. 8. Диаграммы межквартильного размаха для функций f_1 – f_{10} . Каждый столбик соответствует числу кластеров (3, 4, 5, 6), сгруппированных по функциям. По оси ординат показано количество вычислений целевой функции. Результаты получены с использованием алгоритма SelfCSHAGA с модификацией, предложенной в настоящей статье

Fig. 8. Boxplot diagrams for functions f_1 – f_{10} . Each bar corresponds to the number of clusters (3, 4, 5, 6), grouped by functions. The y-axis shows the number of objective function evaluations. The results were obtained using the SelfCSHAGA algorithm with the modification proposed in this paper

Применение модификации с кластеризацией K-means (число кластеров от 3 до 6) дополнительно снижает разброс вычислений. За счёт распределения популяции по кластерам алгоритм более эффективно исследует пространство решений, особенно на функциях с высокой вычислительной сложностью (f_3 – f_8), уменьшая количество итераций до достижения приближённого оптимума и сужая межквартильный размах. Например, для f_5 и f_7 модифицированный алгоритм потребляет заметно меньше вычислений, чем стандартный SHAGA, при этом IQR сокращается, что отражает более предсказуемую и экономную работу алгоритма.

Заключение

Проведённое исследование предложенного подхода показало, что интеграция метода динамической коррекции области поиска на основе кластеризации в ГА позволяет существенно сократить количество вычислений целевой функции за счёт более точной локализации областей перспективных решений. Коррекция границ областей поиска на основе статистики распределения индивидов в кластерах демонстрирует высокую эффективность в сочетании с динамическим перераспределением вычислительных ресурсов.

Численные эксперименты на репрезентативном множестве тестовых функций подтвердили, что эффективное число кластеров k определяется топологией целевой функции и может варьироваться в широком диапазоне. Небольшие значения k упрощают моделирование ландшафта, но повышают риск пропустить отдельные экстремумы, тогда как избыточно большое k приводит к увеличению количества вычислений. Выбор эффективного значения k (обычно 3–6) обеспечивает наилучший баланс между исследованием пространства решений и использованием результатов исследования, снижая число поколений до сходимости порой в десятки раз по сравнению со стандартным подходом.

Данные результаты подтверждают актуальность и полезность предлагаемого подхода и обосновывают целесообразность дальнейшего его развития. В частности, в дальнейшем целесообразно исследовать возможность автоматической адаптации k в процессе оптимизации,

а также расширить список применяемых методов кластеризации за счёт алгоритмов HDBSCAN [21] и самоорганизующихся карт Кохонена [22]. Кроме того, перспективным направлением развития является комбинирование плотностных и графовых подходов для более гибкого управления поисковыми границами в сложных многомерных задачах.

Библиографические ссылки

1. Semenkin E., Semenkina M. Spacecrafts' control systems effective variants choice with self-configuring genetic algorithm // ICINCO 2012 – Proceedings of the 9th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics. Rome, 28–31 July 2012. 2012. Vol. 1. P. 84–93.
2. Hidden-variables genetic algorithm for variable-size design space optimal layout problems with application to aerospace vehicles / J. Gamot et al. // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2023. Vol. 121. P. 105941.
3. Srinivas M., Patnaik L. Adaptive probabilities of crossover and mutation in genetic algorithms // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. 1994. Vol. 24, No. 4. P. 656–667.
4. Liu C., Liu K. An asynchronous island-model genetic algorithm for large-scale global optimization // Applied Soft Computing. 2019. Vol. 76. P. 637–649.
5. Izzo D., Rucinski M., Ampatzis C. Parallel global optimisation meta-heuristics using an asynchronous island-model // Proc. 2009 IEEE Congress on Evolutionary Computation. 2009. P. 2301–2308.
6. Gendreau M., D'Amours G., Rousseau S. Memetic algorithms: Hybrid genetic algorithms and local search methods for combinatorial optimization // Computers & Operations Research. 2020. Vol. 112. P. 104778.
7. Verma S., Pant M., Snasel V. A comprehensive review on NSGA-II for multi-objective combinatorial optimization problems // IEEE access. 2021. Vol. 9. P. 57757–57791.
8. Adaptive replacement strategies for MOEA/D / Wang Z. et al. // IEEE transactions on cybernetics. 2015. Vol. 46, No. 2. P. 474–486.
9. Multiobjective genetic programming: Reducing bloat using SPEA2 / Bleuler S. et al. // Proceedings of the 2001 Congress on Evolutionary Computation (IEEE Cat. No. 01TH8546). 2001. Vol. 1. P. 536–543.
10. Jain L., Sinha A. Adaptive reference point selection in NSGA-III for many-objective optimization // Applied Soft Computing. 2021. Vol. 105. P. 107237.
11. Shi Y., Song Y., Sun W. Surrogate-assisted multi-objective genetic algorithm for computationally expensive problems // Applied Soft Computing. 2021. Vol. 111. P. 107637.
12. Galván E., Mooney P. Neuroevolution in deep neural networks: Current trends and future challenges // IEEE Transactions on Artificial Intelligence. 2021. Vol. 2, No. 6. P. 476–493.
13. Papavasileiou E., Cornelis J., Jansen B. A systematic literature review of the successors of “neuroevolution of augmenting topologies” // Evolutionary Computation. 2021. Vol. 29, No. 1. P. 1–73.
14. Katoch S., Chauhan S. S., Kumar V. A review on genetic algorithm: past, present, and future // Multimedia Tools and Applications. 2021. Vol. 80. P. 8091–8126.
15. Alhijawi B., Awajan A. Genetic algorithms: Theory, genetic operators, solutions, and applications // Evolutionary Intelligence. 2024. Vol. 17, No. 3. P. 1245–1256.
16. Sohail A. Genetic algorithms in the fields of artificial intelligence and data sciences // Annals of Data Science. 2023. Vol. 10, No. 4. P. 1007–1018.
17. Schubert E. Stop using the elbow criterion for k-means and how to choose the number of clusters instead // ACM SIGKDD Explorations Newsletter. 2023. Vol. 25, No. 1. P. 36–42.
18. Jamil M., Yang X. S., Zepernick H. J. Test functions for global optimization: a comprehensive survey // Swarm intelligence and Bio-inspired Computation. 2013. P. 193–222.
19. Wu G., Mallipeddi R., Suganthan P. N. Problem definitions and evaluation criteria for the CEC 2017 competition on constrained real-parameter optimization // National University of Defense Tech-

nology, Changsha, Hunan, PR China and Kyungpook National University, Daegu, South Korea and Nanyang Technological University, Singapore, Technical Report. 2017. Vol. 9. P. 2017.

20. Шерстнев П. А., Семенкин Е. С. SelfCSHAGA: Самоконфигурируемый генетический алгоритм оптимизации с адаптацией на основе истории успеха // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2025. № 2 (151). С. 122–139.

21. Stewart G., Al-Khassaweneh M. An implementation of the HDBSCAN* clustering algorithm // Applied Sciences. 2022. Vol. 12, No. 5. P. 2405.

22. Gorokhovatskyi V. et al. Application a committee of Kohonen neural networks to training of image classifier based on description of descriptors set. IEEE Access, 2024.

References

1. Semenkin E., Semenkina M. Spacecrafts' control systems effective variants choice with self-configuring genetic algorithm // ICINCO 2012 – Proceedings of the 9th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics. Rome, 28–31 July 2012. 2012, Vol. 1, P. 84–93.

2. Gamot J. et al. Hidden-variables genetic algorithm for variable-size design space optimal layout problems with application to aerospace vehicles. Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2023, Vol. 121, P. 105941.

3. Srinivas M., Patnaik L. Adaptive probabilities of crossover and mutation in genetic algorithms. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*. 1994, Vol. 24, No. 4, P. 656–667.

4. Liu C., Liu K. An asynchronous island-model genetic algorithm for large-scale global optimization. *Applied Soft Computing*, 2019, Vol. 76, P. 637–649.

5. Izzo D., Rucinski M., Ampatzis C. Parallel global optimisation meta-heuristics using an asynchronous island-model. *Proc. 2009 IEEE Congress on Evolutionary Computation*, IEEE, 2009, P. 2301–2308.

6. Gendreau M., D'Amours G., Rousseau S. Memetic algorithms: Hybrid genetic algorithms and local search methods for combinatorial optimization. *Computers & Operations Research*, 2020, Vol. 112, P. 104778.

7. Verma S., Pant M., Snasel V. A comprehensive review on NSGA-II for multi-objective combinatorial optimization problems. *IEEE access*. 2021, Vol. 9, P. 57757–57791.

8. Wang Z. et al. Adaptive replacement strategies for MOEA/D. *IEEE transactions on cybernetics*. 2015, Vol. 46, No. 2, P. 474–486.

9. Bleuler S. et al. Multiobjective genetic programming: Reducing bloat using SPEA2. *Proceedings of the 2001 Congress on Evolutionary Computation (IEEE Cat. No. 01TH8546)*. IEEE, 2001, Vol. 1, P. 536–543.

10. Jain L., Sinha A. Adaptive reference point selection in NSGA-III for many-objective optimization. *Applied Soft Computing*. 2021, Vol. 105, P. 107237.

11. Shi Y., Song Y., Sun W. Surrogate-assisted multi-objective genetic algorithm for computationally expensive problems. *Applied Soft Computing*. 2021, Vol. 111, P. 107637.

12. Galván E., Mooney P. Neuroevolution in deep neural networks: Current trends and future challenges. *IEEE Transactions on Artificial Intelligence*. 2021, Vol. 2, No. 6, P. 476–493.

13. Papavasileiou E., Cornelis J., Jansen B. A systematic literature review of the successors of “neuroevolution of augmenting topologies”. *Evolutionary Computation*. 2021, Vol. 29, No. 1, P. 1–73.

14. Katoch S., Chauhan S. S., Kumar V. A review on genetic algorithm: past, present, and future. *Multimedia Tools and Applications*. 2021, Vol. 80, P. 8091–8126.

15. Alhijawi B., Awajan A. Genetic algorithms: Theory, genetic operators, solutions, and applications. *Evolutionary Intelligence*. 2024, Vol. 17, No. 3, P. 1245–1256.

16. Sohail A. Genetic algorithms in the fields of artificial intelligence and data sciences. *Annals of Data Science*. 2023, Vol. 10, No. 4, P. 1007–1018.

17. Schubert E. Stop using the elbow criterion for k-means and how to choose the number of clusters instead. *ACM SIGKDD Explorations Newsletter*. 2023, Vol. 25, No. 1, P. 36–42.

18. Jamil M., Yang X. S., Zepernick H. J. Test functions for global optimization: a comprehensive survey. *Swarm intelligence and Bio-inspired Computation*. 2013, P. 193–222.
19. Wu G., Mallipeddi R., Suganthan P. N. Problem definitions and evaluation criteria for the CEC 2017 competition on constrained real-parameter optimization. *National University of Defense Technology, Changsha, Hunan, PR China and Kyungpook National University, Daegu, South Korea and Nanyang Technological University, Singapore, Technical Report*. 2017, Vol. 9, P. 2017.
20. Sherstnev P. A., Semenko E. S. [SelfCSHAGA: Self-configuring genetic optimization algorithm with adaptation based on success history]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Ser. Priborostroenie*. 2025, No. 2 (151), P. 122–139 (In Russ.).
21. Stewart G., Al-Khassaweneh M. An implementation of the HDBSCAN* clustering algorithm. *Applied Sciences*. 2022, Vol. 12, No. 5, P. 2405.
22. Gorokhovatskyi V. et al. Application a committee of Kohonen neural networks to training of image classifier based on description of descriptors set. *IEEE Access*, 2024.

© Малашин И. П., Тынченко В. С., 2025

Малашин Иван Павлович – инженер-программист; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: ivan.p.malashin@gmail.ru. <https://orcid.org/0009-0008-8986-402X>.

Тынченко Вадим Сергеевич – доктор технических наук, доцент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vadimond@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0002-3959-2969>.

Malashin Ivan Pavlovich – Software engineer; Bauman Moscow State Technical University (National Research University). E-mail: ivan.p.malashin@gmail.ru. <https://orcid.org/0009-0008-8986-402X>.

Tynchenko Vadim Sergeevich – Dr. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vadimond@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0002-3959-2969>.

Статья поступила в редакцию 19.06.2025; принята к публикации 12.09.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 19.06.2025; accepted for publication 12.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 512.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-334-342

Для цитирования: Сенашов В. И. Приложения теории графов и теории групп в химии, физике // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 334–342. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-334-342.

For citation: Senashov V. I. [Applications of graph theory and group theory in chemistry, physics]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 334–342. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-334-342.

Приложения теории графов и теории групп в химии, физике

В. И. Сенашов

Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, Красноярск, Академгородок, 50/44
E-mail: sen1112home@mail.ru

Аннотация. Работа посвящена рассмотрению приложений математики, в частности, теории графов и теории групп в химии и физике. Химия была одной из первых, кто воспринял идеи теории графов. Математическая химия является разделом теоретической химии, в котором изучается применение математики к химическим задачам. Возможность формализации молекул на языке структурной химии с помощью графов позволяет методами теории графов определять число различных изомеров. Основным инструментом в математической химии является математическое моделирование с использованием вычислительной техники. Методы теории графов активно применяются в трех областях химии: структурная химия, химическая кинетика, химическая физика полимеров. Теория групп нашла применение во многих областях физики. Теория групп служит для объяснения важнейших характеристик атомных спектров. Теория групп дает возможность единообразного подхода к большому числу задач физики твердого тела. В этих исследованиях активно используются матричные группы и представления унитарных групп. Неприводимые представления групп используются для классификации колебательных и электронных состояний кристалла. Методы теории групп применяются к моделям задач классификации электронных состояний кристалла. В кристаллографии много внимания уделяется приложениям методов теории групп к изучению колебаний атомов, входящих в состав молекулы, относительно их положений равновесия. Результаты могут быть полезны при кодировании информации в сеансах космической связи.

Ключевые слова: математическая химия, атомная физика, кристаллография, теория графов, теория групп, приложения.

Applications of graph theory and group theory in chemistry, physics

V. I. Senashov

Institute of Computational Modelling of Siberian Branch of RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: sen1112home@mail.ru

Abstract. The work is devoted to the consideration of applications of mathematics, in particular, graph theory and group theory in chemistry and physics. Chemistry was one of the first to adopt the ideas of graph theory. Mathematical chemistry is a section of theoretical chemistry that studies the application of mathematics to chemical problems. The possibility of formalizing molecules in the language of structural chemistry using graphs allows one to determine the number of different isomers using graph theory methods. The main tool in mathematical chemistry is mathematical modeling using computer technology. The methods of graph theory are actively used in three areas of chemistry: structural chemistry, chemical kinet-

ics, and chemical physics of polymers. Group theory has found application in many areas of physics. Group theory serves to explain the most important characteristics of atomic spectra. Group theory provides an opportunity for a uniform approach to a large number of problems in solid state physics. Matrix groups and unitary group representations are actively used in these studies. Irreducible group representations are used to classify vibrational and electronic states of a crystal. Methods of group theory are applied to models of problems of classifying electronic states of a crystal. In crystallography, much attention is paid to applications of group theory methods to the study of vibrations of atoms that make up a molecule relative to their equilibrium positions. The results can be useful in encoding information in space communications sessions.

Keywords: Mathematical chemistry, atomic physics, crystallography, graph theory, group theory, applications.

Введение

Работа посвящена рассмотрению приложений математики в физике и химии. Методы теории графов появились в XVIII веке благодаря Л. Эйлеру. Теория групп возникла в XVII в. из рукописи Э. Галуа, затем превратилась в стройную теорию в трудах Л. Эйлера, К. Гаусса, Ж. Лагранжа, Н. Абеля.

Теория графов и теория групп начали активно применяться в химии и физике во второй половине XX в.

В данном обзоре мы приведем приложения теории графов и теории групп в таких разделах математической химии, как структурная химия, органическая химия, химическая кинетика, химическая физика полимеров. Приложениям теории графов в химии посвящена обзорная книга под редакцией Р. Кинга [1].

Без теории графов никак не обойтись при исследовании металлоорганических каркасов, относящихся к координационным полимерам – соединениям, состоящим из повторяющихся звеньев, повторяющихся в одном, двух или трёх измерениях.

Полином Тутте предоставляет важную информацию о структуре графа. Полиномы Тутте способствуют лучшему пониманию свойств химических структур и имеют потенциальные приложения в химии и материаловедении.

Теория графов стала существенным подходом для изучения сложного поведения взаимодействий в белковых системах.

В математической физике будут приведены приложения теории графов и теории групп в физике частиц, кристаллографии, кристаллофизике, в изучении колебаний атомов, теории атомных спектров. Будут рассмотрены приложения к задачам квантовой механики таким, как теория атома, теория твердого тела, к классификации колебательных и электронных состояний кристалла.

Теория представлений групп используется для классификации состояний многоэлектронного атома. Приложением теории групп к квантовой механике является установление правил отбора в различных аспектах квантовой механики. Находят применение в квантовой физике точечные группы вращений и отражений, оставляющих некоторую точку инвариантной.

Теория групп находит применение в молекулярной, атомной физике и физике элементарных частиц.

Теория групп изучает свойства симметрии и вытекающие из них законы сохранения, которые позволяют получать утверждения, используемые в физике твердого тела. В начале двадцатого века это бурно развивающееся направление даже было названо «групповой чумой», угрожающей теории твердого тела.

Соображения групповой симметрии в квантовой механике помогают классифицировать и описывать трансформационные свойства волновых функций.

Применение теории графов и теории групп в химии

Как говорят химики, химия была одной из первых, кто воспринял идеи теории графов. Молекула химического вещества стала представляться графом, вершинами которого были атомы, а связями между атомами — ребра. Возможность формализации молекул на языке структурной химии с помощью графов позволяет методами теории графов определять число различных изомеров. Это позволило математику А. Кэли в 1874 г. решить классическую задачу структурной химии о перечислении изомеров углеводородов [2].

Математическая химия является разделом теоретической химии, в котором изучается применение математики к химическим задачам.

Основой математической химии является это математическое моделирование возможных химических процессов. В математической химии также исследуется зависимость этих процессов от свойств атомов и структуры молекул.

В математической химии возможно построение моделей без привлечения квантовой механики. Критерием истины в математической химии являются математическое доказательство, вычислительный эксперимент и сравнение результатов с экспериментальными данными [2]. Основным инструментом в математической химии является математическое моделирование с использованием вычислительной техники.

Теория графов применяется при исследовании металлоорганических каркасов [3] которые интересны из-за их сложных структур и из-за их прикладного значения в повышении производительности различных технологий. Они находят применение в технологиях хранения энергии, катализа. В работе [3] вычислены спектральные графовые энергии и энтропии металлоорганических каркасов, используя методы теории графов.

Металлоорганические каркасы представляют собой класс пористых полимеров, состоящих из металлических кластеров. Координационные сети, в том числе и металлоорганические каркасы, также относятся к координационным полимерам, то есть координационным соединениям, состоящим из периодически повторяющихся координационных звеньев и протяжённые в одном, двух или трёх измерениях [4].

В 1995 г. О. Яги продемонстрировал кристаллизацию металлоорганических структур [5]. Это стало прорывом, который проложил путь к созданию стабильных и кристаллических пористых материалов, что позволило создать точную конструкцию и повысить механическую стабильность, что дало возможность металлоорганическим структурам сохранять свою пористость в промышленных условиях.

Теория групп широко применяется в органической химии, теория графов используется для предсказания свойств сложных органических молекул [6]. Методы теории графов активно применяются в трех областях химии: структурная химия, химическая кинетика, химическая физика полимеров.

В последнее время теория групп нашла еще одно применение в области химических реакций, в основе которого лежит принцип сохранения орбитальной симметрии, предложенный Р. Вудвордом и Р. Хоффманом (последнему была присуждена Нобелевская премия по химии) [7].

В химической кинетике специалисты изображали кинетическую схему реакций с помощью стрелок, соединяющих вещества, и записывали механизм реакции за реакцией, рисуя тем самым граф сложной химической реакции.

Появились новые типы графов: для молекулярных превращений в качестве вершин рассматривались вещества, в качестве ребер — элементарные реакции; для некоторых графов в качестве вершин служили вещества и реакции.

Симметрия — очень распространенное явление в химии: практически все известные молекулы либо сами обладают симметрией какого-либо рода, либо содержат некоторые симметричные фрагменты [8]. Теория групп является эффективным инструментом для изучения симметричных систем.

Полином Тутте — это классический инвариант полиномиального графа, который предоставляет важную информацию о структуре графа. Полиномы Тутте применяются для силикатных

молекулярных сетей и бензоидных систем. Х. Чен вывел формулы для полициклических химических графов и определил явные аналитические выражения для числа деревьев, связанных подграфов, и ориентаций этих химических полициклических графов. Полиномы Тутте способствуют лучшему пониманию топологических свойств химических структур и имеют потенциальные приложения в химии и материаловедении [9].

Разрезом графа называется множество рёбер, образующих подграф, удаление которых делит граф на две или более компоненты. Метод разреза оказался чрезвычайно полезным в химической теории графов. В статье [10] метод разреза расширен на гиперграфы и применен к кубическим гиперграфам и гипердеревьям. Авторами статьи также разработаны расширения метода на гиперграфы, возникающие в химии [10].

Используемые в теоретической физике диаграммы Фейнмана оказались эффективными в химической кинетике и в химической физике полимеров.

При описании углеводородов молекулярные графы позволяют оценить число возможных изомеров. С помощью теории графов показано, что соединения атомов водорода и углерода с формулой C_nH_{2n+2} допускают всего два неизоморфных варианта при $n = 4$, которым соответствуют две различные углеводородные молекулы: бутан и изобутан. При $n = 5$ существует три изомера и при увеличении n число изомеров резко возрастает. Например, при $n = 20$, возможно существование 366319 изомеров [2]. То есть при исследовании молекулярных графов все большую роль играет вычислительная техника.

Будучи основным инструментом, теория графов, как математический формализм в математической химии, стала существенным подходом для изучения сложного поведения взаимодействий в белковых системах, включая методы, разработанные для доступа к функциям белков и их применения в биологии заболеваний. Определение структур происходит на основе графов, а также методологии, разработанных на уровнях узлов, подграфов и путей. С помощью графов решаются проблемы в многослойной сети, которая более реалистична в биологическом мире [11].

Применение теории графов и теории групп в физике. Кроме химии у теории графов появились новые приложения: теоретическая физика, кристаллография.

Физики в двадцатом веке стали активно применять математические методы, в частности, методы теории групп.

Теория групп нашла применение во многих областях физики. В современной физике частиц активно используются унитарные группы. Группы $SU(3)$ являются группами спиновых и изотопических преобразований, а также являются базовыми подгруппами групп преобразований слабых взаимодействий. В частности, в этих исследованиях активно используются матричные группы и представления унитарных групп. Унитарная группа $SU(3)$ является основой унитарной модели симметрии [12].

Приложения теории групп интенсивно используются в кристаллографии [12–17]. В монографии Л. В. Картоновой [14] рассматривается применение методов теории групп к изучению колебаний атомов, входящих в состав молекулы, относительно их положений равновесия. А. В. Гадолин на основе методов теории графов дал наглядное описание тридцати двух кристаллографических групп [14].

Структура обычного периодического кристалла может быть описана его элементарной ячейкой, в которой задается определенное распределение атомов, и которая затем размножается на все пространство с помощью подгруппы трехмерных трансляций. Современная кристаллофизика изучает квазикристаллы, структура которых может быть описана аналогично, но вместо одной элементарной ячейки используют группу ячеек, а для заполнения ячейками всего пространства используют итерационные алгоритмы [18].

Теория групп служит для объяснения важнейших характеристик атомных спектров [15]. При рассмотрении конкретных задач теория групп позволяет делать выводы о поведении системы без использования сложных вычислений, только на основе представления о симметрии систе-

мы. Такие предсказания существенны при изучении спектров. Что касается получаемых уровней, то известны их свойства симметрии. Поэтому каждому уровню соответствуют три представления: одно представление симметрической группы, одно — группа вращений и одно — группа отражений.

Взаимосвязь математики и физики иллюстрирует научная деятельность И. Кеплера. Так, в области астрономии он установил и математически описал основные законы небесной механики.

Теория групп находит приложения к задачам квантовой механики таким, как теория атома, теория твердого тела, квантовая химия [19].

Основные принципы применения теории групп в квантовой механике были сформулированы в тридцатые годы двадцатого века. Однако после некоторого периода недоверия к теории групп как средства исследования физических систем, только в середине прошлого века началось активное применение теории групп [15]. Как писал Е. Вигнер, точное решение квантово-механических уравнений настолько трудно, что с помощью прямых вычислений можно получить лишь весьма грубые приближения к точным решениям. Поэтому часто оказывается полезным вывести значительную часть квантово-механических результатов из рассмотрения основных свойств симметрии таких уравнений [15].

Наиболее важными для квантовой механики являются группы координатных преобразований (группы симметрии) и группы перестановок. Группы перестановок применяются для систем с конечным числом элементов. Группы симметрии нелинейных молекул дискретны и конечны, а группы симметрии атомов и линейных молекул непрерывны и бесконечны. Группы, описывающие трансляционную симметрию атомов в кристаллах дискретны и бесконечны [7].

Неприводимые представления групп используются для классификации колебательных и электронных состояний кристалла.

В этих представлениях кристалл рассматривается в качестве системы материальных частиц, которые совершают малые колебания относительно своих положений равновесия. Если предполагать, что положения равновесия частиц образуют конфигурацию, обладающую симметрией группы G , то декартовы составляющие смещений частиц преобразуются по некоторому приводимому представлению этой группы.

При изучении нормальных колебаний кристалла кроме соображений симметрии можно опираться на свойства спектра его собственных частот.

При классификации электронных состояний кристалла дополнительно предполагается, что ядра атомов фиксированы в узлах решетки.

Методы теории групп применяются к упрощенным моделям рассматриваемых задач классификации.

Основным методом приближенного рассмотрения является метод самосогласованного поля. В этом методе задача о взаимодействующих электронах сводится к одноэлектронной, взаимодействие с электроном приближенно заменяется взаимодействием с некоторым полем, обладающим симметрией кристалла. Вопрос о том, насколько хороши решения, полученные при помощи теории групп, решается сравнением с практикой.

Иногда групповые представления не могут вполне объяснить некоторых из наблюдаемых свойств. Например, было обнаружено, что нарушение симметрии происходит при наложении внешнего магнитного поля. В данном конкретном случае было высказано предположение, что волновая функция электрона преобразуется при вращениях по другому представлению группы. Находят применения свойства представлений групп $S(n)$, $O^+(3)$, $U(n)$ и их подгрупп.

Полученные в теории представлений результаты используются для классификации состояний многоэлектронного атома.

Одним из важных приложений теории групп к квантовой механике является установление правил отбора, под которыми понимают критерий, позволяющий судить, может ли быть отличным от нуля матричный элемент некоторого оператора, если известно, по каким представлени-

ям рассматриваемой группы преобразуется этот оператор и волновые функции. В теории излучения этот критерий применяется к матричному элементу оператора взаимодействия с электромагнитным полем и используется для определения вероятности перехода квантомеханической системы из одного стационарного состояния в другое [20]. Свои правила отбора разрабатываются для исследования рассеяния света молекулами, поглощения и излучения света атомами [21].

Широкий обзор применения теории групп в молекулярной, атомной физике и физике элементарных частиц содержится в книге Л. Мишель и М. Шааф [22]. Физические приложения позволяют математикам узнать, какие математические понятия играют наиболее существенную роль в современной физике. В то же время приложения дают физикам возможность изложения основ теории в несколько необычном для них аспекте с использованием самого современного математического языка. Обзор М. Шаафа из второй части книги [22], посвящен наиболее важной для физики элементарных частиц и довольно интересной с математической точки зрения группе – группе движений четырехмерного псевдоевклидова пространства (неоднородная группа Лоренца, или группа Пуанкаре). М. Шааф рассматривает неприводимые унитарные представления группы Пуанкаре и ее подгрупп.

Для описания адронов в первом приближении используется симметрия $SU(3)$ и симметрии более высокие, такие как прямое произведение $SU(3) \times SU(3)$. Эта симметрия становится точной в случае пренебрежения массой O^- -мезонов. Это приближение соответствует подгруппе $SU(2) \times SU(2) \times U(1)$ группы $SU(3) \times SU(3)$ [10].

Метод аппроксимации принимает во внимание наиболее характерные и важные свойства системы, к которым относятся свойства симметрии, вытекающие из них законы сохранения. Многие утверждения, используемые в физике твердого тела, в сущности, только на них и основаны. При сужении физической задачи к исследованию составляющей ее основу симметрии возможно изучения только частичной информации о веществе, однако полученная информация в этом случае будет точной в зависимости от точности наших представлений о симметрии. Хорошо развитый раздел теории симметрии как раз и называется теорией групп. В тридцатых годах двадцатого века пошли разговоры о «групповой чуме», угрожающей теории твердого тела [23].

Находят применение в квантовой физике точечные группы вращений и отражений, оставляющих некоторую точку инвариантной. Все оси вращения пересекаются в этой точке и все плоскости отражений ее содержат. Циклическая группа C_n используется для рассмотрения вращений на угол $2\pi/n$. Группа D_n получается из группы C_n присоединением к ней оси второго порядка, перпендикулярной к n -кратной оси [23].

Теория групп дает возможность единообразного подхода к большому числу задач физики твердого тела, в которых важны свойства трансляционной и вращательной симметрии решетки.

Теория групп дает точный математический язык для описания симметрии, классификации свойств сложных систем.

Соображения симметрии в квантовой механике помогают классифицировать состояния и описывать трансформационные свойства волновых функций [24].

Многие молекулярные системы обладают той или иной пространственной симметрией. Это обстоятельство позволяет значительно упростить процесс решения уравнения Шредингера, используя аппарат теории групп. Применение теории групп при решении уравнения Шредингера основано на выделении тех сторон и особенностей решений, которые обусловлены только симметрией системы, симметрией поля, в котором движутся электроны. Последовательный учет симметрии необходим для классификации одноэлектронных состояний и состояния всей системы. Эта классификация опирается на теорию представлений групп. Особо важную роль теория групп приобретает при установлении правил отбора для переходов между различными

состояниями и при рассмотрении расщепления термов, когда симметричная система подвергается воздействию внешних возмущений, обладающих более низкой симметрией [25].

Для исследований в современной авиационной науке активно используются математические модели. Для решения задач прочности, исследования упругих и пластических деформаций элементов конструкции самолёта полезны методы теории групп, уравнений математической физики, дифференциальных уравнений, комплексного анализа, вычислительной математики. Задача решения дифференциальных уравнений, описывающих явления природы, в том числе численными методами, является центральной во взаимодействии физики и математики.

Заключение

Рассмотрены приложения математики, в частности, теории графов и теории групп в физике и химии.

Благодарности. Работа выполнена в рамках государственного задания Института вычислительного моделирования СО РАН (базовый проект FWES-2024-0025). Работа поддержана Красноярским математическим центром, финансируемым Минобрнауки РФ (Соглашение 075-02-2025-1790).

Acknowledgment. The work was performed in the framework of the state assignment of Institute of Computational Modelling of Siberian Branch of RAS, project FWES-2024-0025. This work is supported by the Krasnoyarsk Mathematical Center and financed by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Agreement No. 075-02-2025-1790).

Библиографические ссылки

1. Химические приложения топологии и теории графов. М. : Мир, 1987. 560 с.
2. Применение теории графов в химии. Новосибирск : Наука, 1968. 306 с.
3. Mathematical techniques for graph descriptors, entropies, spectra, and properties of oxalate-based metal organic frameworks / M. Arockiaraj, J. Fiona, C. Doss et al. // Journal of Mathematical Chemistry. 2025. Vol. 63. P. 787–815.
4. Terminology of metal-organic frameworks and coordination polymers / S. R. Batten, N. R. Champness, X. M. Chen et al. // Pure and Applied Chemistry. 2013. Vol. 85 (8). P. 1715–1724.
5. Yagi O. M., Guangming L., Hailian L. Selective binding and removal of guests in a microporous metal-organic framework // Nature. 1995. Vol. 378 (6558). P. 703–706.
6. Некрылов С. С., Кузьмин С. Ю. Математика на службе у химии или использование математических законов в химических процессах // Современные наукоемкие технологии. 2014. № 5-2. С. 227–228.
7. Фларри Р. Группы симметрии. Теория и химические приложения. М. : Мир, 1983. 397 с.
8. Харгиттаи И., Харгиттаи М. Симметрия глазами химика. М. : Мир, 1989. 496 с.
9. Chen H. Tutte polynomials for some chemical polycyclic graphs // Journal of Mathematical Chemistry. 2024. Vol. 62. P. 2625–2650.
10. Klavžar S., Romih G. The cut method on hypergraphs for the Wiener // Journal of Mathematical Chemistry. 2023. Vol. 63. P. 1592–1603.
11. Ziyun Zhou Guang Hu Applications of graph theory in studying protein structure, dynamics, and interactions // Journal of Mathematical Chemistry. 2024. Vol. 62. P. 2562–2580.
12. Любарский Г. Я. Теория групп и ее применение в физике : курс лекций для физиков-теоретиков. М. : URSS, Ленанд, 2014. 360 с.
13. Иванов Е. Н. Теория групп и ее приложения в физике. М. : МИЭТ, 2006. 160 с.
14. Картонова Л. В. Основы кристаллографии. Владимир : Владимирский гос. ун-т им. А. Г. и Н. Г. Столетовых, 2015. 80 с.
15. Вигнер Э. Теория групп и ее приложения к квантово-механической теории атомных спектров М. : Иностранная литература. 1961. 452 с.

16. Артамонов В. А., Словохотов Ю. Л. Группы и их приложения в физике, химии, кристаллографии. М. : Академия, 2005. 512 с.
17. Хамермеш М. Теория групп и ее применение к физическим проблемам. Изд. 3-е. М. : Либроком, 2010. 584 с.
18. Мадисон А. Е., Мадисон П. А., Мошников В. А. Концепция элементарных ячеек в теории квазикристаллов // Журнал технической физики. 2024. Т. 94, вып. 4. С. 561–574.
19. Петрашень М. И., Трифонов Е. Д. Применение теории групп в квантовой механике. М. : Эдиториал УРСС, 2000. 280 с.
20. Вейль Г. Теория групп и квантовая механика. М. : Наука, 1986. 496 с.
21. Хейне В. Теория групп в квантовой механике. М. : Иностранная литература. 1963. 524 с.
22. Мишель Л., Шааф М. Симметрия в квантовой физике : пер. с англ. М. : Мир, 1974. 250 с.
23. Нокс Р., Голд А. Симметрия в твёрдом теле. Пер. с англ. М. : Наука, 1970. 424 с.
24. Эллиот Дж., Добер П. Симметрия в физике. М. : Мир, 1983. Т. 1. 410 с.
25. Болотин А. Б., Степанов Н. Ф. Теория групп и её применения в квантовой механике молекул. М. : Изд-во Московского университета. 1973. 229 с.

References

1. *Khimicheskiye prilozheniya topologii i teorii grafov* [Chemical applications of topology and graph theory]. Moscow, Mir Publ., 1987, 560 p.
2. *Primeneniye teorii grafov v khimii* [Application of graph theory in chemistry]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1968, 306 p.
3. Arockiaraj M., Fiona J., Doss C., Balasubramanian K. Mathematical techniques for graph descriptors, entropies, spectra, and properties of oxalate-based metal organic frameworks. *Journal of Mathematical Chemistry*. 2025, Vol. 63, P. 787–815.
4. Batten S. R., Champness N. R., Chen X. M., Garcia-Martinez J., Kitagawa S., Öhrström L., O'Keeffe M., Suh M. P., Reedijk J. Terminology of metal-organic frameworks and coordination polymers. *Pure and Applied Chemistry*. 2013, Vol. 85 (8), P. 1715–1724.
5. Yagi O. M.; Li Guangming; Li Hailian. Selective binding and removal of guests in a microporous metal-organic framework. *Nature*. 1995, Vol. 378 (6558), P. 703–706.
6. Nekrylov S. S., Kuzmin S. Yu. Mathematics in the service of chemistry or the use of mathematical laws in chemical processes // Modern science-intensive technologies. 2014, No. 5-2, P. 227–228.
7. Flurry R. Symmetry groups. Theory and chemical applications. Moscow, Mir Publ., 1983, 397 p.
8. Hargittai I., Hargittai M. Symmetry through the eyes of a chemist. Moscow, Mir Publ., 1989, 496 p.
9. Chen H. Tutte polynomials for some chemical polycyclic graphs // *Journal of Mathematical Chemistry*. 2024, Vol. 62, P. 2625–2650.
10. Klavžar S., Romih G. The cut method on hypergraphs for the Wiener. *Journal of Mathematical Chemistry*. 2023, Vol. 61, P. 1592–1603.
11. Ziyun Zhou Guang Hu Applications of graph theory in studying protein structure, dynamics, and interactions. *Journal of Mathematical Chemistry*. 2024, Vol. 62, P. 2562–2580.
12. Lyubarskii G. Ya. *Teoriya grupp i yeye prilozheniya v fizike* [Group theory and its applications in physics]. Moscow, Gostekhizdat Publ., 1957, 354 p.
13. Ivanov E. N. *Teoriya grupp i yeye prilozheniya v fizike* [Group theory and its applications in physics]. Moscow, MIET Publ., 2006, 160 p.
14. Kartonova L. V. *Osnovy kristallografii* [Fundamentals of crystallography]. Vladimir, Vladimir State University named after A.G. and N.G. Stoletov Publ., 2015, 80 p.
15. Wigner E. *Teoriya grupp i yeye prilozheniya k kvantovo-mekhanicheskoy teorii atomnykh spektrov* [Group theory and its applications to the quantum-mechanical theory of atomic spectra]. Moscow, Foreign Literature Publ., 1961, 444 p.

16. Artamonov V. A., Slovokhotov Yu. L. *Gruppy i ikh prilozheniya v fizike, khimii, kristallografii: Uchebnik dlya studentov vuzov* [Groups and their applications in physics, chemistry, crystallography: Textbook for students of higher educational institutions]. Moscow, Academy Publ., 2005, 512 p.
17. Hammermesh M. *Teoriya grupp i yeye primeneniye k fizicheskim problemam* [Group theory and its application to physical problems]. Moscow, Mir Publ., 1966, 588 p.
18. Madison A. E., Madison P. A., Moshnikov V. A. The concept of unit cells in the theory of quasicrystals // *Journal of Technical Physics*. 2024, Vol. 94, Iss. 4, P. 561–574.
19. Petrashen M. I., Trifonov E. D. *Primeneniye teorii grupp v kvantovoy mekhanike* [Application of group theory in quantum mechanics]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2000, 280 p.
20. Weyl G. *Group Theory and Quantum Mechanics*. Moscow, Nauka Publ., 1986, 496 p.
21. Heine W. *Teoriya grupp v kvantovoy mekhanike* [Group Theory in Quantum Mechanics]. Moscow, Foreign Literature Publ., 1963, 524 p.
22. Michel L., Schaaf M. *Simmetriya v kvantovoy fizike* [Symmetry in quantum physics]. Moscow, Mir Publ., 1974, 250 p.
23. Knox R. Gold A. *Simmetriya v tvordom tele* [Symmetry in solids. Trans. from English]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 424 p.
24. Elliot J., Dauber P. *Simmetriya v fizike* [Symmetry in physics]. Moscow, Mir Publ., 1983, Vol. 1, 410 p.
25. Bolotin A. B., Stepanov N. F. *Group theory and its applications in quantum mechanics of molecules*. Moscow, Moscow University Moscow, 1973, 229 p.

© Сенашов В. И., 2025

Сенашов Владимир Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: sen1112home@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0001-8487-5688>

Senashov Vladimir Ivanovich – Dr. Sc., professor, leader researcher of Institute of Computational Modelling; Siberian Branch of RAS. E-mail: sen1112home@mail.ru. <https://orcid.org/0000-0001-8487-5688>

Статья поступила в редакцию 04.04.2025; принята к публикации 23.04.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 04.04.2025; accepted for publication 23.04.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-343-349

Для цитирования: Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Кручение упругопластического стержня, нагруженного давлением вдоль образующей // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 343–349. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-343-349.

For citation: Senashov S. I., Savostyanova I. L. [Turn of an elastic-plastic rod under pressure that varies linearly along the forming]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 343–349. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-343-349.

Кручение упругопластического стержня, нагруженного давлением вдоль образующей

С. И. Сенашов*, И. Л. Савостьянова

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

*E-mail: sen@sibsau.ru

Аннотация. Статья продолжает серию статей, посвященных использованию метода законов сохранения дифференциальных уравнений для решения задач механики деформируемого твердого тела.

Упругопластические задачи в механике деформируемого твердого тела учитывают нелинейную связь между напряжениями и деформациями под действием различных нагрузок. Такие задачи возникают в конструкциях, где материалы характеризуются различными физическими свойствами. Учет упругопластических деформаций важен для прогнозирования работы конструкций, а также для обеспечения их долговечности.

В настоящее время решение упругопластических задач продолжает оставаться в центре внимания исследователей. Появляются новые аналитические подходы к решению этих задач, совершенствуются численные методы. Авторы вносят свой вклад в решение задач механики деформируемого твердого тела с помощью законов сохранения. Использование законов сохранения позволяет свести нахождение компонент тензора напряжений в каждой точке к контурному интегралу по границе рассматриваемой области, что дает возможность построить ранее неизвестную упругопластическую границу.

В статье рассматривается упругопластический стержень постоянного поперечного сечения, который находится под действием линейного гидростатического давления и пары сил, которые скручивают его вокруг центральной оси, совпадающей с осью Oz. Боковая поверхность стержня свободна от напряжений и находится в пластическом состоянии. Построенные законы сохранения позволяют найти компоненты тензора напряжений, которые, в свою очередь, позволяют определить упругопластическую границу в рассматриваемом стержне.

Ключевые слова: законы сохранения дифференциальных уравнений, упругопластичность, кручение.

Turn of an elastic-plastic rod under pressure that varies linearly along the forming

S. I. Senashov*, I. L. Savostyanova

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

*E-mail: sen@sibsau.ru

Abstract. The article continues a series of articles devoted to the use of the method of conservation laws of differential equations for solving problems in the mechanics of deformable solids.

Elastoplastic problems in the mechanics of a deformable solid take into account the nonlinear relationship between stresses and deformations under the influence of various loads. Such problems arise in structures where materials are characterized by different physical properties; taking into account elastic-plastic deformations is important for predicting the operation of structures, as well as for ensuring their durability.

Currently, solutions to elastoplastic problems continue to be the focus of researchers' attention. New analytical approaches to solving these problems are emerging, and numerical methods are being improved. The authors contribute to solving the problems of mechanics of deformable solids using conservation laws. The use of conservation laws makes it possible to reduce the finding of the stress tensor components at each point to a contour integral along the boundary of the region under consideration, which makes it possible to construct a previously unknown elastoplastic boundary.

The article considers an elastoplastic rod of constant cross-section, which is under the influence of linear hydrostatic pressure and a pair of forces that twist it around a central axis coinciding with the oz axis. The lateral surface of the rod is stress-free and in a plastic state. The constructed conservation laws allow us to find the components of the stress tensor. The components of the stress tensor make it possible to determine the elastoplastic boundary in the rod under consideration.

Keywords: conservation laws of differential equations, elastoplasticity, torsion.

Введение

В предлагаемой работе используются законы сохранения дифференциальных уравнений. Их использование позволяет свести нахождение компонент тензора напряжений в каждой точке к контурному интегралу по границе рассматриваемой области, а это дает возможность построить упругопластическую границу. При этом предполагается, что граница является кусочно-гладкой.

Упругопластические задачи, в силу их практической важности, уже давно изучаются механиками. Основной проблемой, которая возникает при решении таких задач, является определение упругопластической границы. Условие пластичности накладывает дополнительную связь, и это, по словам Г. П. Черепанова [1], упрощает задачу. С другой стороны, возникает новый неизвестный элемент: упругопластическая граница, затрудняющая решение.

В настоящее время решение упругопластических задач продолжает оставаться в центре внимания исследователей. Появляются новые аналитические подходы к их решению, совершенствуются численные методы. Проведем краткий обзор таких работ. В [2] с помощью законов сохранения решена задача о кручении упругопластического стержня, армированного упругими волокнами. Для решения задачи используются законы сохранения. В [3] рассмотрен упругопластический коробчатый брус, который изгибается поперечной силой. Предполагается, что деформации в стержне упругопластические и боковая поверхность его свободна от напряжений. Центр тяжести поперечного сечения не совпадает с точкой приложения силы. С помощью законов сохранения построено точное решение, описывающее напряженное состояние этой конструкции, которое вычисляется в каждой точке рассмотренной фигуры с помощью интегралов по внешним контурам поперечного сечения. В [4] исследуется упругопластическое кручение многослойного стержня, который состоит из нескольких слоев. Упругие свойства слоев различны, но коэффициент пластичности у всех слоев одинаков. В статье построены законы сохранения, позволившие вычислить компоненты тензора напряжений с помощью контурных интегралов по границе слоев. В [5] рассматривается упругопластическое кручение анизотропного трехслойного цилиндрического стержня некругового поперечного сечения. Внутренний слой стержня находится в упругопластическом состоянии, два внешних слоя полностью пластические. Предполагается пластическая анизотропия. Параметры анизотропии каждого слоя

различны. В [6] рассмотрено решение задачи определения упругопластического состояния тяжелого пространства, ослабленного отверстием эллиптической формы. Материал среды обладает свойствами анизотропии. Решение задачи выполнялось методом малого параметра. Кручение двухслойного стержня коробчатого сечения рассмотрено в [7]. В [8] численными методами рассчитывается напряженно-деформированное состояние связующего композитных материалов. Расслоения стальных труб при сложном нагружении моделируются в [9]. Упругопластический анализ круговой трубы, вывернутой наизнанку, проведен в [10]. В [11] изучается влияние типа плоской задачи для упругопластического адгезионного слоя на значение J -интегралов. В [12] в рамках одной модели больших упругопластических деформаций рассматривается нестационарная динамика среды, не связанная с дополнительным накоплением пластических деформаций к уже имеющимся. Показано, что в общем случае каждая из упругих волн может сопровождаться скачкообразным поворотом пластических деформаций. В [13] изучен процесс производства необратимых деформаций во вращающемся цилиндре, изготовленном из материала с упругими вязкими и пластическими свойствами.

Постановка задачи

Имеется упругопластический стержень постоянного поперечного сечения, который находится под действием линейного гидростатического давления и пары сил, которые скручивают его вокруг центральной оси, совпадающей с осью oz .

Предполагаем, что выполнены следующие условия

$$\begin{aligned}\sigma_x = -\lambda z + C, \sigma_y = -\lambda z + C, \sigma_z = -\lambda z + C, \tau_{xy} = 0, \\ \tau_{xz} = u(x, y), \tau_{yz} = v(x, y),\end{aligned}\quad (1)$$

В этом случае уравнения, описывающие упругую деформацию в стационарном случае, имеют вид

$$u_x + v_y = \lambda, \quad v_x - u_y = -2\alpha. \quad (2)$$

Система (2) состоит из уравнения равновесия и уравнения совместности упругих деформаций.

В пластической области система имеет вид

$$u_x + v_y = \lambda, \quad u^2 + v^2 = k^2. \quad (3)$$

Здесь $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$ – компоненты тензора напряжений; $\lambda, \alpha = G\theta, k$ – постоянные; G – модуль упругости; θ – угол кручения; k – постоянная пластичности, равная пределу текучести при чистом сдвиге.

Предполагается, что боковая поверхность стержня свободна от напряжений и находится в пластическом состоянии, поэтому систему (1) следует решать со следующими граничными условиями

$$un_1 + vn_2|_L = 0, \quad u^2 + v^2 = k^2. \quad (4)$$

Здесь n_1, n_2 – компоненты вектора внешней нормали к кусочно-гладкому внешнему контуру L , ограничивающему конечную область S .

Замечание 1. Если $\alpha = 0$, задача (4) для системы уравнений (2) с точностью до обозначений совпадает с задачей [1]. В [1] показано, что в этом случае для задачи (2)–(4) решение существует и единственно, если стержень имеет овальное сечение и $-1/\lambda > k / GR_{\min}$, где $R_{\min}$ – минимальный радиус кривизны кривой L .

Замечание 2. Случай, когда $\lambda = 0, \alpha \neq 0$ соответствует классическому случаю упруго-пластического кручения, рассматриваться не будет. Рассмотрению его посвящена работа [1].

Для удобства запишем уравнения (2) в виде

$$F_1 = u_x + v_y - \lambda = 0, F_2 = -u_y + v_x + 2\alpha = 0, \quad (5)$$

решим краевую задачу (2), (4) с помощью законов сохранения.

Законы сохранения системы уравнений (2)

Определение. Законом сохранения для системы уравнений (2) назовем выражение вида

$$A_x + B_y = \omega_1 F_1 + \omega_2 F_2, \quad (6)$$

где ω_1, ω_2 – линейные дифференциальные операторы, одновременно не равные нулю тождественно.

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

$\alpha^1, \beta^1, \gamma^1, \alpha^2, \beta^2, \gamma^2$ – некоторые гладкие функции, зависящие только от x, y .

Замечание 3. Более общее определение закона сохранения, подходящее для произвольных систем уравнений, можно найти в [14].

Из (6) с учетом (7) получаем

$$\begin{aligned} \alpha_x^1 u + \alpha^1 u_x + \beta_x^1 v + \beta^1 v_x + \gamma_x^1 + \alpha_y^2 u + \alpha^2 u_y + \beta_y^2 v + \beta^2 v_y + \gamma_y^2 = \\ = \omega_1 (u_x + v_y - \lambda) + \omega_2 (-u_y + v_x + 2\alpha). \end{aligned} \quad (8)$$

Из (8) следует

$$\alpha_x^1 + \alpha_y^2 = 0, \quad \beta_x^1 + \beta_y^2 = 0, \quad \alpha^1 = \omega_1, \quad \beta^1 = \omega_2, \quad \alpha^2 = -\omega_2, \quad \beta^2 = \omega_1, \quad \gamma_x^1 + \gamma_y^2 = -\lambda\omega_1 + 2\alpha\omega_2.$$

Отсюда получаем

$$\alpha^1 = \beta^2, \quad \alpha^2 = -\beta^1. \quad (9)$$

Поэтому

$$\alpha_x^1 - \beta_y^1 = 0, \quad \alpha_y^1 + \beta_x^1 = 0, \quad \gamma_x^1 + \gamma_y^2 = -\lambda\alpha^1 + 2\alpha\beta^1. \quad (10)$$

Из приведённых формул следует, что система уравнений (2) допускает бесконечно много законов сохранения; далее будут приведены только те, которые позволяют решить поставленную задачу.

Сохраняющийся ток имеет вид

$$A = \alpha^1 u + \beta^1 v + \gamma^1, \quad B = -\beta^1 u + \alpha^1 v + \gamma^2.$$

Из (6) по формуле Грина получаем

$$\iint_S (A_x + B_y) dx dy = \oint_L -A dy + B dx = 0, \quad (11)$$

где S – область, ограниченная кривой L .

Решение задачи (2), (4)

Для нахождения значений u, v внутри области S необходимо построить решения системы (10), имеющие особенности в произвольной точке $(x_0, y_0) \in S$.

Первое из таких решений имеет вид

$$\begin{aligned}\alpha^1 &= \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \quad \beta^1 = \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \\ \gamma^1 &= 2\alpha \int \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} dx = 2\alpha \operatorname{arctg} \frac{x-x_0}{y-y_0}, \\ \gamma^2 &= -\lambda \int \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} dy = -\lambda \operatorname{arctg} \frac{y-y_0}{x-x_0}.\end{aligned}\quad (12)$$

В точке $(x_0, y_0) \in S$ функции α^1, β^1 имеют особенности, поэтому окружим эту точку окружностью

$$\varepsilon: (x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 = \varepsilon^2.$$

Тогда из формулы (11) получаем

$$\oint_L -A dy + B dx + \oint_\varepsilon -A dy + B dx = 0, \quad (13)$$

вычислим последний интеграл в формуле (13). Имеем

$$\begin{aligned}\oint_\varepsilon -A dy + B dx &= \oint_\varepsilon \left(-\frac{u(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} - \frac{v(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma^1 \right) dy + \\ &+ \left(-\frac{u(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} - \frac{v(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} + \gamma^2 \right) dx.\end{aligned}$$

Введем новые координаты $x-x_0 = \varepsilon \cos \varphi, \quad y-y_0 = \varepsilon \sin \varphi$. Получаем

$$\begin{aligned}\oint_\varepsilon -A dy + B dx &= \int_0^{2\pi} [-(u \cos \varphi + v \sin \varphi) \cos \varphi - (u \sin \varphi + v \cos \varphi) \sin \varphi] d\varphi = \\ &= -\int_0^{2\pi} u d\varphi = -2\pi u(x_0, y_0).\end{aligned}\quad (14)$$

Последнее равенство получено по теореме о среднем при $\varepsilon \rightarrow 0$.

Для окончательного построения решения найдем значения u, v на границе L . Из формулы (13) получаем

$$2\pi u(x_0, y_0) = \oint_L (-\alpha^1 n_2 + \beta^1 n_1 + \gamma^1) dy + (\beta^1 n_2 + \alpha^1 n_1 + \gamma^2) dx. \quad (15)$$

Второе решение системы уравнений (10) возьмем в виде

$$\begin{aligned}\alpha^1 &= \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \quad \beta^1 = -\frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \\ \gamma^1 &= -\lambda \int \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} dx = -\lambda \operatorname{arctg} \frac{x-x_0}{y-y_0}, \\ \gamma^2 &= -2\alpha \int \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} dy = -2\alpha \operatorname{arctg} \frac{y-y_0}{x-x_0}.\end{aligned}\quad (16)$$

Проделав выкладки, аналогичные выкладкам, проделанным с решением (12), получаем

$$2\pi v(x_0, y_0) = \oint_L (-\alpha^1 n_2 + \beta^1 n_1 + \gamma^1) dy + (\beta^1 n_2 + \alpha^1 n_1 + \gamma^2) dx. \quad (17)$$

Заключение

В работе построены законы сохранения для системы уравнений (2), описывающие кручение упругопластического стержня, находящегося под действием давления, линейно меняющегося вдоль образующей. Используя построенные законы сохранения, найдены компоненты тензора напряжений σ_{xz}, σ_{yz} по формулам (15) и (17), которые позволяют определить упругопластическую границу в рассматриваемом стержне.

Библиографические ссылки

1. Аннин Б. Д., Черепанов Г. П. Упругопластическая задача. Новосибирск : Наука, 1983. 238 с.
2. Евтихов Д. О. Упругопластическая граница скручиваемого стержня, армированного волокнами // Вестник ЧГПУ. 2024. № 4(62). С. 53–62.
3. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Изгиб упругопластического бруса коробчатого сечения // Вестник ЧГПУ. 2024. № 1 (59). С. 107–115.
4. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Упругопластическое кручение многослойного стержня // Вестник ЧГПУ. 2023. № 2 (56). С. 28–36.
5. Щеглова Ю. Д. Метод возмущений при определении поля перемещений трехслойного анизотропного цилиндрического стержня некругового поперечного сечения при упругопластическом кручении // Вестник ЧГПУ. 2023. № 4 (58). С. 5–14.
6. Матвеев С. В., Матвеева А. Н., Александров А. Х. Упругопластическое состояние анизотропной среды, ослабленной горизонтальной эллиптической полостью с учетом силы тяжести // Вестник ЧГПУ. 2023. № 1 (55). С. 46–52.
7. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Власов А. Ю. Кручение двухслойного стержня с коробчатым сечением // ПМТФ. 2024. Т. 65, вып. 3. С. 161–168.
8. Ракин С. И. Расчет напряженно-деформированного состояния связующего композитных материалов // ПМТФ. 2024. Т. 65, вып. 2. С. 127–137.
9. Кургузов В. Д. Моделирование расслоения стальных труб при сложном нагружении // ПМТФ. 2023. Т. 64, вып. 6. С. 155–167.
10. Севастьянов Г. М. Упругопластический анализ круговой трубы, вывернутой наизнанку // Изв. РАН МТТ. 2024. № 3. С. 34–50.
11. Влияние типа плоской задачи для тонкого упругопластического адгезионного слоя на значение J -интегралов / В. Э. Богачева, В. В. Глаголева, Л. В. Глаголев, А. А. Маркин // ПМТФ. 2023. Т. 64, вып. 6. С. 168–175.
12. Рагозина В. Е., Дудко О. В. Некоторые свойства упругой динамики среды с предварительными большими необратимыми деформациями // СибЖИМ. 2019. Т. 22, № 1 (77). С. 93–101.
13. Фирсов С. В., Прокудин А. Н., Буренин А. А. Ползучесть и пластическое течение во вращающемся цилиндре с жестким включением // СибЖИМ. 2019. Т. 22, № 4 (80). С. 121–133.
14. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws // Acta Appl. Math. 1984. No. 6. P. 56–64.

References

1. Annin B.D., Cherepanov G.P. *Uprugo – plasticheskaya zadacha* [Elastic-plastic problem]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983, 238 p.
2. Evtikhov D. O. [Elastic-plastic boundary of a twisted rod reinforced with fiber]. *Vestnik ChSPU*. 2024, No. 4 (62), P. 53–62 (In Russ.).
3. Senashov S. I., Savostyanova I. L. [Flexure of an elastic-plastic box-section beam]. *Vestnik ChSPU*. 2024, No. 1 (59), P. 107–115 (In Russ.).

4. Senashov S. I., Savostyanova I. L. [Elastic-plastic torsion of a multilayer rod]. *Vestnik ChSPU*. 2023, No. 2(56), P. 28–36 (In Russ.).
5. Shcheglova Yu. D. [Method of perturbations in determining the displacement field of a three-layer anisotropic cylindrical rod of non-circular cross-section during elastoplastic torsion]. *Vestnik ChSPU*. 2023, No. 4 (58), P. 5–14 (In Russ.).
6. Matveev S. V., Matveeva A. N., Alexandrov A. H. [The elastic-plastic state of an anisotropic medium weakened by a horizontal elliptical cavity taking into account gravity]. *Vestnik ChSPU*. 2023, No. 1 (55), P. 46–52 (In Russ.).
7. Senashov S. I., Savostyanova I. L., Vlasov A. Yu. [Torsion of a two-layer rod with a box section]. *PMTF*. 2024, Vol. 65, No. 3, P. 161–168 (In Russ.).
8. Rakin S. I. [Calculation of the Stress-Strain State of the Binder of Composite Material]. *PMTF*. 2024, Vol. 65, No. 2, P. 127–137 (In Russ.).
9. Kurguzov V. D. [Modeling of Steel Pipe Delamination under Complex Loading]. *PMTF*. 2023, Vol. 64, No. 6, P. 155–167 (In Russ.).
10. Sevastyanov G. M. [Elastic – plastic analysis of a circular tube turned inside out] *Izv. RAS MTT*, 2024, No. 3, pp. 34–50 (In Russ.).
11. Bogacheva V. E., Glagoleva V. V., Glagolev L. V., Markin A. A. [Influence of type a planar problem for a thin elastic-plastic adhesive layer on the value of J-integrals]. *PMTF*. 2023, Vol. 64, No. 6, P. 168–175 (In Russ.).
12. Ragozina V. E., Dudko O. V. [Some properties of the elastic dynamics of a medium with preliminary large irreversible deformations]. *SibZHIM*. 2019, Vol. 22, No. 1 (77), P. 93–101 (In Russ.).
13. Firsov S. V., Prokudin A. N., Burenin A. A. [Creep and plastic flow in a rotating cylinder with a rigid inclusion]. *SibZHIM*. 2019, Vol. 22, No. 4 (80), P. 121–133 (In Russ.).
14. Vinogradov A. M. Local symmetries and conservation laws. *Acta Appl. Math.* 1984. No. 6, P. 56–64.

© Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., 2025

Сенашов Сергей Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры высшей математики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0001-5542-4781>.

Савостьянова Ирина Леонидовна – доктор физико-математических наук, заместитель директора научно-образовательного центра «Институт космических исследований и высоких технологий»; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ruppa@inbox.ru. <https://orcid.org/0000-0002-9675-7109>.

Senashov Sergey Ivanovich – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of Higher Mathematics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0001-5542-4781>.

Savostyanova Irina Leonidovna – Dr. Sc., Deputy Director of the Research and Education Center “Institute of Space Research and High Technologies”; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ruppa@inbox.ru. <https://orcid.org/0000-0002-9675-7109>.

Статья поступила в редакцию 01.09.2025; принята к публикации 03.09.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 01.09.2025; accepted for publication 03.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



УДК 621.438.577.4

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367

Для цитирования: Бакланов А. В. Пропускная способность горелок для камер сгорания со сниженным содержанием оксидов азота в продуктах сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 352–367. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367.

For citation: Baklanov A. V. [The capacity of burners for combustion chambers with reduced nitrogen oxide content in combustion products of the NK-16ST gas turbine engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 352–367. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-352-367.

Пропускная способность горелок для камер сгорания со сниженным содержанием оксидов азота в продуктах сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ

А. В. Бакланов

АО «Казанское моторостроительное производственное объединение»
Российская Федерация, 420036, г. Казань, ул. Дементьева, 1
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Аннотация. В статье представлены конструкции нескольких вариантов камер сгорания для двигателя НК-16СТ. Конструкции камер сгорания выполнены в рамках известных концепций малоэмиссионного сжигания топлива, направленных на снижение выбросов оксидов азота. Рассмотрена серийная камера сгорания со ступенчатым подводом воздуха по длине жаровой трубы, камера сгорания с уменьшенным объемом жаровой трубы, двухзонная камера сгорания, а так же камера сгорания с предварительной подготовкой топливновоздушной смеси в горелочном устройстве. Рассмотрены особенности горелочных устройств данных камер сгорания. Для серийной камеры сгорания горелочное устройство содержит форсунку, завихритель и диффузорный сопловой насадок, для укороченной камеры сгорания используется конфузорный сопловой насадок, двухзонная камера сгорания содержит два вида горелочных устройств: диффузионные для дежурной зоны и предварительного смешения для основной зоны. Камера сгорания с предварительной подготовкой топливновоздушной смеси содержит двухконтурное горелочное устройство с полыми лопатками и центральной форсункой, что позволяет выполнять регулирование расхода топлива по контурам для обеспечения необходимого уровня выбросов токсичных веществ на соответствующих режимах работы двигателя. В работе также приводится описание стендового оборудования для продувки горелочных устройств, на котором проведены испытания по определению их расходных характеристик. Выведен параметр пропускной способности, который определен для каждого горелочного устройства. Приводится описание стендового оборудования для продувки камер сгорания, на котором проведены испытания по определению потерь давления на стенках жаровых труб камер сгорания и суммарных потерь давления в камере сгорания при различных входных условиях по скорости воздуха. Представлен расчетно-экспериментальный способ определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелочных устройств. Определено, что в рассмотренных камерах сгорания наблюдается тенденция к обеднению топливновоздушной смеси на выходе из горелочного устройства, что обеспечивает снижение выбросов оксидов азота. Реализация регулирования расхода топлива по соответствующим зонам камеры сгорания позволяет обеспечивать оптимальный уровень выбросов на различных режимах работы двигателя.

Ключевые слова: выбросы оксидов азота, камера сгорания, газотурбинный двигатель, продукты сгорания, горелочное устройство, газообразное топливо, малоэмиссионное горение.

The capacity of burners for combustion chambers with reduced nitrogen oxide content in combustion products of the NK-16ST gas turbine engine

A. V. Baklanov

JSC "Kazan Engine Production Association"
1, Dementyev St., Kazan, 420036, Russian Federation
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Abstract. The article presents the designs of several variants of combustion chambers for the NK-16ST engine. The combustion chamber designs are made within the framework of known concepts of low-emission fuel combustion to reduce nitrogen oxide emissions.

A serial combustion chamber with a stepped air supply along the length of the flame tube is considered. A combustion chamber with a reduced volume of the flame tube and a two-zone combustion chamber, as well as a combustion chamber with preliminary preparation of the fuel-air mixture in the burner device are considered.

The features of burner devices of these combustion chambers are considered. For a serial combustion chamber, the burner device contains a nozzle, a swirler and a diffuser nozzle attachment. For a shortened combustion chamber, a confuser nozzle attachment is used. A two-zone combustion chamber contains two types of burner devices: diffusion for the duty zone and with preliminary mixing for the main zone. The combustion chamber with preliminary preparation of the fuel-air mixture contains a dual-circuit burner device with hollow blades and a central nozzle, which allows for regulation of fuel consumption along the circuits to ensure the required level of toxic emissions in the corresponding engine operating modes.

The paper also provides a description of the bench equipment for purging burner devices, on which tests were conducted to determine their flow characteristics. The parameter of throughput, which is determined for each burner device, is derived.

A description is given of the test bench equipment for purging combustion chambers, on which tests were carried out to determine pressure losses on the walls of combustion chamber fire tubes and total pressure losses in the combustion chamber under various inlet conditions for air velocity.

A calculation and experimental method for determining the excess air coefficient at the outlet of the burner devices is presented. It is determined that in the combustion chambers under consideration, there is a tendency for the fuel-air mixture to become leaner at the outlet of the burner device. This ensures a reduction in nitrogen oxide emissions. Regulation of fuel consumption in the corresponding combustion chamber zones allows for an optimal level of emissions in various engine operating modes.

Keywords: nitrogen oxide emissions, combustion chamber, gas turbine engine, combustion products, burner device, gaseous fuel, low-emission combustion.

Введение

В настоящее время особые требования предъявляются к камерам сгорания промышленных ГТУ по обеспечению эмиссии вредных веществ, выбрасываемых с выхлопными газами, таких как окислы азота – NO_x , окислы углерода – CO , CO_2 несгоревшие частицы – C_nH_m и частицы углерода (дым). Основное внимание двигателестроителей сосредотачивается на снижении уровня эмиссии NO_x и CO . Концентрация CO определяется полнотой сгорания в камере сгорания ГТД: чем выше коэффициент полноты сгорания, тем меньше концентрация CO в выхлопных газах. Для современных и перспективных двигателей требования к процессу сгорания определяются величиной коэффициента полноты сгорания на уровне не ниже $\eta = 0,995$ в широком диапазоне работы двигателя, что автоматически приводит к низкой эмиссии окислов углерода, несгоревших частиц и дыма, удовлетворяющих перспективным экологическим требованиям [1].

Рассмотрим некоторые основные закономерности, определяющие количество образовавшихся окислов азота при сгорании топлива. Известно три основных механизма образования окислов азота: термический, топливный и быстрый. Скорость реакций очень сильно зависит от характера процесса горения и, особенно, от температуры, как будет показано ниже, а также коэффициента избытка воздуха α . Наибольшую долю вносит термический NO, образующийся при реагировании кислорода и азота, содержащихся в воздухе, необходимом для горения. NO_x начинает образовываться в первичной зоне горения по фронту пламени. Образование его сильно зависит от температуры и очень быстро идет реакция образования при температуре свыше 1300 °С. Топливный NO_x образуется при низкой температуре (около 700 °С) вследствие реакции в пламени химически связанного азота, содержащегося в топливе. Этот механизм образования NO_x характерен для некоторых жидких топлив, но и в природном газе он тоже может быть в незначительных количествах, если в состав газа входит химически связанный азот [2].

Третий тип, быстрый NO_x, образуется во фронте пламени в присутствии углеводородных радикалов в основном в тяжелых углеводородных топливах, и его количество незначительно.

В стремлении снизить выбросы вредных загрязняющих веществ разработчики применяют различные концепции, реализованные в конструкции камер сгорания. В качестве объекта исследования рассмотрены камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-16СТ, предназначенного для привода нагнетателя газоперекачивающего агрегата. Параметры двигателя занесены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры ГТД НК-16СТ

Наименование параметра	Значение
Мощность, МВт	16
Эффективный КПД, %	29
Степень повышения давления	8,85
Расход топливного газа, кг/час	6249
Расход рабочего тела, кг/сек.	98
Температура газа перед турбиной, К	1100
Частота вращения силовой турбины, об/мин	5300
Температура газов на выходе из СТ, °С	450

Из табл. 1 видно, что двигатель имеет умеренные параметры теродинамического цикла.

Объект исследования

Как правило, при эксплуатации ГТУ работают с высокими нагрузками, при которых возрастают выбросы оксидов азота NO_x и снижаются выбросы монооксида углерода СО и несгоревших углеводородов C_nH_m. При сжигании природного газа в этих условиях содержание NO_x на 90–95 % определяет токсичность выхлопа, поэтому в статье основное внимание уделено проблеме снижения выбросов NO_x [3].

Серийная камера сгорания газотурбинной установки НК-16СТ (рис. 1) состоит из корпуса 3, жаровой трубы 2, патрубков смесителей 4, газового коллектора для подачи топлива к форсункам 1. Фронтное устройство 5 содержит 32 горелки 6. Жаровая труба – кольцевая, состоит из многосекционных наружного 7 и внутреннего кожухов 8, обеспечивающих подачу воздуха в зону горения через отверстия и конвективно-плечное охлаждение стенок.

Выбросы оксидов азота двигателей с данной камерой сгорания удовлетворяют требованиям ГОСТа [4], предъявляемым к выбросам токсичных веществ стационарных ГТД при нормальных атмосферных условиях и 15%O₂ составляют NO_x ≤ 150 мг/м³; СО ≤ 300 мг/м³.

Модернизированный вариант серийной камеры сгорания (рис. 2.) представляет кольцевую камеру сгорания малой длины, технология снижения NO_x которой заключается в усовершенст-

вовании серийной кольцевой камеры сгорания путем изменения формы фронтального устройства, приводящей к «обеднению» первичной зоны. Горелочное устройство частичного смешения обеспечило интенсивное выгорание топлива, что позволило укоротить жаровую трубу с 575 до 347 мм. Это привело к снижению выбросов NO_x до 40 % по сравнению с серийной камерой сгорания и составило $\text{NO}_x \leq 100 \text{ мг/м}^3$ [5].

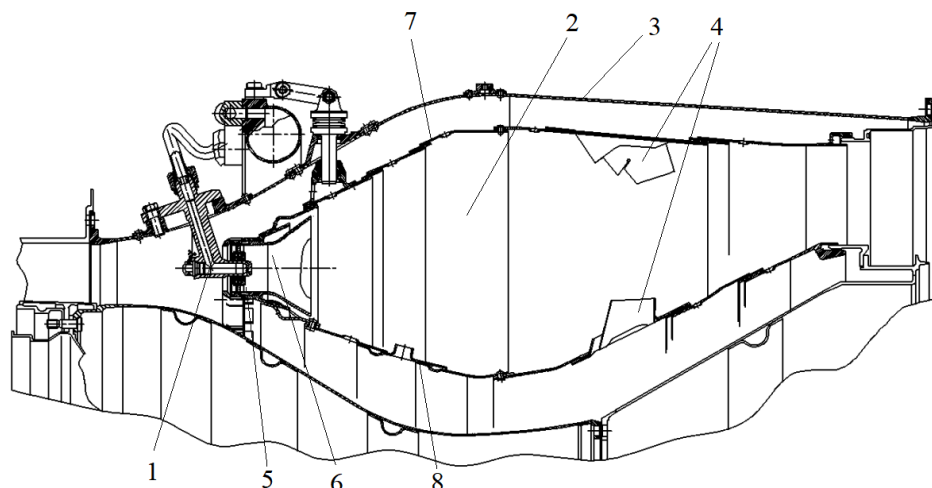


Рис. 1. Конструктивная схема серийной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 1. Structural diagram of the serial combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

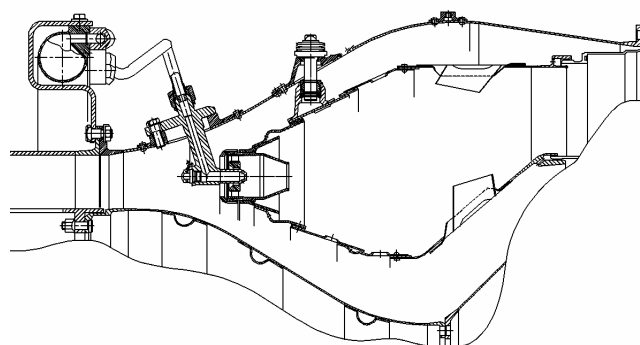


Рис. 2. Конструктивная схема укороченной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 2. Structural diagram of the shortened combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Учитывая вышеизложенные механизмы образования NO_x существует схема двухэтапного сжигания топлива в двухзонных камерах сгорания. По этой схеме коэффициент избытка топлива в первой зоне составляет 1,2–1,5 с переходом в более бедное сжигание топлива во второй зоне. Такая схема предполагает регулирование расхода топлива по контурам камеры сгорания.

Процесс сгорания в двухзонных камерах сгорания выглядит следующим образом. В первичной зоне сжигается 8–15 % топлива при «богатой» смеси, т. е. в первичной зоне сгорание идет по диффузионному принципу. Горение в первичной зоне создает стабилизирующее пламя для устойчивого горения «бедной» смеси вторичной зоны. Во вторичной зоне происходит сжигание остальной массы топлива при $\alpha > 1,5$, что дает существенное снижение образования окислов азота.

В корпусе камеры размещены фронтальное устройство с 32 диффузионными горелками дежурной зоны и жаровая часть, в которой установлены 42 горелки предварительного смешения основной зоны (рис. 3). Диффузионные горелки дежурной зоны имеют каждая двухконтурный завихритель воздуха с топливной форсункой. Горелка предварительного смешения состоит

из корпуса с тангенциальными пазами для прохода воздуха и смесительного конфузорного патрубка, сопло которого входит в отверстие в наружной стенке жаровой части. На стенке корпуса горелки размещены топливные отверстия. Для интенсификации перемешивания смеси, выходящей из горелок основной зоны, с продуктами горения дежурной зоны профиль наружной стенки жаровой трубы в месте расположения горелок предварительного смешения выполнен так, что обеспечивает пережатие сечения жаровой трубы $\sim$ на 40 % относительно минимального сечения основной зоны. На входе жаровой трубы установлен перфорированный обтекатель, служащий для крепления жаровой трубы к корпусу и организации безотрывного течения воздуха [6]. Двигатель с данной камерой сгорания обеспечил выбросы $\text{NO}_x = 65 \text{ мг/м}^3$.

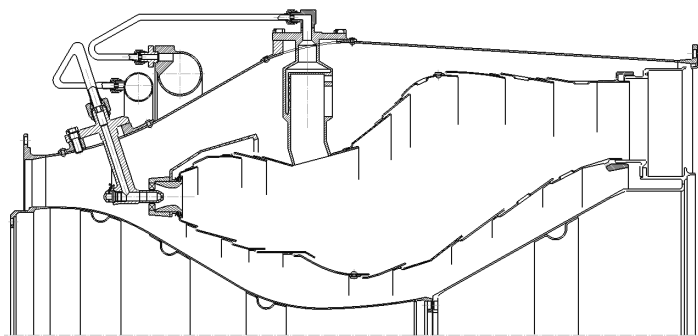


Рис. 3. Конструктивная схема двухзонной камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 3. Structural diagram of the two-zone combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Учитывая, что современные тенденции в области экологической безопасности обязывают разработчиков принимать новые решения для обеспечения низкого выброса токсичных веществ, разработана камера сгорания (рис. 4), работающая по принципу LPP – Lean Prevaporized Premixed (дословно: «бедная» предварительно испаренная, перемешанная смесь).

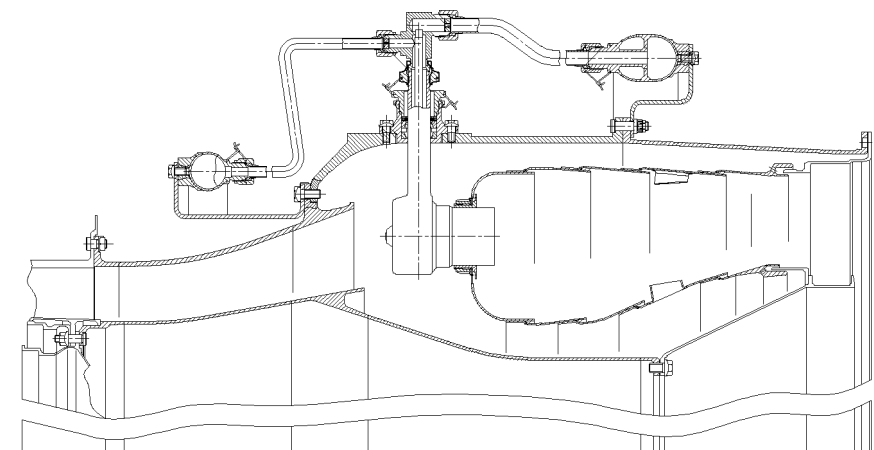


Рис. 4. Конструктивная схема (LPP) камеры сгорания ГТД НК-16СТ

Fig. 4. Structural diagram (LPP) of the combustion chamber of the NK-16ST gas turbine engine

Основным конструктивным элементом камеры сгорания, который служит для подготовки топливоздушнной смеси, стабилизации пламени и формирования состава смеси, является горелочное устройство [7].

Для реализации устойчивой работы камеры сгорания во всём диапазоне рабочих режимов горелка выполнена двухконтурной. Топливный газ через отверстия в лопатках завихрителя

(основной контур) поступает в поток воздуха, идущий по межлопаточным каналам, и образует на выходе из горелки хорошо перемешанную топливовоздушную смесь.

Для устойчивой работы камеры на низких режимах, а также при розжиге, в горелке за центральным телом находится «дежурная зона», воздух и топливо в которую подаются отдельно через специальные отверстия в задней стенке развитой втулки завихрителя, формируя при этом диффузионный факел.

Двигатель с камерой сгорания, выполненной в рамках данного подхода, позволил достичь выбросов $\text{NO}_x \leq 50 \text{ мг/м}^3$ [8].

Из рис. 5 видно, что постановка укороченной камеры сгорания позволила выйти на нижний предел в поле выбросов традиционных камер сгорания. Двухзонная камера вывела на верхний предел в поле выбросов малоэмиссионных камер сгорания. Постановка LPP камеры позволила достичь наименьших выбросов оксидов азота и в поле выбросов малоэмиссионных камер сгорания занять самое низкое положение.

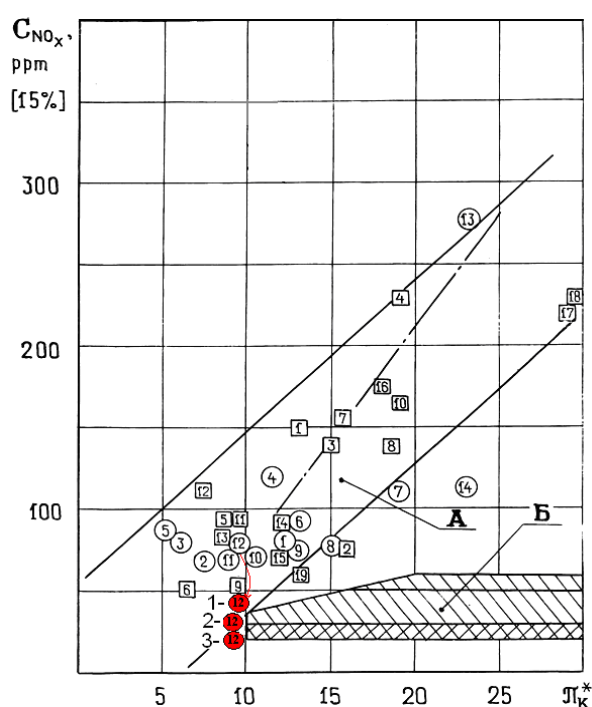


Рис. 5. Статистика выбросов NO_x ГТУ с традиционными камерами сгорания (природный газ, без впрыска воды или пара) [4]:

- – зарубежные ГТУ: 1 – DR-990; 2 – MW401D; 3 – FT-4; 4 – FT-8A; 5 – Центравр; 6 – Сатурн-20; 7 – Марс-90; 8 – RB-211; 9 – Коберра 2649; 10 – Коберра 3145; 11 – Коберра 182; 12 – ГТН-10И (Р6-10); 13 – ГТН-25И (PG-25); 14 – 501KB5; 15 – 570K; 16 – LM 2500; 17 – LM 5000; 18 – LM 6000; 19 – GT-13E;
- – отечественные ГТУ: 1 – ГТН-25; 2 – ГТК-16; 3 – ГТН-6; 4 – ГТН-16; 5 – ГТ6-750; 6 – ГТН-25-1; 7 – АЛ-31СТ; 8 – ДЗ36-1,2; 9 – ДЖ-59; 10 – ГПУ-10; 11 – НК-12СТ; 12 – НК-16 (серийная КС). 1–12 (укороченная КС), 2–12 (двухзонная КС), 3–12 (КС LPP); 13 – НК-36СТ (Д); 14 – НК-36СТ (К)
- А – зона традиционных камер сгорания, Б – зона малотоксичных КС

Fig. 5. Statistics of NO_x emissions of gas turbines with traditional combustion chambers (natural gas, without water or steam injection) [4]:

- – foreign gas turbines: 1 – DR-990; 2 – MV401D; 3 – FT-4; 4 – FT-8A; 5 – Centravr; 6 – Saturn-20; 7 – Mars-90; 8 – RB-211; 9 – Koberra 2649; 10 – Koberra 3145; 11 – Koberra 182; 12 – GTN-10I (R6-10); 13 – GTN-25I (PG-25); 14 – 501KV5; 15 – 570K; 16 – LM 2500; 17 – LM 5000; 18 – LM 6000; 19 – GT-13E;
- – domestic gas turbines: 1 – GTN-25; 2 – GTK-16; 3 – GTN-6; 4 – GTN-16; 5 – GT6-750; 6 – GTN-25-1; 7 – AL-31ST; 8 – D336-1.2; 9 – DJ-59; 10 – GPU-10; 11 – NK-12ST; 12 – NK-16 (serial KS). 1–12 (shortened KS), 2–12 (two-zone KS), 3–12 (LSP KS); 13 – NK-36ST (D); 14 – NK-36ST (K)
- A – zone of traditional combustion chambers; B – zone of low-toxic combustion chambers

Расчетно-экспериментальная часть

Учитывая тенденцию к обеднению топливновоздушной смеси в зоне горения для снижения выбросов оксидов азота рассмотрим алгоритм выполнения расчетно-экспериментального определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок представленных выше камер сгорания.

1. Определяется пропускная способность горелки на различных перепадах давления.
2. Определяется перепад на стенках жаровой трубы при различных приведенных скоростях на входе в камеру сгорания.
3. Определяется пропускная способность камеры сгорания при различных перепадах давления на жаровой трубе.
4. Зная приведенную скорость, с которой воздух поступает в камеру сгорания на максимальном режиме работы двигателя, определяется перепад давления на стенках жаровой трубы при данной скорости.
5. На заданном перепаде давления определяется пропускная способность камеры сгорания.
6. Рассчитывается пропускная способность фронтного устройства и горелок основной и дежурной зоны, если камера сгорания двухзонная.
7. Определяется коэффициент избытка воздуха в необходимых зонах горения.

Исследования по измерению пропускной способности горелок проводились на стендовой установке (рис. 6).

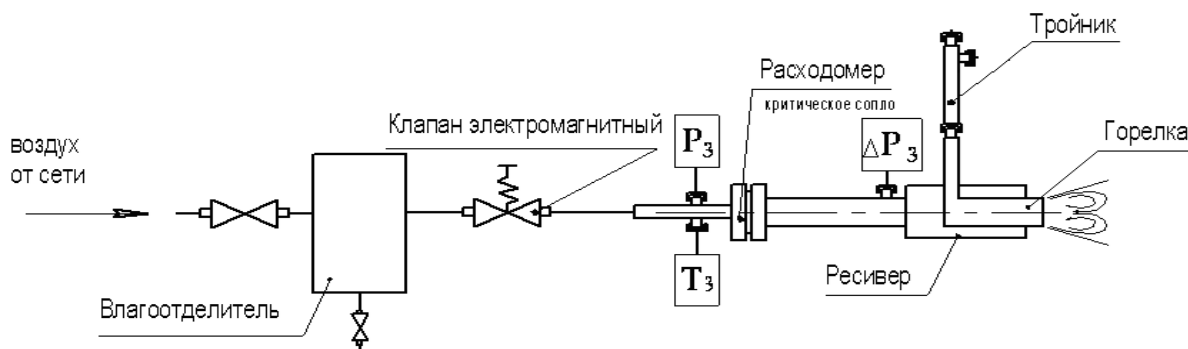


Рис. 6. Стенд определения пропускной способности горелок

Fig. 6. Stand for determining the throughput capacity of burners

Работа установки производится следующим образом: воздух от сети поступает в влагоотделитель и клапан электромагнитный, позволяющий регулировать расход воздуха, проходящего к горелке. В качестве расходомера используется критическое сопло. Перед ним производится измерение давления воздуха и температуры. Перед горелкой определяется перепад давления, на котором производится измерение пропускной способности.

Для горелок выполняется определение пропускной способности воздуха $B = f(\pi)$.

После обработки данных пропускная способность отражается в виде характеристики [9]:

$$B = \frac{G_B \sqrt{T_B^*}}{P_B^*}, \quad \pi = \frac{P_B^*}{P_{\text{вых}}^*}, \quad (1)$$

где G_B , T_B^* , $P_{\text{вх}}^*$, $P_{\text{н}}^*$ – соответственно весовой расход воздуха, его температура, полное давление на входе в горелку и барометрическое давление. Определение B проводится при различных перепадах давления.

Рассмотрим вихревые газовые горелки серийной камеры сгорания (рис. 7), которые устанавливаются равномерно по окружности во фронтном устройстве, между внутренним и наружным кожухами жаровой трубы.

Топливо, подаваемое газовыми форсунками 1 вдоль оси каждой из горелок, перемешивается в камере смешения 3 с закрученным в завихрителе 2 потоком воздуха. В результате в первичной зоне камеры за сопловым насадком 4 каждой из вихревых горелок формируются потоки топливоздушной смеси, имеющие приосевые циркуляционные области. Наличие таких областей обеспечивает циркуляцию горячих продуктов сгорания и активных центров из зоны горения к корню факела свежей смеси, что создает условия для устойчивого воспламенения и стабилизации пламени [10].

Горелка № 2 отличается от серийной горелки конфузورным насадком и кольцевым каналом между форсункой и завихрителем (рис. 8).

Исследования, проведенные с двумя горелками, показали, что увеличение пропускной способности горелки № 2 наблюдается, начиная с перепада давления равного 2 %. При перепаде 3 %, вихревая горелка № 2 имеет по сравнению с первой, у которой, $V_3 \% = 0,59$, увеличенную пропускную способность $V_3 \% = 0,68$ (рис. 9).

Рассмотрим особенности конструкции горелок двухзонной камера сгорания с последовательным расположением дежурной и основной зон горения [11].

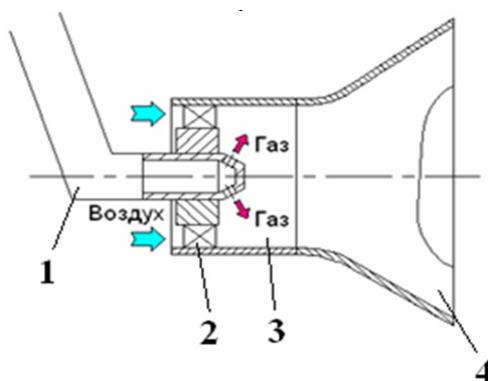


Рис. 7. Схема горелочного устройства серийной КС:
1 – струйная форсунка; 2 – завихритель; 3 – камера смешения; 4 – сопловый насадок

Fig. 7. Scheme of the burner device of a serial KS:
1 – jet nozzle; 2 – swirl; 3 – mixing chamber;
4 – nozzle attachment

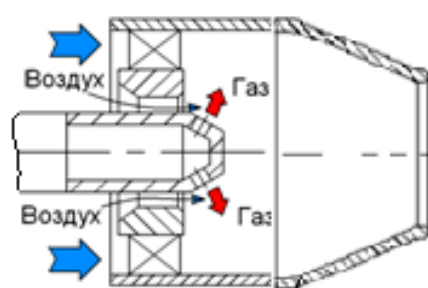


Рис. 8. Схема горелочного устройства укороченной КС

Fig. 8. Scheme of the burner device of the shortened combustion chamber

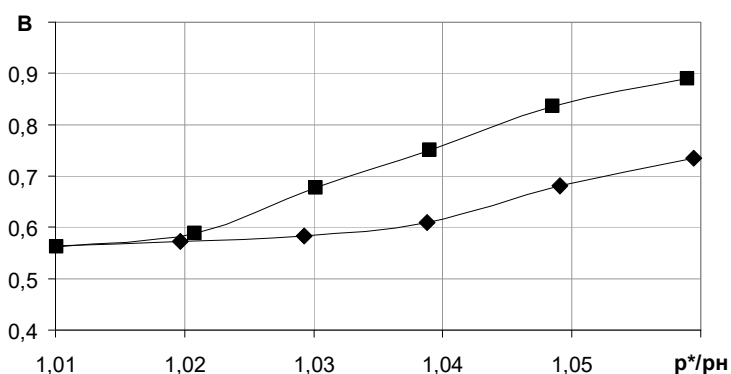


Рис. 9. Пропускная способность: ♦ – горелка № 1; ■ – горелка № 2

Fig. 9. Throughput: ♦ – burner No. 1; ■ – burner No. 2

Горелки дежурной зоны содержат завихритель, который имеет 9 лопаток с углом установки $\varphi = 40^\circ$. Сопло с минимальным диаметром $d = 28$ и углом раскрытия на выходе 30° . Форсунка имеет четыре топливных отверстия диаметром 2 мм расположенных под углом 45° к оси (рис. 10).

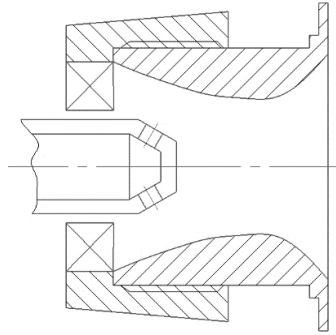


Рис. 10. Горелка дежурной зоны

Fig. 10. Burner of the duty zone

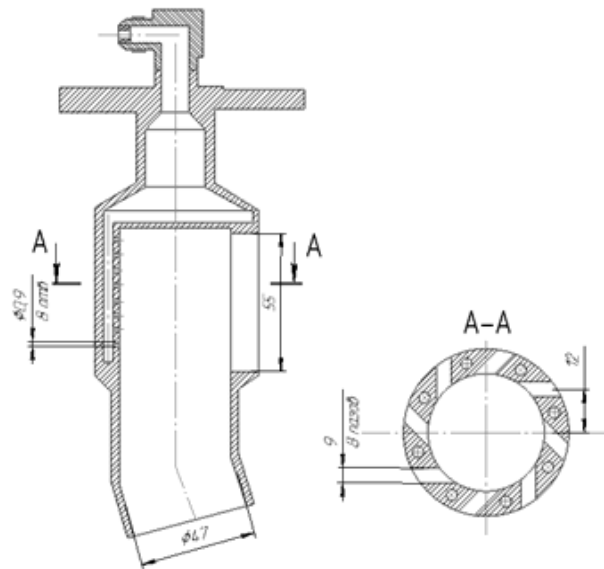


Рис. 11. Горелка основной зоны

Fig. 11. Main zone burner

Горелки основной зоны имеют восемь тангенциальных пазов высотой 55 мм и шириной 9 мм. Диаметр выходного сопла составляет 47 мм. Вдоль каждого тангенциального паза располагаются восемь отверстий диаметром 0,9 мм, предназначенных для подачи топливного газа (рис. 11).

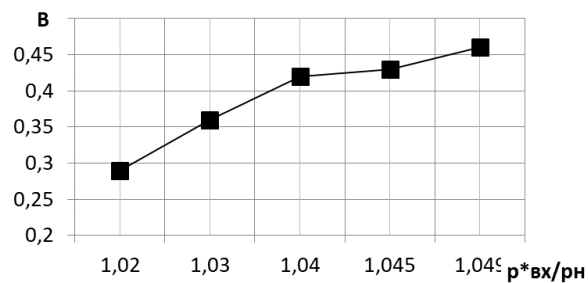


Рис. 12. Пропускная способность горелки дежурной зоны

Fig. 12. Burner capacity of the duty zone

Из рис. 12 видно, что пропускная способность B лежит в пределах 0,3–0,46. С увеличением перепада давления на горелке пропускная способность растет, и при перепаде 3 % составляет 0,35.

Из рис. 13 также наблюдается увеличение пропускной способности горелки с увеличением перепада давления. Пропускная способность B лежит в пределах 1,5–2,3 и в пять раз выше, чем у горелки дежурной зоны.

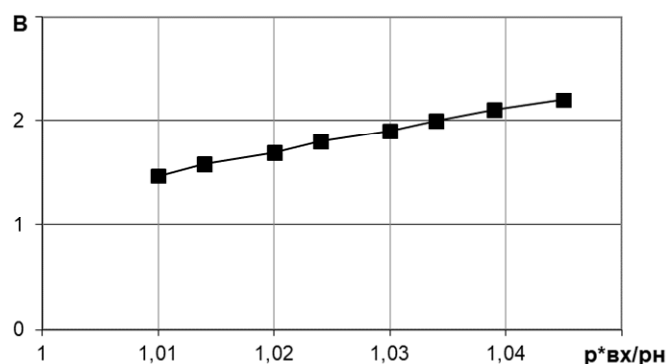


Рис. 13. Пропускная способность горелки основной зоны

Fig. 13. The capacity of the main zone burner

Рассмотрим схему горелки LPP камеры сгорания и распределение воздуха с топливом в области подготовки, стабилизации топливно-воздушной смеси. Для обеспечения регулирования расхода топлива горелка имеет два канала подвода топлива. Топливный газ через перфорированные лопатки завихрителя (основной контур) поступает в воздушный поток, идущий по межлопаточным каналам, и образует на выходе из горелки перемешанную ТВС. Для организации надежного розжига и обеспечения устойчивой работы на низких режимах двигателя, в центр горелки подводится второй канал топлива, образуя дежурную зону, работающую по диффузионному принципу [12]. Воздух и топливо в нее подаются отдельно через специальные каналы в задней стенке завихрителя (рис. 14).

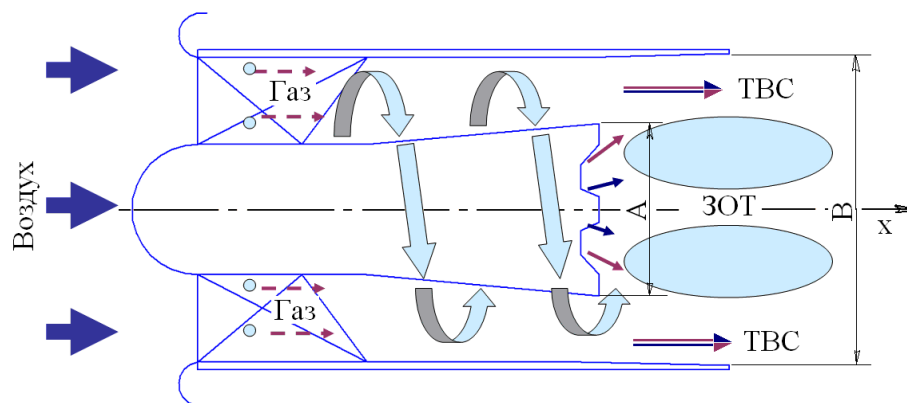


Рис. 14. Схема горелки и картина течения потока

Fig. 14. Burner diagram and flow pattern

Схема комбинированной стабилизации пламени основана на использовании трёх механизмов [13]:

- 1) формирование радиального градиента статического давления при закрутке, способствующего приосевому распаду закрученного потока;
- 2) действие градиента на срезе центрального тела (развитой втулки завихрителя);
- 3) газодинамическая стабилизация на струях воздуха, вдуваемого из отверстий центральной форсунки.

Горелка (рис. 15), выполненная в рамках данной схемы, содержит завихритель с соплом и полыми лопатками, содержащими отверстия подачи топлива (второй контур). Завихритель содержит расширяющееся центральное тело, в котором установлена форсунка с каналами подвода топлива (первый контур).

Данная горелка при перепаде давления 3 % имеет самую высокую пропускную способность $B = 2,25$ из всех ранее рассмотренных горелок (рис. 16).

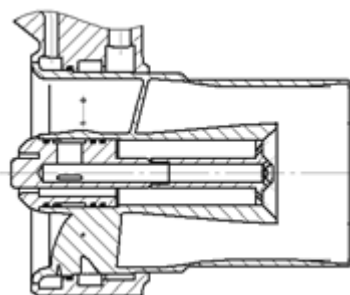


Рис. 15. Горелка LPP камеры сгорания

Fig. 15. LPP combustion chamber burner

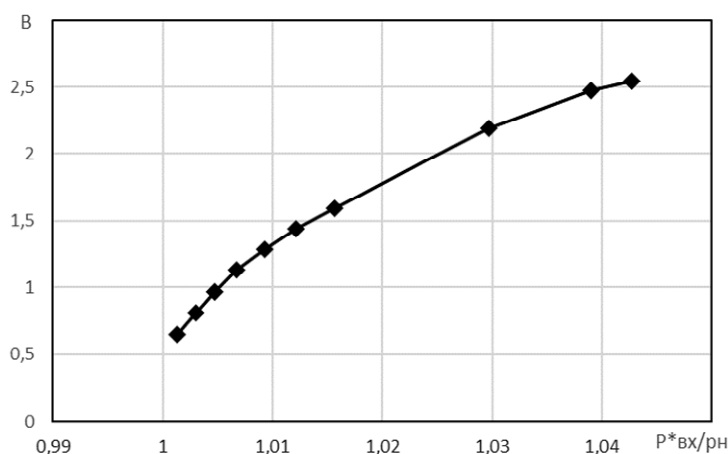


Рис. 16. Пропускная способность горелки

Fig. 16. Burner capacity

Пропускная способность камеры сгорания определяется на стенде, схема которого показана на рис. 17. Стенд оборудован необходимыми системами измерения параметров и их регистрации. В составе стенда находится источник сжатого воздуха, который служит для подвода воздуха к испытываемой камере сгорания. Сжатый воздух подается по трубопроводу, проходя измерительный участок, в котором при помощи расходомерного устройства (труба Вентури) измеряется расход воздуха. Температура воздуха измеряется термопарой группы хромель-алюмель.

Во время испытаний на стенде определяются приведенная скорость на входе в камеру сгорания и перепады давления на стенках жаровой трубы при увеличении расхода воздуха [14].

Для определения потерь полного давления в камере сгорания и перепада давления на стенках жаровой трубы камера последовательно продувается воздухом при различных значениях приведенной скорости потока на входе λ_2 .

Во время проведения испытаний производятся измерения полного давления воздуха на входе в камеру P_2^* , в зазоре между кожухами и корпусами камеры в районе карманов подачи охлаждающего воздуха $P_{нар}^*$ и $P_{вн}^*$ (с наружной и внутренней стороны соответственно) и на выходе из камеры P_4^* .

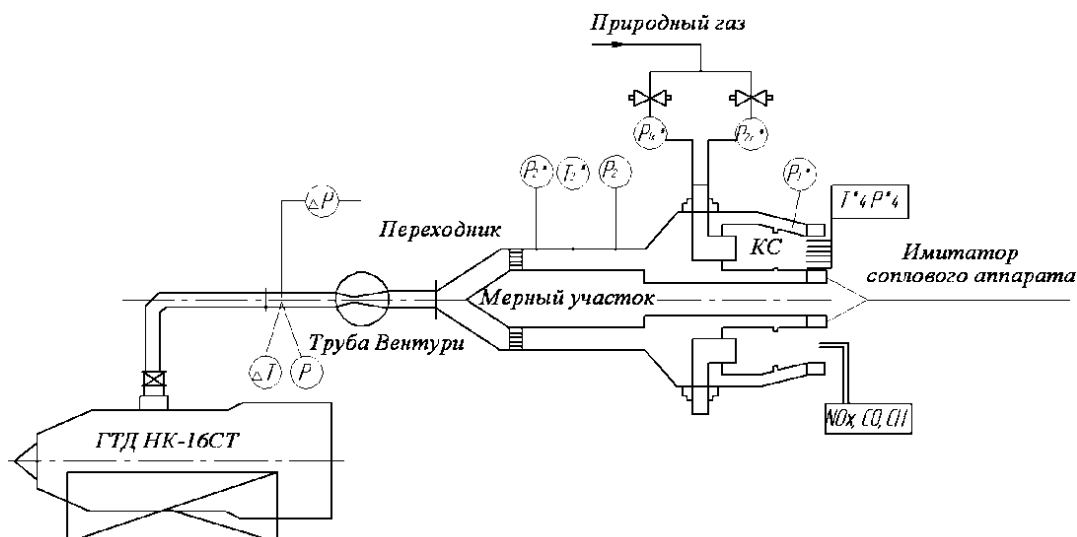


Рис. 17. Схема стенда испытаний камер сгорания

Fig. 17. Scheme of the combustion chamber test stand

Потери полного давления в камере сгорания определяются по формуле [15]:

$$\Delta P_{\text{КС}}^* = (P_2^* - P_4^*) / P_2^*, (\%). \quad (2)$$

Потери полного давления в жаровой трубе:

$$\Delta P_{\text{ЖТ}}^* = \left(\frac{P_{\text{нар}}^* + P_{\text{вн}}^*}{2} - P_4^* \right) / P_2^*, (\%). \quad (3)$$

Определяются значения суммарных потерь $\Delta P_{\text{КС}}^*$ и перепада на стенке жаровой трубы $\Delta P_{\text{ЖТ}}^*$ исследуемой камеры сгорания.

По результатам продувки построены зависимости $\Delta P_{\text{КС}}^*$ и $\Delta P_{\text{ЖТ}}^*$ при различных значениях λ_2 (рис. 18).

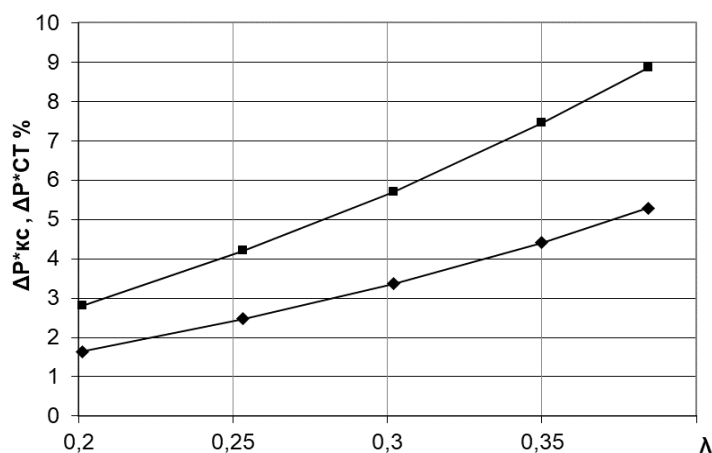

 Рис. 18. Потери на стенке жаровой трубы и в камере сгорания $\Delta P_{\text{КС}}^*$, $\Delta P_{\text{СТ}}^*$ %

 Fig. 18. Losses on the wall of the flame tube and in the combustion chamber $\Delta P_{\text{КС}}^*$ combustion chamber, ΔP_{wall}^* %

Из рис. 18 видно, что с увеличением приведенной скорости увеличивается перепад на стенке жаровой трубы, а также растут потери в камере сгорания. Для двигателя НК-16СТ на номинальном режиме работы приведенная скорость λ_2 составляет 0,28. При этом значении $\Delta P_{\text{ЖТ}}^* = 3\%$, $\Delta P_{\text{КС}}^* = 5\%$.

Для определения коэффициента избытка воздуха на выходе из горелок соответствующей зоны необходимо знать пропускную способность камеры сгорания, при λ_2 соответствующей работе двигателя [16]. Для этого строится зависимость пропускной способности камеры сгорания от перепада на стенке жаровой трубы (рис. 19).

Зная, что перепад давления на стенке жаровой трубы при $\lambda_2 = 0,28$ составляет 3 % из рис. 11 находим пропускную способность камеры сгорания, которая составляет $B_{\text{КС}} = 240 \frac{\text{см}^2 \cdot \sqrt{K}}{c}$.

Коэффициент избытка воздуха за горелками определяется произведением пропускной способности одной горелки дежурной зоны на количество горелок во фронтальном устройстве камеры сгорания:

$$B_{\text{ф}} = n \cdot B, \quad (4)$$

где n – количество горелок дежурной зоны во фронтальном устройстве; B – пропускная способность горелки.

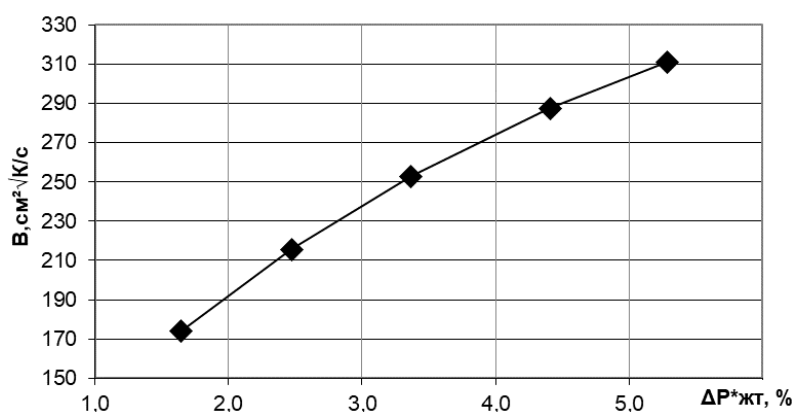


Рис. 19. Пропускная способность камеры сгорания

Fig. 19. Combustion chamber capacity

Доля воздуха, поступившая в зону горения, определяется с помощью отношения пропускной способности фронтального устройства к пропускной способности камеры сгорания для заданного перепада давлений $P_{\text{вх}}^*/P_{\text{Н}} = 1,03$ [17]:

$$K = (B_{\text{ф}}/B_{\text{КС}}), \quad (5)$$

где $B_{\text{ф}}$ – пропускная способность фронтального устройства; $B_{\text{КС}}$ – пропускная способность камеры сгорания.

Коэффициент избытка воздуха в зоне горения определяется по формуле:

$$\alpha_{\text{гор}} = \frac{G_{\text{вкс}} \cdot K}{(L_0 \cdot G_{\text{Т}})}, \quad (6)$$

где $G_{\text{вкс}}$ – расход воздуха на входе в камеру сгорания, $G_{\text{Т}}$ – расход топлива в горелке рассматриваемой зоны; L_0 – стехиометрический коэффициент для рассматриваемого топлива.

Для двухзонной камеры сгорания коэффициент избытка воздуха в основной и дежурной зоне горения определяется по аналогичному принципу [18].

Выполненные расчеты по пропускной способности и коэффициентам избытка воздуха на выходе из горелок для рассмотренных камер сгорания занесены в табл. 2.

Таблица 2

Пропускная способность и коэффициент избытка воздуха на выходе из горелок камер сгорания

Камера сгорания	Пропускная способность		Коэффициент избытка воздуха на выходе из горелки	
Серийная	0,58		0,37	
Укороченная	0,68		0,44	
Двухзонная	0,35	1,85	1,5	2,7
LPP камеры сгорания	2,25		1,6	

В рассмотренных камерах сгорания наблюдается тенденция к обеднению топливновоздушной смеси на выходе из горелочного устройства, что обеспечивает снижение выбросов оксидов азота.

Заключение

Расчетно-экспериментально определен коэффициент избытка воздуха на выходе из горелок камер сгорания различных конструктивных исполнений.

Снижение содержания оксидов азота в выхлопных газах двигателя достигается путем обеднения топливновоздушной смеси в зоне горения.

Реализация регулирования расхода топлива по соответствующим зонам камеры сгорания позволяет обеспечивать оптимальный уровень выбросов на различных режимах работы двигателя.

В камере сгорания, выполненной в рамках концепции LPP, организовано низкотемпературное сжигание хорошо перемешанной топливновоздушной смеси при наличии пилотного диффузионного факела, что позволяет обеспечить низкое значение выбросов NO_x .

Библиографические ссылки

1. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. CRC Press, 2010. 537 p.
2. Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с.
3. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е. А. Гриценко и др. Самара : СНЦ РАН, 2004. 266 с.
4. Постников А. М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. Самара : Изд-во Самарского науч. центра РАН, 2002. 286 с.
5. ГОСТ 28775–90. Агрегаты газоперекачивающие с газотурбинным приводом. Общие технические условия. М. : Стандартинформ, 2005. 12 с.
6. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД / А. Н. Маркушин и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 3. С. 70–72.
7. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Результаты испытания двухзонной камеры сгорания в составе газотурбинного двигателя // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2025. Т. 10, № 2. С. 15–23.
8. Бакланов А. В., Маркушин А. Н. Особенности проектирования и доводки LPP-камеры сгорания // Вестник Казанского гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. 2017. Т. 73, № 2. С. 56–61.
9. Пути совершенствования горелок двухзонных камер сгорания / Д. Ю. Бантиков, О. В. Гречников, В. В. Рогалев и др. // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 5 (47). Ч. 2. С. 88–95.

10. Гомогенные горелки двухзонных камер сгорания // О. В. Гречишников, И. И. Остапец, А. Д. Росляков, Ю. И. Цыбизов // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2013. № 3 (41). С. 65–71.
11. Бакланов А. В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиац. ин-та. 2019. Т. 26, № 1. С. 111–125.
12. Kiesewetter F., Konle M., Sattelmayer T. Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2007. Vol. 129. P. 929–936.
13. Lieuwen T. C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines // Astronautics and Aeronautics. 2005. Vol. 210. 657 p.
14. Ланский А. М., Лукачев С. В., Матвеев С. Г. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара : СНЦ РАН, 2009. 335 с.
15. Бакланов А. В. Обеспечение эффективности сжигания топлива в малоэмиссионной камере сгорания газотурбинной установки при различных климатических условиях // Вестник Московского авиац. ин-та. 2022. Т. 29, № 1. С. 144–155.
16. Бакланов А. В., Маркушин А. Н., Цыганов Н. Е. Влияние формы насадка вихревой горелки на смешение в закрученной струе // Вестник Казанского гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. 2014. № 3. С. 13–18.
17. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows / A. Sadiki, S. Repp, C. Schneider et al. // Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal. 2003. Vol. 3, No. 2–4. P. 78–88.
18. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation / P. Gokulakrishnan, C. C. Fuller, M. S. Klassen et al. // Combustion and Flame. 2014. Vol. 161, No. 8. P. 2038–2053.

References

1. Lefebvre A. H., Ballal D. R. Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions. CRC Press, 2010. 537 p.
2. Mingazov B. G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [Combustion chambers of gas turbine engines]. Kazan, Kazan. gos. tekhn. un-t Publ., 2006. 220 p.
3. Gritsenko E. A. et al. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya* [Conversion of aircraft GTE into gas turbine units for ground use]. Samara, SRC RAS Publ., 2004. 266 p.
4. Postnikov A. M. *Snizhenie oksidov azota v vykhlopnykh gazakh GTU* [Reduction of nitrogen oxides in exhaust gases of gas turbine units]. Samara, Izd-vo Samarskogo nauch. tsentra RAN Publ., 2002. 286 p.
5. GOST 28775–90. Gas pumping units with gas turbine drive. General specifications. Moscow, Standartinform Publ., 2005. 12 p. (In Russ.).
6. Markushin A. N. et al. [Organization of low-emission combustion in the annular combustion chamber of a gas turbine engine]. *Izvestiya Universiteta. Aviatsionnaya Tekhnika*. 2009, No. 3, P. 70–72 (In Russ.).
7. Markushin A. N., Baklanov A. V. [Test results of a two-zone combustion chamber as part of a gas turbine engine]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Seriya Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie*. 2025, Vol. 10, No. 2, P. 15–23 (In Russ.).
8. Baklanov A. V., Markushin A. N. [Design and refinement features of an LPP combustion chamber]. *Vestnik Kazanskogo gos. tekhn. un-ta im. A. N. Tupoleva*. 2017, Vol. 73, No. 2, P. 56–61 (In Russ.).
9. Bantikov D. Yu., Grechnikov O. V., Rogalev V. V., Roslyakov A. D., Tsybizov Yu. I. [Ways to improve burners of two-zone combustion chambers]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosmich. un-ta*. 2014, No. 5 (47), Part 2, P. 88–95 (In Russ.).

10. Grechishnikov O. V., Ostapets I. I., Roslyakov A. D., Tsybizov Yu. I. [Homogeneous burners of two-zone combustion chambers]. *Vestnik Samarskogo gos. aerokosmich. un-ta*. 2013, No. 3 (41), P. 65–71 (In Russ.).
11. Baklanov A. V. [Influence of the method of feeding gaseous fuel into the combustion chamber on the formation of carbon oxides in the combustion products of a gas turbine engine]. *Vestnik Moskovskogo aviats. in-ta*. 2019, Vol. 26, No. 1, P. 111–125 (In Russ.).
12. Kiesewetter, F., Konle, M., and Sattelmayer, T. Analysis of Combustion Induced Vortex Breakdown Driven Flashback in a Premix Burner with Cylindrical Mixing Zone. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2007, Vol. 129, P. 929–936.
13. Lieuwen T. C., Yang V. Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines. *Astronautics and Aeronautics*. 2005, Vol. 210, 657 p.
14. Lanskiy A. M., Lukachev S. V., Matveev S. G. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Working process of combustion chambers of small-sized gas turbine engines]. Samara, SRC RAS Publ., 2009. 335 p.
15. Baklanov A. V. [Ensuring efficient fuel combustion in a low-emission combustion chamber of a gas turbine unit under various climatic conditions]. *Vestnik Moskovskogo aviats. in-ta*. 2022, Vol. 29, No. 1, P. 144–155 (In Russ.).
16. Baklanov A. V., Markushin A. N., Tsyganov N. E. [Influence of the vortex burner nozzle shape on mixing in a swirling jet]. *Vestnik Kazanskogo gos. tekhn. un-ta im. A. N. Tupoleva*. 2014, No. 3, P. 13–18 (In Russ.).
17. Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows. *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2003, Vol. 3, No. 2–4, P. 78–88.
18. Gokulakrishnan P., Fuller C. C., Klassen M. S., Joklik R. G., Kochar Y. N., Vaden S. N., Seitzman J. M. Experiments and modeling of propane combustion with vitiation. *Combustion and Flame*. 2014, Vol. 161, No. 8, P. 2038–2053.

© Бакланов А. В., 2025

Бакланов Андрей Владимирович – заместитель главного конструктора; АО «Казанское моторостроительное производственное объединение». E-mail: andreybaklanov@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0000-5045-3815>.

Baklanov Andrey Vladimirovich – deputy chief designer; Joint-Stock Company “Kazan motor production association”. E-mail: andreybaklanov@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0000-5045-3815>.

Статья поступила в редакцию 23.06.2025; принята к публикации 12.09.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 23.06.2025; accepted for publication 12.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 533.697.5

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-368-378

Для цитирования: Брызгунов П. А., Григоров В. А., Гришин Л. Е. Повышение эффективности безлопастных вентиляторов посредством нанесения продольных цилиндрических канавок на стенки диффузора // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 368–378. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-368-378.

For citation: Bryzgunov P. A., Grigorov V. A., Grishin L. E. [Increasing the efficiency of bladeless fans by applying longitudinal cylindrical grooves on the diffuser walls]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 368–378. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-368-378.

Повышение эффективности безлопастных вентиляторов посредством нанесения продольных цилиндрических канавок на стенки диффузора

П. А. Брызгунов*, В. А. Григоров, Л. Е. Гришин

Национальный исследовательский университет «МЭИ»
Российская Федерация, 111250, г. Москва, ул. Красноказарменная, 14

*E-mail: bryzgunovpa@mpei.ru

Аннотация. В работе исследуется возможность повышения эффективности безлопастных вентиляторов за счёт нанесения продольных цилиндрических канавок на внутренние стенки диффузора. Безлопастные вентиляторы, являющиеся нагнетателями типа струйных насосов, в настоящее время рассматриваются в качестве перспективных движителей для малых летательных аппаратов с электрическими и газотурбинными двигателями. Ключевым параметром их эффективности является степень повышения расхода, зависящая от геометрии и аэродинамического совершенства воздушного тракта. В настоящем исследовании было проведено численное моделирование с целью оценки влияния геометрических параметров цилиндрических канавок на аэродинамические характеристики вентилятора. В качестве параметров рассматривались диаметры дуг, образующих канавки (3, 6, 9 мм) и угловой шаг установки (2°, 4°, 6°). Аэродинамические расчеты были выполнены в трёхмерной периодической постановке с использованием программного пакета ANSYS CFX с применением модели турбулентности $k-\omega$ SST. Показано, что при фиксированном полном давлении воздуха на выходе из кольцевой щели расход первичного воздуха остаётся неизменным для всех конфигураций. Наибольшее повышение эффективности достигнуто при диаметре канавок 6 мм и угловом шаге 2°: расход вторичного воздуха увеличился на 2 %, а тяга – на 4 % по сравнению с базовой моделью без канавок. Анализ полей турбулентной кинетической энергии и визуализации вихревых структур выявил, что данная конфигурация обеспечивает наименьшую интенсивность турбулентности и масштаб вихревых структур в пограничном слое, что способствует более эффективной передаче импульса от струи к окружающему воздуху. Канавки меньшего диаметра (3 мм) практически не оказывают влияния на эффективность, а при увеличении диаметра (9 мм) приводят к дополнительной турбулизации потока и снижению производительности. Результаты могут быть использованы при разработке высокоэффективных двигательных установок для беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: безлопастной вентилятор, эффект Коанда, инжекция воздуха, продольные цилиндрические канавки, турбулентная кинетическая энергия, аэродинамическое сопротивление.

Increasing the efficiency of bladeless fans by applying longitudinal cylindrical grooves on the diffuser walls

P. A. Bryzgunov^{*}, V. A. Grigorov, L. E. Grishin

National Research University "MPEI"
14, Krasnokazarmennaya St., Moscow, 111250, Russian Federation

^{*}E-mail: bryzgunovpa@mpei.ru

Abstract. The paper investigates the possibility of increasing the efficiency of bladeless fans by applying longitudinal cylindrical grooves to the inner walls of the diffuser. Bladeless fans, which are jet pump-type superchargers, show promise as propulsion systems for small aircraft with electric and gas turbine engines. The key parameter determining their efficiency is the flow entrainment ratio, which depends on the geometry and aerodynamic quality of the air passage. In this study, we perform numerical simulations to assess how the geometric parameters of the cylindrical grooves affect the fan's aerodynamic performance. We consider the diameters of the arcs forming the grooves (3, 6, and 9 mm) and the angular step of their placement (2°, 4°, and 6°) as variable parameters. We carry out aerodynamic calculations in a three-dimensional periodic setup using the ANSYS CFX software package with the $k-\omega$ SST turbulence model. Our results show that, at a fixed total pressure at the outlet of the annular gap, the primary airflow rate remains constant across all configurations. The highest efficiency occurs with a groove diameter of 6 mm and an angular pitch of 2°: in this case, the secondary airflow increases by 2 %, and thrust rises by 4 % compared to the base model without grooves. We analyze turbulent kinetic energy fields and visualize vortex structures, revealing that this configuration produces the lowest turbulence intensity and smallest vortex scales in the near-wall region, which enhances momentum transfer from the jet to the surrounding air. Grooves with a smaller diameter (3 mm) have almost no effect on performance, while larger grooves (9 mm) increase flow turbulence and reduce efficiency. Engineers can use these findings to develop highly efficient propulsion systems for unmanned aerial vehicles.

Keywords: bladeless fan, Coanda effect, air injection, longitudinal cylindrical grooves, turbulent kinetic energy, aerodynamic drag.

Введение

Безлопастные вентиляторы, получившие в настоящее время широкое распространение в сфере вентиляции и кондиционирования, являются нагнетателями класса струйных насосов и по принципу работы схожи с инжекторами. Название «безлопастной» отражает лишь внешний вид вентилятора, так как крыльчатка устанавливается в специальном кожухе. На рис. 1 представлена типичная конструкция безлопастного вентилятора, включающая в себя подводящий канал, внутреннее пространство кольцевидной формы, заканчивающееся кольцевой щелью, а также диффузор. При работе такого типа вентилятора воздух 1 нагнетается высокооборотистой крыльчаткой и направляется в подводящий канал 1, после чего во внутреннем пространстве 2 равномерно распределяется по площади кольцевой щели 3, за счет значительного сужения которой ускоряется. Высокоскоростной поток воздуха направляется кольцевой щелью 3 вдоль стенок диффузора. При выборе подходящих геометрических параметров струя воздуха не отрывается от стенок диффузора и прилипает к ним за счет эффекта Коанда. При этом импульс скоростной струи частично передается невозмущенному потоку, из-за чего в горловине диффузора 4 создается разрежение и туда поступает дополнительный вторичный воздух, который вместе с первичным направляется на выход диффузора 5. Таким образом, возможно значительное повышение расхода воздуха вплоть до 20–25 раз [1].

Очевидно, что в силу закона сохранения импульса, использование безлопастных вентиляторов не позволяет достичь большей энергоэффективности в сравнении с традиционными лопастными нагнетателями, однако их несомненным преимуществом является более ровный поток

воздуха на выходе, имеющий значительно меньшую турбулентность, что достигается при ускорении первичного воздуха в узкой кольцевой щели.

Данное преимущество обуславливает значительный в последние 10 лет интерес к безлопастным вентиляторам как к перспективным движителям малых летательных аппаратов как на электрической тяге, так и на газотурбинной. В случае использования газотурбинной тяги, по существу, реализуется турбовентиляторный двигатель, где турбина используется для привода крыльчатки нагнетателя. Примером подобного проекта являются летательные аппараты старта Jetoptera (США) [2].

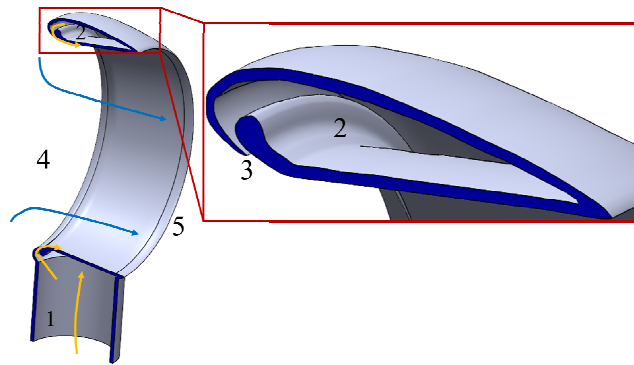


Рис. 1. Устройство безлопастного вентилятора:
1 – подводящий канал; 2 – внутреннее пространство; 3 – кольцевая щель;
4 – горловина диффузора; 5 – выход диффузора

Fig. 1. Bladeless fan structure:
1 – supply channel; 2 – technology space; 3 – annular gap; 4 – diffuser throat; 5 – outlet diffuser

В случае малых летательных аппаратов мультикоптерного типа применение безлопастных вентиляторов позволяет также повысить безопасность аппарата, так как подобные движители не имеют наружных вращающихся частей, ввиду чего устойчивы к попаданию мелких и крупных камней, птиц и антидроновым сетям. Примерами научных работ по данной тематике являются статьи [3; 4], которые посвящены разработке и созданию прототипов беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с безлопастными движителями на основе электродвигателей, систем их автоматического управления. Интерес представляют также патенты [5; 6], в которых описываются концепты и конструктивные особенности подобных БПЛА.

Одной из ключевых характеристик безлопастного вентилятора является коэффициент увеличения расхода U , определяемый как отношение расхода воздуха на выходе из диффузора к расходу первичного воздуха, выпускаемого через кольцевую щель. При фиксированном расходе первичного воздуха и давлении на входе в кольцевую щель данный параметр в наибольшей мере определяет создаваемую тягу, так как от расхода воздуха на выходе зависит также и скорость на срезе диффузора. В соответствии с основным уравнением инжекции коэффициент U может быть найден как

$$U = \sqrt{\frac{\Phi}{1 + \zeta}}, \quad (1)$$

где Φ – отношение площади сечения кольцевой щели к площади горловины диффузора; ζ – коэффициент сопротивления кольцевой щели и диффузора.

Таким образом, теоретическое значение U зависит только от отношения площадей Φ и гидравлического совершенства воздушного тракта. Исследованию влияния геометрических параметров безлопастного вентилятора на его эффективность посвящено значительное количество работ, в которых рассматривается как влияние формы вентилятора и угла раскрытия диффузора [7], так и площади кольцевой щели, горловины и выходного сечения диффузора [8–14].

По результатам анализа данных работ, детальный обзор которых представлен в статье [14], было установлено, что среди вышеперечисленных параметров в наибольшей мере влияет отношение площадей Φ и в целом данное влияние при отсутствии срыва или отклонения струи соответствует теоретической формуле (1). При фиксированном диаметре горловины и расходе первичного воздуха уменьшение площади проходного сечения кольцевой щели приводит к повышению U , но при этом необходимо обеспечить повышения давления на входе, что приводит к повышенным затратам энергии.

Однако на коэффициент ζ диффузора помимо угла раскрытия также может оказывать влияние обработка его поверхности с целью подавления вихреобразования. При течении воздуха вдоль стенок диффузора, как правило, формируется турбулентный пограничный слой, при этом в вихревых структурах теряется часть изначальной кинетической энергии струи, что приводит к передаче меньшего ее количества невозмущенному воздуху и, соответственно, к снижению инжекции.

Для повышения аэродинамического совершенства поверхностей применяются различные модификации, такие как, например, установка лунок [15], поперечных канавок [16], а также продольных ребер [17]. Установка лунок и поперечных канавок позволяет снизить сопротивление на 5–10 % за счет формирования в них вихрей, в которых создается разрежение, позволяющее минимизировать отрыв потока. Установка же продольных ребер на поверхности позволяет уменьшить масштаб и энергию образующихся вихревых структур, посредством чего возможно снижение аэродинамического сопротивления порядка 5–6 %. Предполагается, что нанесение канавок позволит снизить турбулентность потока по схожему механизму без уменьшения площади сечения диффузора.

Задачей настоящего исследования является исследование аэродинамических характеристик безлопастного вентилятора в зависимости от геометрических параметров продольных канавок цилиндрической формы, нанесенных на стенки диффузора по направлению потока.

Объект и методика исследования

В качестве базовой была выбрана геометрия безлопастного вентилятора, описанная в патенте [18], причем диаметр горловины D составил 540 мм, длина диффузора L – 240 мм, а угол раскрытия диффузора – 14° . Базовая конструкция была дополнена цилиндрическими канавками с диаметром дуги d , нанесенными на стенки диффузора по направлению течения среды с угловым шагом α (рис. 2).

В настоящей работе рассматривались конфигурации вентиляторов с диаметрами канавок 3, 6, 9 мм при угловых шагах 2° , 4° , 6° в сравнении с базовой моделью без канавок.

С целью сокращения вычислительной трудоемкости ввиду осесимметричности течения в диффузоре исходная геометрия была упрощена и численное моделирование производилось в трехмерной периодической постановке. На рис. 3 представлен пример расчетной сетки, число элементов сетки составило 3,5 млн, включая тетраэдрические элементы в основной зоне потока и призматические – в пристеночной. При этом средние значения y_+ первой пристеночной ячейки составили 1,8; минимальные – 0,1; максимальные – 3,7. Таким образом, было обеспечено условие $y_+ < 5$, необходимое для использования выбранной модели турбулентности $k-\omega$ SST [19]. Для построения сетки использовалась программа ANSYS Meshing.

После построения сеточной модели была осуществлена настройка решателя, в качестве которого был применен пакет ANSYS CFX. На рис. 4 представлен эскиз расчетной модели с обозначенными граничными условиями. На входе первичного воздуха было задано граничное условие (ГУ) типа inlet по полному давлению, на боковых поверхностях расчетной области была задана периодичность (rotational periodicity), на поверхностях связи с окружающей средой – давление с типом ГУ opening. Тип opening был выбран по причине того, что в программе ANSYS CFX использование данной настройки приводит к снижению невязки расчета при наличии обратных токов как с всасывающей, так и с нагнетающей стороны вентилятора. Все остальные поверхности были заданы как непроницаемые стенки.

Для всех моделей вентиляторов были поставлены одинаковые значения избыточного давления воздуха на входе в щель 20 кПа. Избыточное давление окружающей среды было принято равным 0.

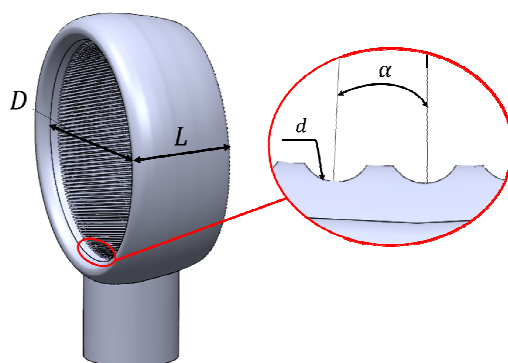


Рис. 2. Геометрия и ключевые размеры исследуемых моделей вентиляторов

Fig. 2. Geometry and key dimensions of the studied fan models

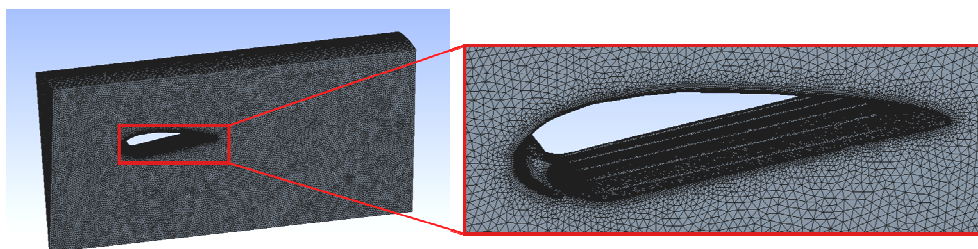


Рис. 3. Пример расчетной сетки

Fig. 3. Example of a computational grid

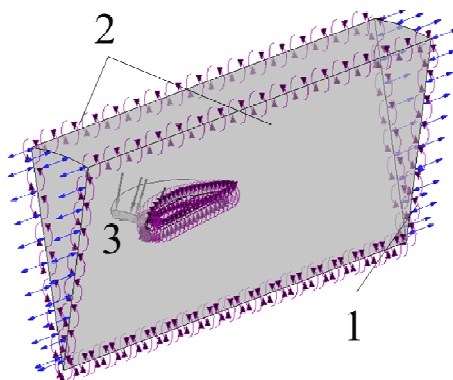


Рис. 4. Эскиз расчетной модели с обозначением граничных условий:
1 – ГУ окружающей среды; 2 – ГУ периодичности; 3 – ГУ входа первичного воздуха

Fig. 4. Sketch of the calculation model with boundary conditions:
1 – ambient GB; 2 – periodicity GB; 3 – primary air inlet GB

Результаты исследования

По результатам проведенного численного моделирования, при фиксированном давлении на входе все модели вентиляторов обеспечивают одинаковых расход первичного воздуха, составивший 0,79 кг/с (здесь и далее величины расходов и тяги приведены в пересчете на полный круг вентилятора).

На рис. 5 представлена эпюра скорости течения на выходе из диффузора применительно к рассмотренным моделям вентилятора. Как видно из рис. 5, наиболее заполненной является эпюра скорости, соответствующая конфигурации с диаметром канавок 6 мм и угловым шагом 2° . В случае данной геометрии обеспечивается наименьшая площадь сечения со скоростью менее 10, что говорит о лучшей передаче импульса от скоростной пристеночной струи невозмущенному воздуху.

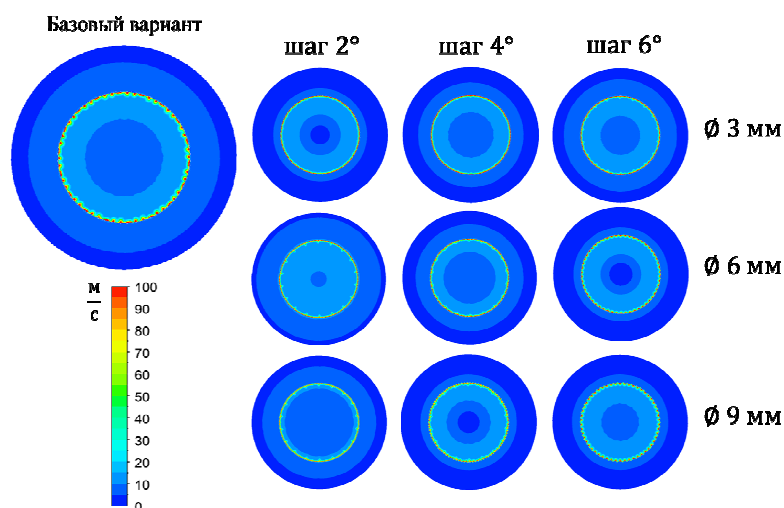


Рис. 5. Эпюры полей скорости в сечении модели, соответствующем выходу из диффузора

Fig. 5. Velocity field diagrams in the model section corresponding to the diffuser outlet

Конфигурации с диаметром канавок 6 мм и угловым шагом 2° также соответствует наибольший расход (рис. 6). Как видно из рис. 6, это единственная геометрия, обеспечивающая повышение эффективности в сравнении с базовой с увеличением расхода на 2 %. Увеличение расхода на выходе из диффузора на 2 % позволяет повысить создаваемую им как двигателем тягу на 4 % без изменения расхода и давления первичного воздуха (рис. 7). Данное повышение эффективности является небольшим, однако оно обеспечивается без повышения расхода и давления первичного воздуха на входе в отличие от уменьшения толщины щели.

При диаметрах канавок 3 мм показатели эффективности остаются практически без изменений, лишь незначительно снижаясь. Это позволяет сделать вывод о том, что диаметр 3 мм является малым и добавление канавок с таким диаметром на 0,5–1 % снижают аэродинамическую эффективность. При диаметре канавок 6 мм повышение эффективности происходит только при минимальном шаге 2° , в таком случае канавки по геометрии вырождаются в ребра. При большом диаметре канавок 9 мм происходит значительное снижение эффективности, что говорит о неприемлемости их использования.

С целью выяснения причин различной эффективности канавок при разном шаге и диаметре были построены поля турбулентной кинетической энергии (ТКЭ) на поверхностях, формирующихся при течении вихревых структур (рис. 8), а также графики зависимости средней по площади вихревых структур ТКЭ от диаметра канавок и углового шага между ними (рис. 9). Как видно из рис. 8, при диаметре канавок 3 мм распределение ТКЭ схоже с таковым в базовом случае, при этом средняя ТКЭ также совпадает с базовой конфигурацией. При диаметре канавок 3 мм и шаге 2° средняя ТКЭ ниже на 7 %, однако на рис. 8 видно, что для данной модели вентилятора несколько больше масштаб вихревых структур, в частности, имеется значительный вихревой валик на выходной кромке. В случае канавок с диаметром 6 мм для шагов 4° и 6° можно увидеть небольшое снижение средней ТКЭ (на 5 и 10 % соответственно), однако виден немного больший в сравнении с базовым масштаб вихревых структур. При диаметре канавок 9 мм при всех значениях углового шага наблюдаются более крупные в сравнении с базовым

случае вихревые структуры, имеющие, к тому же, ТКЭ в 2,7 раз больше. Это говорит о том, что при больших диаметрах канавки дополнительно турбулизируют поток, вследствие чего снижается эффективность вентилятора.

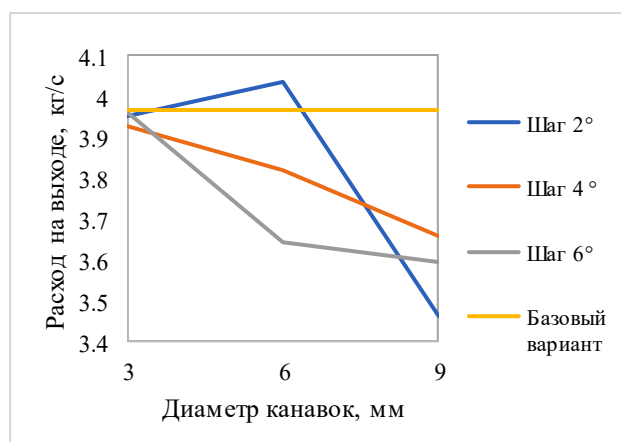


Рис. 6. Зависимость расхода воздуха на выходе из диффузора от диаметра канавок и углового шага их размещения

Fig. 6. Dependence of air flow at the diffuser outlet on the diameter of the grooves and the angular pitch of their placement

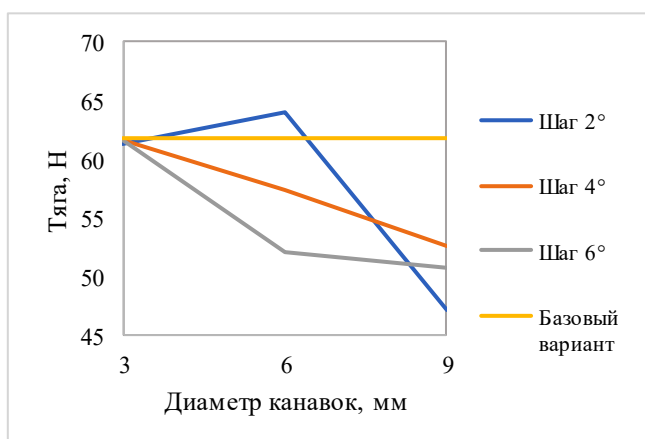


Рис. 7. Зависимость создаваемой вентилятором тяги от диаметра канавок и углового шага их размещения

Fig. 7. Dependence of the draft created by the fan on the diameter of the grooves and the angular pitch of their placement

Выявленный ранее оптимальный вариант с диаметром канавок 6 мм и шагом 2° имеет наименьшую среди рассмотренных конфигураций среднюю ТКЭ (меньше базовой на 15 %), а также небольшой масштаб вихревых структур. Снижение интенсивности турбулентности можно объяснить формированием маломасштабных, но имеющих достаточную энергию, парных вихревых жгутов в канавках, под воздействием которых, ввиду создаваемого ими разрежения, поток прижимается к стенке, что снижает интенсивность вихрей на удалении от стенки. Однако данная гипотеза требует экспериментального подтверждения.

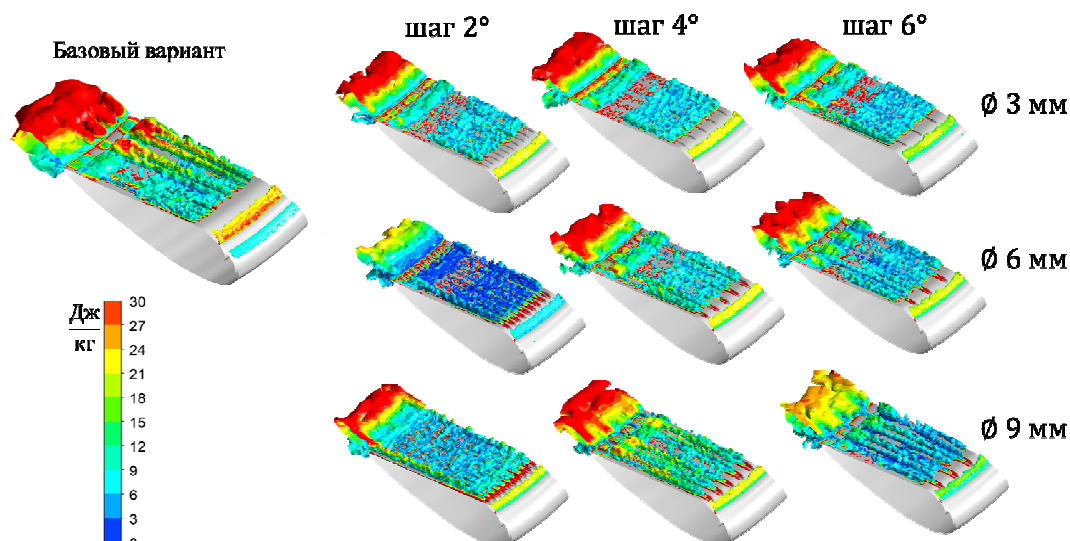


Рис. 8. Визуализация вихревых структур и распределения ТКЭ при течении воздуха в моделях вентиляторов

Fig. 8. Visualization of vortex structures and TKE distribution during air flow in fan models

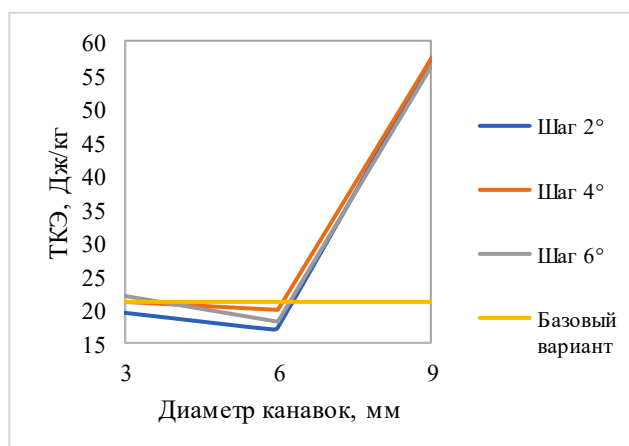


Рис. 9. Зависимость средней по площади поверхности вихревых структур ТКЭ от диаметра канавок и углового шага их размещения

Fig. 9. Dependence of the average surface area of the vortex structures of the TKE on the diameter of the grooves and the angular pitch of their placement

Заключение

В рамках данной работы была проведена оптимизация диаметра и углового шага установки цилиндрических канавок, нанесенных на стенки диффузора безлопастного вентилятора. Установлено, что наибольший расход имеет конфигурация с диаметром канавок 6 мм и шагом 2°, при ее использовании обеспечивается небольшое повышения эффективности: увеличение расхода на 2 % и тяги на 4 % выше в сравнении с базовой геометрией вентилятора. Повышение эффективности обеспечивается за счет уменьшения интенсивности и масштаба вихревых структур, чего не наблюдается при анализе других конфигураций.

Одной из потенциальных областей применения результатов исследования является создание перспективных двигательных установок для малых летательных аппаратов, использующих безлопастные вентиляторы в качестве движителей.

Благодарности. Работа выполнена в рамках проекта «Разработка технических решений, обеспечивающих повышение эффективности авиационных газотурбинных двигателей» при поддержке гранта Национального исследовательского университета «МЭИ» на реализацию программы научных исследований «Приоритет 2030: Технологии будущего» в 2024–2026 гг.

Acknowledgment. The work was conducted within the project “Development of technical solutions to improve the efficiency of aircraft gas turbine engines” with the support of a grant from the National Research University “MPEI” for the scientific research program “Priority 2030: Technologies of the Future” in 2024–2026.

Библиографические ссылки

1. Numerical investigation of geometric parameter effects on the aerodynamic performance of a Bladeless fan / M. Jafari, H. Afshin, B. Farhanieh et al. // Alexandria Engineering Journal. 2016. Vol. 55, No. 1. P. 223–233. DOI: 10.1016/j.aej.2015.11.001.
2. Jetoptera J-2000 (concept design) [Электронный ресурс]. URL: <https://evtol.news/jetoptera-j2000> (дата обращения: 12.08.2025).
3. Design study of a rotorless Unmanned Aerial Vehicle / H. Xu, L. Jiang, Z. Cao et al. // 2023 4th International Seminar on Artificial Intelligence, Networking and Information Technology (AINIT) 2023 4th International Seminar on Artificial Intelligence, Networking and Information Technology (AINIT), Nanjing, China, 2023. P. 58–62.
4. Improving Safety: Design and Development of a Bladeless Thruster for Autonomous Multicopters / D. Valdenegro, A. Capunay, D. Gonzalez et al. // 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Dallas, USA, 2018. P. 158–167.
5. Пат. US20190127065A1 United States, ^{МПК} B64C39/024. Bladeless unmanned aerial vehicle: N US16007854 / A. Capunay et al. ; заявл. 13.06.2018 ; опубл. 02.05.2019.
6. Пат. US20200086988A1 United States, ^{МПК} B64C39/024. Aerial vehicles with bladeless propellers: N US16493847 / S. K. Chintala, S. Rasakatla ; заявл. 13.03.2018 ; опубл. 19.03.2020.
7. Ravi D., Rajagopal T. K. R. Numerical Investigation on the Effect of Geometric Shape and Outlet Angle of a Bladeless Fan for Flow Optimization using CFD Techniques // International Journal of Thermofluids. 2022. Vol. 15. P. 100174. DOI: 10.1016/j.ijft.2022.100174.
8. Numerical analysis of bladeless ceiling fan: An effective alternative to conventional ceiling fan / K. Mehmood, A. Shahzad, J. Masud et al. // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2022. Vol. 221. P. 104905. DOI: 10.1016/j.jweia.2022.104905.
9. Design and CFD Analysis of Bladeless Ceiling Fan / H. Aslam, M. Z. Arif, M. Ali et al. // 2021 International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technologies (IBCAST), Bhurban, Pakistan, 2021. P. 782–787.
10. Numerical Aerodynamic Evaluation and Noise Investigation of a Bladeless Fan / M. Jafari et al. // Journal of Applied Fluid Mechanics. 2015. Vol. 8, No. 1. P. 134–142. DOI: 10.36884/jafm.8.01.21872.
11. Influence of Coanda surface curvature on performance of bladeless fan / G. Li, Y. Hu, Y. Jin et al. // Journal of Thermal Science. 2014. Vol. 23, No. 5. P. 422–431. DOI: 10.1007/s11630-014-0725-3.
12. Determination of Optimum Outlet Slit Thickness and Outlet Angle for the Bladeless Fan Using the CFD Approach / V. Joshi, W. Noronha et al. // Energies. 2023. Vol. 16. No. 4. DOI: 10.3390/en16041633.
13. Parametric Study of a Bladeless Fan Geometry: Investigating the Influence of Geometry Parameters on Discharge Ratio and Thrust Force. Parametric Study of a Bladeless Fan Geometry [Электронный ресурс]. URL: <https://arxiv.org/abs/2406.03305> (дата обращения: 12.08.2025).
14. Исследование характеристик «безлопаточных» вентиляторов применительно к двигателям беспилотных летательных аппаратов / П. А. Брызгунов, В. А. Григоров, Л. Е. Гришин и др. // Омский научный вестник. Серия «Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение». 2025. № 2 (9). С. 86–93.

15. Stolt A. J., Ullah A. H., Estevadeordal J. Study of Leading-Edge Dimple Effects on Airfoil Flow Using Tomographic PIV and Temperature Sensitive Paint // *Fluids*, 2019. Vol. 4, No. 4. DOI: 10.3390/fluids4040184.
16. Numerical Study on the Influence of Transverse Grooves on the Aerodynamic Performance of Micro Air Vehicles Airfoils / Z. Li, Y. Zuo, H. Zhang et al. // *Applied Sciences*. 2023. Vol. 13. DOI: 10.3390/app132212371.
17. Chamorro L. P., Arndt R. E. A., Sotiropoulos F. Drag reduction of large wind turbine blades through riblets: Evaluation of riblet geometry and application strategies // *Renewable Energy*. 2013. Vol. 50. P. 1095–1105.
18. Пат. CA2698490C Canada, ^{МПК} F04D29/44 A fan: N CA2698490A / P. D. Gammack, F. Nicolas, K. J. Simmonds ; заявл. 26.08.2008 ; опубл. 12.07.2016.
19. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605.

References

1. Jafari M., Afshin H., Farhanieh B., Sojoudi A. Numerical investigation of geometric parameter effects on the aerodynamic performance of a Bladeless fan. *Alexandria Engineering Journal*. 2016, Vol. 55, No. 1, P. 223–233. DOI: 10.1016/j.aej.2015.11.001.
2. Jetoptera J-2000 (concept design). Available at: <https://evtol.news/jetoptera-j2000> (accessed 01.02.2011).
3. Xu H., Jiang L., Cao Z., Bao X. Design study of a rotorless Unmanned Aerial Vehicle. *2023 4th International Seminar on Artificial Intelligence, Networking and Information Technology (AINIT) 2023 4th International Seminar on Artificial Intelligence*, Nanjing, China, 2023. P. 58–62.
4. Valdenegro D., Capunay A., Gonzalez D., Carrillo L. R. G., Rangel P. Improving Safety: Design and Development of a Bladeless Thruster for Autonomous Multicopters. *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Dallas, USA, 2018. P. 158–167.
5. Capunay A. et al. *Bladeless unmanned aerial vehicle*. Patent USA, No. US20190127065A1, 2018.
6. Chintala S. K., Rasakatla S. *Aerial vehicles with bladeless propellers*. Patent USA, No. US20200086988A1, 2018.
7. Ravi D., Rajagopal T. K. R. Numerical Investigation on the Effect of Geometric Shape and Outlet Angle of a Bladeless Fan for Flow Optimization using CFD Techniques. *International Journal of Thermofluids*. 2022, Vol. 15, P. 100174. DOI: 10.1016/j.ijft.2022.100174.
8. Mehmood K., Shahzad A., Masud J., Akram F., Mumtaz M.N., Shams T.A. Numerical analysis of bladeless ceiling fan: An effective alternative to conventional ceiling fan. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*. 2022, Vol. 221, P. 104905. DOI: 10.1016/j.jweia.2022.104905.
9. Aslam H., Arif M.Z., Ali M., Javed A. Design and CFD Analysis of Bladeless Ceiling Fan. *2021 International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technologies (IBCAST)*, Bhurban, Pakistan, 2021. P. 782–787.
10. Jafari M. et al. Numerical Aerodynamic Evaluation and Noise Investigation of a Bladeless Fan. *Journal of Applied Fluid Mechanics*. 2015, Vol. 8, No. 1. DOI: 10.36884/jafm.8.01.21872.
11. Li G., Hu Y., Jin Y., Setoguchi T., Kim H.D. Influence of Coanda surface curvature on performance of bladeless fan. *Journal of Thermal Science*. 2014, Vol. 23, No. 5, P. 422–431. DOI: 10.1007/s11630-014-0725-3.
12. Joshi V., Noronha et al. Determination of Optimum Outlet Slit Thickness and Outlet Angle for the Bladeless Fan Using the CFD Approach. *Energies*. 2023, Vol. 16, No. 4, P. 1633. DOI: 10.3390/en16041633.
13. *Parametric Study of a Bladeless Fan Geometry: Investigating the Influence of Geometry Parameters on Discharge Ratio and Thrust Force*. Available at: <https://arxiv.org/abs/2406.03305> (accessed: 12.08.2025).

14. Bryzgunov P. A., Grigorov V. A., Grishin L. E., Ivanova E. A. [Study of the small multicopters bladeless propulsors characteristics]. *Omskiy nauchnyy vestnik. Seriya "Aviatsionno-raketnoe i energeticheskoe mashinostroenie"*. 2025, Vol. 9, No. 2, P. 86–93. DOI: 10.25206/2588-0373-2025-9-2-86-93 (In Russ.)
15. Stolt A. J., Ullah A. H., Estevadeordal J. Study of Leading-Edge Dimple Effects on Airfoil Flow Using Tomographic PIV and Temperature Sensitive Paint. *Fluids*. 2019, Vol. 4, P. 184. DOI: 10.3390/fluids4040184.
16. Li Z., Zuo Y., Zhang H., He L. et al. Numerical Study on the Influence of Transverse Grooves on the Aerodynamic Performance of Micro Air Vehicles Airfoils. *Applied Sciences*. 2023, Vol. 13. DOI: 10.3390/app132212371.
17. Chamorro L. P., Arndt R. E. A., Sotiropoulos F. Drag reduction of large wind turbine blades through riblets: Evaluation of riblet geometry and application strategies. *Renewable Energy*. 2013, Vol. 50, P. 1095–1105.
18. Gammack P. D., Nicolas F., Simmonds K. J. *A fan*. Patent Canada, No. CA2698490C C, 2016.
19. Menter F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*. 1994, Vol. 32, No. 8, P. 1598–1605.

© Брызгунов П. А., Григоров В. А., Гришин Л. Е., 2025

Брызгунов Павел Александрович – кандидат технических наук, ассистент; Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт». E-mail: bryzgunovpa@mpei.ru. <https://orcid.org/0000-0003-3710-5116>.

Григоров Владислав Алексеевич – инженер; Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт». E-mail: grigorovva@mpei.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2666-4044>.

Гришин Леонид Евгеньевич – студент; Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт». E-mail: grishinly@mpei.ru. <https://orcid.org/0009-0001-7469-2041>.

Bryzgunov Pavel Aleksandrovich – Cand. Sc., assistant lecturer; National Research University “Moscow Power Engineering Institute”. E-mail: bryzgunovpa@mpei.ru. <https://orcid.org/0000-0003-3710-5116>.

Grigorov Vladislav Alekseevich – engineer; National Research University “Moscow Power Engineering Institute”. E-mail: grigorovva@mpei.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2666-4044>.

Grishin Leonid Evgenievich – student; National Research University “Moscow Power Engineering Institute”. E-mail: grishinly@mpei.ru. <https://orcid.org/0009-0001-7469-2041>.

Статья поступила в редакцию 02.09.2025; принята к публикации 03.09.2025; опубликована 13.10.2025

The article was submitted 02.09.2025; accepted for publication 03.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 629.765

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393

Для цитирования: Гурина А. А., Кольга В. В., Кубриков М. В. Конструкция атмосферного аэростатного зонда для исследования Венеры // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 379–393. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393.

For citation: Gurina A. A., Kolga V. V., Kubrikov M. V. [Design of an atmospheric aerostatic probe for Venus exploration]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 379–393. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-379-393.

Конструкция атмосферного аэростатного зонда для исследования Венеры

А. А. Гурина, В. В. Кольга*, М. В. Кубриков

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

Аннотация. Венера – вторая по расстоянию от Солнца и ближайшая к Земле планета. Её атмосфера самая плотная, а температура на поверхности Венеры самая высокая среди всех планет Солнечной системы. Из-за конвекции и тепловой инерции плотной атмосферы на Венере температура существенно не изменяется между дневной и ночной сторонами планеты. Температура верхних слоев атмосферы составляет около –45 °С. Минимальная температура поверхности не менее 400 °С. Давление на поверхности планеты в 90 раз выше, чем на уровне поверхности Земли. В связи со сложностью функционирования космических аппаратов (КА) на поверхности, планета до сих пор остается практически не изученной.

Однако на высоте чуть выше 50 км расположена тропопауза – граница между тропосферой и мезосферой. Здесь условия наиболее похожи на условия на поверхности Земли. Это оптимальная область для КА, где температура и давление будут подобными земным. В эту область целесообразней всего отправлять аэростатные зонды для сбора научной информации.

Целью исследования является разработка конструкции аэростатного зонда, в течение длительного времени обеспечивающего передачу информации из тропопаузы атмосферы Венеры.

В работе проведен баллистический расчет траектории снижения КА в атмосфере Венеры и определены характеристики траектории.

С целью определения параметров траектории спуска была написана программа для расчета дифференциальных уравнений движения атмосферного зонда.

Разработана конструкция атмосферного зонда и определен порядок его работы.

Ключевые слова: конструкция атмосферного зонда, атмосфера Венеры, дифференциальные уравнения движения в атмосфере, траектория.

Design of an atmospheric aerostatic probe for Venus exploration

A. A. Gurina, V. V. Kolga*, M. V. Kubrikov

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Abstract. Venus is the second planet from the Sun and the closest to Earth. Its atmosphere is the densest, and the temperature on the surface of Venus is the highest of all the planets in the Solar System. Due to

convection and thermal inertia of the dense atmosphere, the temperature on Venus does not change significantly between the day and night sides of the planet. The temperature of the upper layers of the atmosphere is about -45°C . The minimum surface temperature is at least 400°C . The pressure on the surface of the planet is 90 times higher than at the surface of the Earth. Due to the complexity of the functioning of spacecraft (SC) on the surface, the planet remains virtually unexplored.

However, at an altitude of just over 50 km there is the tropopause – the boundary between the troposphere and the mesosphere. Here, the conditions are most similar to the conditions on the surface of the Earth. This is the optimal area for SC, where the temperature and pressure will be similar to those on Earth.

It is most advisable to send balloon probes to this area to collect scientific information. The aim of the study is to develop a design for an aerostat probe that will provide long-term transmission of information from the tropopause of the Venusian atmosphere. The work includes a ballistic calculation of the descent trajectory of the spacecraft in the Venusian atmosphere and the trajectory characteristics. To determine the parameters of the descent trajectory, a program was written to calculate the differential equations of motion of the atmospheric probe. The work includes a design for an atmospheric probe and the order of its operation.

Keywords: atmospheric probe design, atmosphere of Venus, differential equations of motion in the atmosphere, trajectory.

Введение

Посещение внеземных миров – цель, поставленная человечеством с самого начала космической эры. Если личный визит землянам удалось нанести лишь на Луну, то зонды и роботизированные аппараты продвинулись в освоении небесных тел гораздо дальше.

Венера – вторая по расстоянию от Солнца и ближайшая к Земле планета. Она известна людям с глубокой древности. Её атмосфера самая плотная, а температура на поверхности Венеры самая высокая среди всех планет Солнечной системы. [1; 2].

Атмосфера Венеры состоит в основном из углекислого газа и небольшого количества азота. Давление на поверхности планеты огромно – в 90 раз выше, чем на уровне поверхности Земли, или эквивалентно давлению в земных океанах на глубине около 1 км. Атмосфера, богатая углекислым газом, вызывает сильный парниковый эффект и повышает температуру поверхности планеты до 500°C .

Из-за конвекции и тепловой инерции плотной атмосферы на Венере температура существенно не изменяется между дневной и ночной сторонами планеты. Солнечной энергии на поверхности планеты намного меньше, чем в верхних слоях атмосферы, из-за её плотного облачного покрова, который отражает большую часть энергии обратно в космос. Без наличия парникового эффекта температура Венеры была бы очень близка к температуре поверхности Земли. Высокие облака Венеры состоят в основном из капель диоксида серы и серной кислоты, которые делают поверхность планеты невидимой в оптическом диапазоне. Температура верхних слоев атмосферы около -45°C . Средняя температура Венеры составляет 464°C . Минимальная температура поверхности – не менее 400°C .

Однако на высоте чуть выше 50 км расположена тропопауза – граница между тропосферой и мезосферой. Здесь условия наиболее похожи на условия на поверхности Земли. По данным измерений советских зондов «Венера-4», «Венера-14» и американских «Пионер – Венера-2» [1; 2], область от 52,5 до 54 км имеет температуру между 293 К (20°C) и 310 К (37°C), а на высоте 49,5 км давление становится таким же, как на Земле на уровне моря. Это оптимальная область для исследовательских кораблей или колоний, где температура и давление будут подобными земным. И именно в эту область целесообразней всего отправлять аэростатные зонды, способные собирать физические данные и научную информацию в течение длительного времени без контакта с поверхностью планеты, оставаясь при этом в заданном диапазоне высот в атмосфере Венеры [3–7].

Задача разработки таких космических зондов является уникальной, что подтверждается незначительным количеством космических аппаратов, проводивших исследования вблизи Венеры

за всю историю ее наблюдений. Специфика и сложность таких исследований определяют актуальность таких разработок.

Целью исследования является разработка конструкции аэростатного зонда, обеспечивающего передачу информации из тропопаузы атмосферы Венеры.

Особенность проектируемого зонда состоит в том, чтобы обеспечить его нахождение в атмосфере Венеры на определённой высоте достаточно продолжительное время (около 100 суток), сохранив оптимальные условия его работоспособности. Для поддержания жизнеспособности аппарата необходимо разработать систему дозаправки шара аэростата гелием, утечка которого составляет около 2,5 % в сутки.

Особенности атмосферы Венеры

Атмосфера Венеры – газовая оболочка, окружающая планету, – состоит в основном из углекислого газа и азота. Другие соединения присутствуют только в следовых количествах (рис. 1). Атмосфера Венеры содержит облака из серной кислоты, которые делают невозможным наблюдение поверхности в видимом свете, и прозрачна лишь в радио- и микроволновом диапазонах, а также в отдельных участках ближней инфракрасной области (рис. 2). Атмосфера Венеры намного плотнее и горячее атмосферы Земли: её температура на среднем уровне поверхности составляет около 740 К (467 °C), а давление – около 93 бар [2].

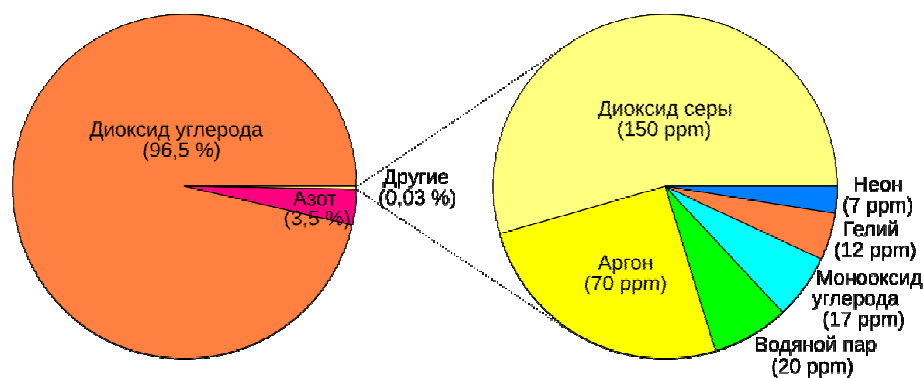


Рис. 1. Состав атмосферы Венеры

Fig. 1. Composition of the atmosphere of Venus

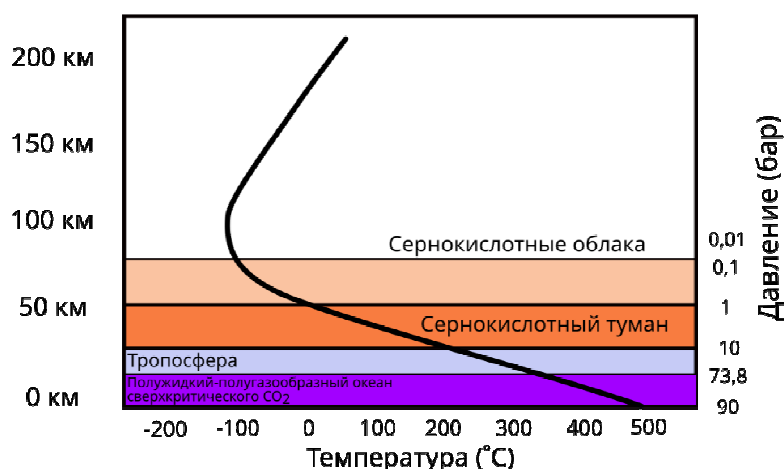


Рис. 2. График зависимости температуры и давления от высоты над поверхностью Венеры

Fig. 2. Graph of temperature and pressure versus altitude above the surface of Venus

В отличие от Земли, Венера не имеет магнитного поля и её ионосфера отделяет атмосферу от космического пространства и солнечного ветра. Ионизированный слой не пропускает солнечное магнитное поле, придавая Венере особое магнитное окружение.

Несмотря на экстремальные условия на поверхности планеты, на высоте 50–65 км атмосферное давление и температура практически такие же, как на поверхности Земли. Это делает верхние слои атмосферы Венеры наиболее похожими на земные в Солнечной системе (причём даже больше, чем на поверхности Марса). Из-за сходства давления и температуры верхние слои атмосферы были предложены учёными в качестве подходящего места для исследования и колонизации [3–7]. Именно эта область атмосферы подходит для изучения при помощи аэростатных зондов. Длительные исследования ниже 50 км на данный момент являются неосуществимыми из-за экстремальных условий в атмосфере и на поверхности планеты.

Баллистический расчет траектории снижения космического аппарата в атмосфере Венеры

Миссия доставки аэростатного зонда в атмосферу Венеры состоит из двух этапов:

- межпланетный перелёт космического аппарата (КА), переносящего зонд, от Земли к Венере и выход его на круговую орбиту;
- отстыковка от орбитального модуля и баллистический спуск в атмосферу непосредственно самого зонда. Сам КА при этом остаётся на орбите и используется в качестве спутника-ретранслятора для передачи собранной зондом информации на Землю.

Рассмотрим только второй этап миссии, без учёта перелёта КА к Венере.

Задача баллистического расчёта состоит в том, чтобы доставить ПГ с заданной круговой орбиты не на поверхность Венеры, а в рабочий диапазон высот в атмосфере ($H = 50\text{--}55$ км). Для этого необходимо погасить радиальную составляющую скорости до близких к 0 значений до достижения заданной высоты.

В исследовании рассмотрена расчетная модель траектории баллистического спуска [1; 8–10] атмосферного зонда с круговой орбиты высотой 300 км на заданную высоту 50–55 км над поверхностью планеты, состоящая из внеатмосферного эллиптического участка и участка входа в атмосферу с последующим аэродинамическим торможением, в том числе при помощи парашюта. При этом внеатмосферный участок рассматривается в центральном поле тяготения, а движение в атмосфере – в плоско-параллельном.

Расчет параметров движения на эллиптическом участке траектории

Схема движения на эллиптическом участке траектории показана на рис. 3.

Для импульсного перехода с круговой орбиты вокруг Венеры на эллиптический участок снижения (рис. 3) выберем ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) со следующими характеристиками:

- тяга двигателя $P = 4,5$ кН;
- удельный импульс $J_{уд} = 2700$ м/с.

Для исследования движения на эллиптическом участке траектории используем модельную задачу, которая в небесной механике называется задачей двух тел. В этой задаче изучается движение двух материальных точек с определенными массами под действием силы их взаимного притяжения.

Примем допущения:

- 1) рассматриваем пассивное движение спускаемого аппарата;
- 2) гравитационная сила, с которой Венера притягивает спускаемый аппарат, рассчитывается как ньютоновская сила взаимодействия двух материальных точек с определенными массами, расположенными в центрах масс Венеры и спускаемого аппарата (аэростатного зонда);
- 3) притяжением других небесных тел Вселенной пренебрегаем;
- 4) аэродинамическое воздействие среды на спускаемый аппарат не учитываем;

5) предполагаем, что на спускаемый аппарат не действует никаких сил другой физической структуры (электромагнитные силы, силы светового давления и т. д.).

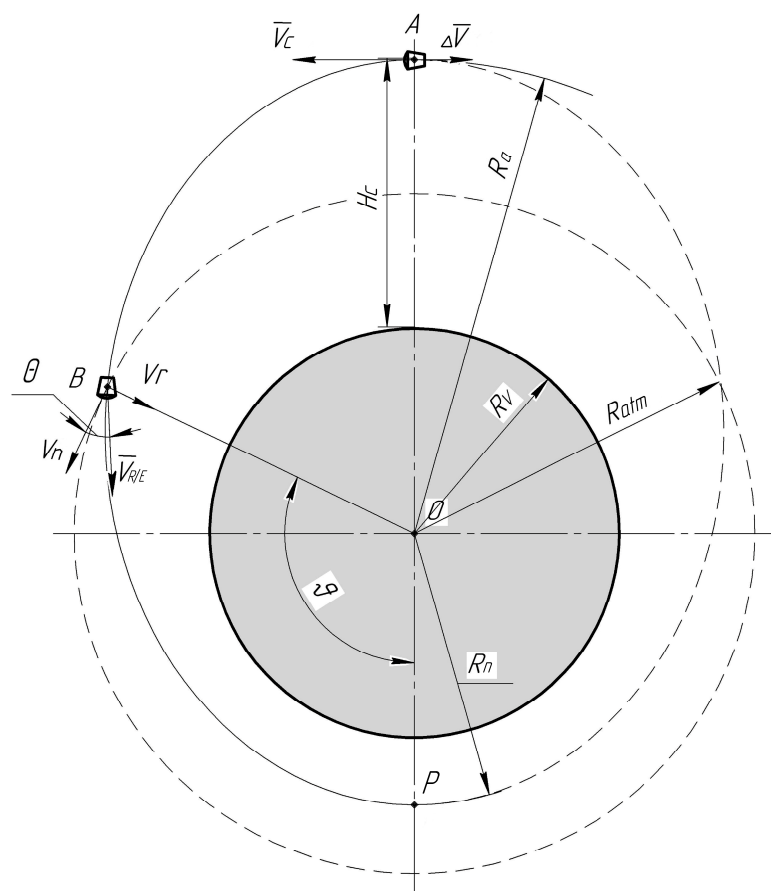


Рис. 3. Схема движения на эллиптическом участке траектории

Fig. 3. Scheme of motion on an elliptical section of the trajectory

Для точки траектории А (рис. 3), соответствующей моменту начала снижения (начальные условия движения), можно записать:

– $\theta = 0$, угол наклона траектории будет равняться 0, так как рассматриваем начало движения в апоцентре эллиптической ветви;

– $H_{кр} = 300$ км – высота круговой орбиты;

– $V_{кр} = 7151,53$ м/с – скорость на заданной круговой орбите;

– $d_m = 2,5$ м – диаметр мишени спускаемого аппарата.

Параметры внеатмосферного участка эллиптической орбиты:

1) фокальный параметр:

$$p = Ra * (1 - e); \quad (1)$$

2) эксцентриситет орбиты:

$$e = \frac{Ra - Rn}{Ra + Rn}; \quad (2)$$

3) угол истинной аномалии в точке входа в атмосферу:

$$\vartheta = \arccos\left(\frac{p - Ratm}{e * Ratm}\right). \quad (3)$$

Уравнение траектории определяется по формуле

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}. \quad (4)$$

Скорость в любой точке эллиптической траектории может быть рассчитана по формуле

$$V = \sqrt{\frac{\mu_V}{p} \sqrt{1 + e^2 + 2e \cos \vartheta}}, \quad (5)$$

где μ_V – гравитационный параметр Венеры ($\mu_V = 324,859 \cdot 10^{12} \text{ м}^3/\text{с}^2$).

Результатом расчёта на данном этапе являются скорость и угол наклона траектории в точке входа в атмосферу.

Расчёт параметров движения на участке входа в плотные слои атмосферы

Участок входа в плотные слои атмосферы начинается с условной границы, которая располагается на высоте 120 км от поверхности Венеры (рис. 3).

Примем допущения:

- 1) движение рассматриваем в плоскопараллельном поле притяжения;
- 2) углы атаки и скольжения принимаем равными нулю;
- 3) подъемной силой пренебрегаем.

Начальные условия движения берутся из результата расчёта внеатмосферного участка.

Сила лобового аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$X_a = c_x \frac{\rho V^2}{2} S_m, \quad (6)$$

где c_x – коэффициент лобового аэродинамического сопротивления; ρ – плотность среды; S_m – площадь миделевого сечения.

Параметры атмосферы определяем с помощью таблицы стандартной атмосферы Венеры (табл. 1).

Дифференциальные уравнения движения на участке входа (рис. 4) будут иметь следующий вид:

$$m \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} c_x \rho S_m V^2 - G \sin \theta, \quad (7)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -G \cos \theta, \quad (8)$$

где θ – угол наклона траектории относительно плоскости местного горизонта; $G = m \cdot g_V$ – сила тяжести, действующая на спускаемый аппарат; g_V – ускорение свободного падения на Венере, m – масса спускаемого аппарата.

Таблица 1

Рабочая модель атмосферы Венеры до высоты 120 км [2]

z , км	T , °К	p , атм	ρ , г/см ³	Примечание
0	750	93,0	$6,3 \cdot 10^{-2}$	Поверхность планеты
5	713	69,0	5,0	
10	675	50,3	3,8	
15	636	35,0	2,8	
20	596	25,2	2,18	
25	556	17,3	1,58	
30	515	11,5	1,15	

z , км	T , °K	p , атм	ρ , г/см ³	Примечание
35	472	7,4	$8,1 \cdot 10^{-3}$	
40	428	4,5	5,5	
45	382	2,6	3,58	
50	340	1,43	2,16	
55	304	0,71	1,25	
60	274	0,24	$6,6 \cdot 10^{-4}$	
65	250	0,14	2,7	Верхняя граница облачного слоя
70	240	$5,5 \cdot 10^{-2}$	1,2	
80	220	$7,0 \cdot 10^{-3}$	$1,7 \cdot 10^{-3}$	
90	200	$7,4 \cdot 10^{-4}$	$1,9 \cdot 10^{-6}$	
100	180	$6,2 \cdot 10^{-5}$	$1,8 \cdot 10^{-7}$	
110	160	$4,9 \cdot 10^{-6}$	$1,6 \cdot 10^{-8}$	Мезопауза
120	205	$3,9 \cdot 10^{-7}$	$1,0 \cdot 10^{-9}$	Затмение Регула

Кинематические соотношения имеют вид:

$$\frac{dx_0}{dt} = V \cos \theta, \quad (9)$$

$$\frac{dy_0}{dt} = V \sin \theta, \quad (10)$$

где x_0 – линейная координата x , относительно венерианской системы координат; y_0 – линейная координата y , относительно венерианской системы координат.

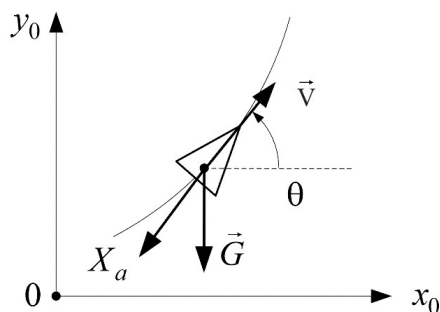


Рис. 4. К выводу уравнения движения на участке входа в плотные слои атмосферы

Fig. 4. To the derivation of the equation of motion at the entry section into the dense layers of the atmosphere

Интегрирование уравнений движения (7)–(10) проведем с помощью метода Эйлера, предварительно задав шаг интегрирования по времени.

В расчёте учитывается влияние парашюта на параметры движения. Парашют начинает раскрываться при снижении скорости до 245 м/с и отстреливается вместе с верхней крышкой венерианского атмосферного зонда на 3103 с полёта.

Расчёт траектории и ее параметров произведены в специально созданном программном продукте Marple 17. В табл. 2 приведены четыре варианта траекторий снижения зонда для эллипсов с различными фокусными параметрами.

Результатом расчёта являются значения скоростей, максимальная перегрузка, время спуска и траектория движения в плоско-параллельном поле притяжения.

Таблица 2

Результаты расчёта вариантов траектории спуска аппарата

№	Н _{перигентра} , км	ΔV , м/с	$m_{г}$, кг	$T_{вкл\ ДУ}$, с	$\Theta_{вх}^{\circ}$	$V_{вх}$, м/с	n_{max}
1	0	87,01	16,4	2,46	-1,36	7272,6	26,01 g
2	50	72,15	13,5	2,03	-1,03	7287,04	25,74 g
3	100	57,42	10,8	1,61	-0,55	7301,34	25,43 g
4	119	51,87	9,7	1,46	-0,12	7306,74	25,3 g

Расчёт характеристик воздушного шара, обеспечивающих создание выталкивающей силы в заданном диапазоне высот в атмосфере Венеры

После баллистического спуска на заданную высоту (около 50 км) шар аэростата надувается и зонд выходит на рабочий режим. Для поддержания аппарата на рабочей высоте необходимо рассчитать действующую на него выталкивающую силу (силу Архимеда).

Выталкивающая или подъёмная сила по направлению действия противоположна силе тяжести и прикладывается к центру тяжести объёма, вытесняемого телом из жидкости или газа.

Проектируемый аэростат должен оставаться на одной высоте длительное время. Для этого необходимо выполнение условия плавания тел. Тело плавает в жидкости или газе, если выталкивающая сила равна по модулю силе тяжести (рис. 5).

Исходя из условия плавания тел,

$$F_A = m_{He}g_V + m_{об}g_V + m_{шг}g_V, \quad (11)$$

$$\rho_{атм}V_{ш}g_V = m_{шг}g_V + m_{об}g_V + \rho_{He}V_{ш}g_V, \quad (12)$$

$$V_{ш} = \frac{m_{об} + m_{шг}}{\rho_{атм} - \rho_{He}}, \quad (13)$$

где $m_{шг}$, $m_{об}$, m_{He} – массы соответственно полезного груза аэростатного зонда, оболочки зонда и заправленного гелия; $\rho_{атм}$ – плотность атмосферы Венеры на определенной высоте (табл. 1); ρ_{He} – плотность гелия; $V_{ш}$ – объем шара с гелием аэростатного зонда.

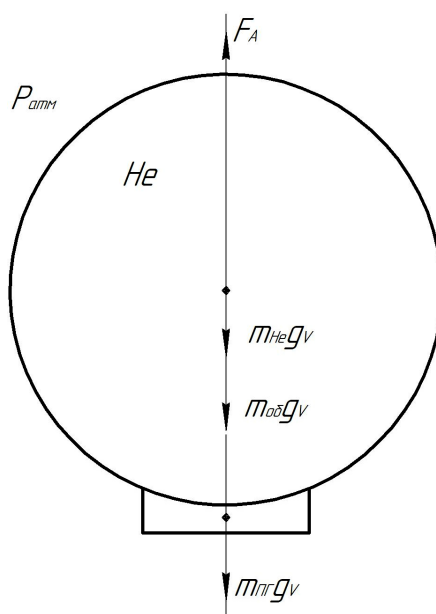


Рис. 5. К расчёту выталкивающей силы

Fig. 5. To the calculation of the buoyant force

Расчёт был произведён для высот в диапазоне 50–55 км над поверхностью (рис. 5). Результаты представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчёта параметров шара для создания необходимой выталкивающей силы

Высота от поверхности Венеры H , км	Температура в атм. T , К	Давление в атм. P , атм	Плотность атм. ρ , кг/м ³	Объем шара $V_{ш}$, м ³	Радиус шара $R_{ш}$, м	Потери гелия (за 2 суток) $m_{He\text{ пот.}}$, кг	Масса гелия $m_{He\text{ ж.}}$, кг	Объем гелия $V_{He\text{ ж.}}$, м ³
50	340	1,43	2,16	129,3	3,14	1,47	73,3	0,59
53	322	1,07	1,71	161,3	3,38	1,29	64,6	0,5
55	304	0,71	1,25	219,8	3,74	1,24	61,8	0,48

Порядок выхода спускаемого аппарата с аэростатным зондом на рабочий режим

По полученным характеристикам, определенным в результате предварительного проектирования, был сконструирован спускаемый аппарат [11–18], включающий в себя аэростатный зонд, помещенный в специальный контейнер. Общий вид спускаемого аппарата представлен на рис. 6.

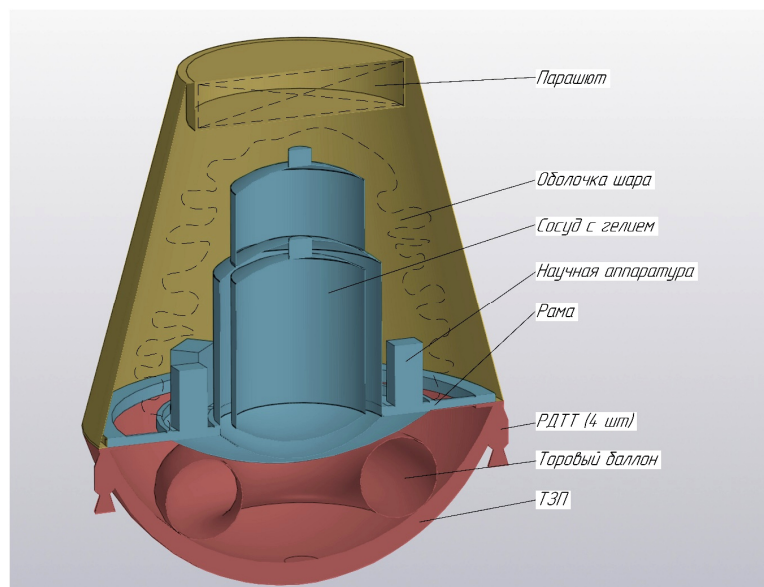


Рис. 6. Общий вид спускаемого аппарата

Fig. 6. General view of the descent vehicle

На первоначальном этапе орбитальный космический модуль (ОКМ) в связке со спускаемым аппаратом (СА) движется по круговой орбите вокруг Венеры на высоте 300 км над поверхностью. После отстыковки СА от ОКМ за счет импульса тяги ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), расположенных в нижней крышке СА (рис. 6) при $t_{имп} = 1,46$ с, спускаемый аппарат переходит на эллиптическую траекторию спуска в атмосфере Венеры (рис. 3), свободно снижаясь по баллистической траектории до достижения верхней границы атмосферы.

При достижении аппаратом скорости 245 м/с, отстреливается крышка парашютного отсека и вытягивается парашют. Происходит аэродинамическое торможение с помощью парашюта (рис. 7).

На 3103 с спуска после отстыковки от ОКМ (500 с спуска в атмосфере), при достижении аппаратом высоты 58 км происходит отстрел верхней крышки вместе с парашютом (рис. 8). В этот же момент начинается процесс наполнения шара аэростата газообразным гелием из

торового баллона, прикреплённого к нижней крышке спускаемого аппарата (рис. 6). Наполнение шара происходит за 96 с.

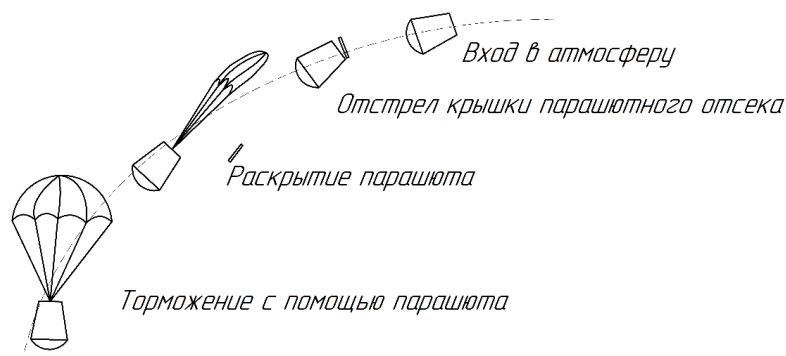


Рис. 7. Раскрытие парашюта

Fig. 7. Opening the parachute

К моменту окончания наполнения шара спускаемый аппарат достигает высоты 50 км. В этот момент происходит отстрел нижней крышки с отработавшим двигателем и пустым баллоном из под гелия в качестве сброса балласта (рис. 8).

Аэростат выходит на высоту дрейфа 53 км и переходит в рабочий режим в качестве атмосферного зонда.

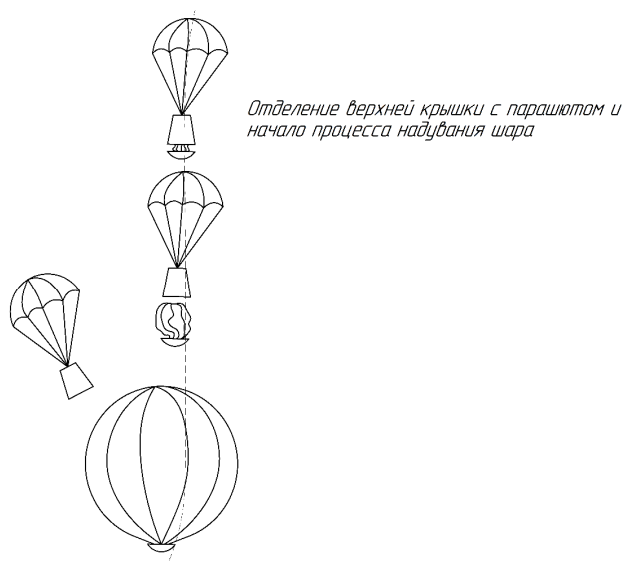


Рис. 8. Заполнение шара аэростата гелием

Fig. 8. Filling a balloon with helium

Отстреливаемая нижняя крышка СА воспринимает высокие температуры, возникающие при аэродинамическом торможении в атмосфере Венеры (рис. 9). Для обеспечения требуемой тепловой защиты она покрыта слоем теплозащитного покрытия. На силовом шпангоуте нижней крышки СА крепится импульсный РДТТ для увода СА с круговой орбиты вокруг Венеры на эллиптическую орбиту спуска.

Кроме того, на крышке крепится торовый баллон высокого давления, наполненный сжатым гелием (He). Он необходим для первоначального наполнения шара аэростата газом. Благодаря этому решению можно уменьшить рабочую массу аэростата за счёт отделения от него пустого баллона с нижней крышкой, общая масса которой составляет 160 кг.

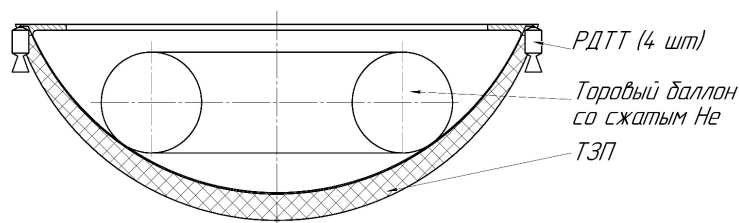


Рис. 9. Нижняя крышка спускаемого аппарата

Fig. 9. Lower cover of the descent module

Конструкция и принцип работы аэростатного зонда

Конструкция аэростатного зонда представлена на рис. 6.

Все рабочие узлы и агрегаты зонда крепятся к силовой раме. На ней герметично закреплена оболочка шара, заполненного гелием, и датчики научного оборудования. Внутри конструкции, под оболочкой на силовой раме закреплены научные приборы и сдвоенный сосуд с жидким и газообразным гелием, составляющими значительную часть массы аэростата.

Согласно техническому заданию, зонд должен дрейфовать на высоте около 50 км над поверхностью Венеры и собирать научные данные в течение 100 суток. До настоящего времени аппараты вблизи поверхности Венеры работали не более 2 суток за счет крайне агрессивных внешних условий (см. табл. 1). Имеющиеся проекты («Венера-Д», «Венера ГЛОБ», DAVINCI) также ограничиваются временем существования около 30 дней.

Благодаря миссии «Вега» известно, что утечка гелия из оболочки за расчетное время работы зонда (около 2 суток) не превышала 5 %, что соответствовало потере высоты около 0,5 км. Следовательно, если обеспечить постоянный приток дополнительных порций гелия (до 5 % за двое суток), можно продлить период активной работы аппарата без риска спуститься на высоту с неблагоприятными атмосферными условиями. Для этой цели на борту аэростата расположен сосуд с криогенным гелием (см. рис. 6). Постепенно испаряясь, гелий скапливается в верхнем отсеке сосуда, откуда он через электрический клапан поступает непосредственно в шар аэростата. Датчики внутри аэростата определяют момент, когда давление падает достаточно для новой порции газа. Таким образом, можно поддерживать высоту дрейфа зонда не менее 100 суток.

Сосуд с гелием (см. рис. 6) состоит из двух частей: сосуда Дьюара для хранения запаса сжиженного гелия и соединенного с ним баллона, в котором скапливается газообразный гелий.

В жидком состоянии гелий существует только при температуре 4,2 К и является криогенной жидкостью. Поэтому для сохранения его в жидком агрегатном состоянии будем использовать сосуд с экранно-вакуумной изоляцией [17; 18].

Массы элементов конструкции спускаемого аппарата и аэростатного зонда после проведения необходимых расчетов (с учетом гелия дозаправки) представлены в табл. 4 и 5.

Таблица 4

Массы элементов конструкции спускаемого аппарата, кг

Аэростатный зонд	Верхняя крышка с парашютом	Нижняя крышка				
		Сжатый гелий	Торový баллон	РДТТ (4 шт)	Корпус с ТЗП	Общая масса
250,0	71,0	25,8	64,5	10,0	68,7	169,0

Таблица 5

Массы элементов конструкции аэростатного зонда, кг

Гелий для дозаправки	Оболочка гелиевого шара	Научная аппаратура	Силовая рама с корпусом	Сосуд для гелия (дозаправка)	Общая масса
64,6	30,4	20	41,9	93,1	250,0

Прочностной расчёт рамы аэростатного зонда

В конструкции спускаемого аппарата силовая рама аэростатного зонда является основным несущим элементом. К ней крепятся верхняя и нижняя крышки аппарата, а также все элементы аэростатного зонда: сосуд с гелием дозаправки, корпус зонда, оболочка шара и научная аппаратура.

Из баллистического расчёта (см. табл. 2) определено, что максимальное значение перегрузки, действующей на спускаемый аппарат в процессе спуска в плотных слоях атмосферы, составляет $n = 25,3g$. Соответственно, силовая рама должна быть достаточно прочной, чтобы выдерживать высокие значения перегрузок и при этом иметь минимальную массу для уменьшения необходимого количества гелия.

Таблица 6

Результаты прочностного расчёта для различных титановых сплавов

№	Материал	Масса конструкции рамы, кг	Коэффициент запаса прочности
1	Технически чистый CP-Ti	46,7	0,71
2	Ti-10V-2Fe-3Al	48,1	1,6
3	Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr	49,9	2
4	Ti-5Al-2,5Sn	46,4	1,4
5	Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si	48,1	2
6	Ti-13V-11Cr-3Al	49,9	1,6
7	Ti-5Al-2,5Sn	46,3	1,6
8	Ti-8Al-1Mo-1V	45,2	1,7
9	Ti-8Mn	48,9	1,5

Прочностной расчёт рамы аэростатного зонда проведён в программном обеспечении SolidWorks Simulation.

Результаты расчётов для различных материалов силовой рамы представлены в табл. 6.

По результатам расчётов было выделено 2 сплава (Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr и Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si), дающих наибольший коэффициент запаса прочности, и сплав Ti-8Al-1Mo-1V, дающий наименьшую массу конструкции.

Для выбранных материалов были оптимизированы геометрические размеры конструкции силовой рамы. Результаты расчётов для выбранных материалов представлены в табл. 7.

Таблица 7

Результаты прочностного расчёта для облегченной конструкции рамы

№	Материал	Масса конструкции рамы, кг	Коэффициент запаса прочности
1	Ti-3Al-8V-6Cr-4Mo-2Zr	36,7	1,6
2	Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si	35,4	1,6
3	Ti-8Al-1Mo-1V	33,3	1,4

Таким образом, в результате прочностных расчётов для конструкции рамы аэростатного зонда был выбран сплав Ti-6Al-2Sn-2Zr-2Mo-2Cr-0,25Si, эпюра запаса прочности для которого представлена на рис. 10. При наименьшей массе этот сплав обеспечивает достаточный коэффициент запаса прочности. Итоговая масса силовой рамы составила 35,4 кг.

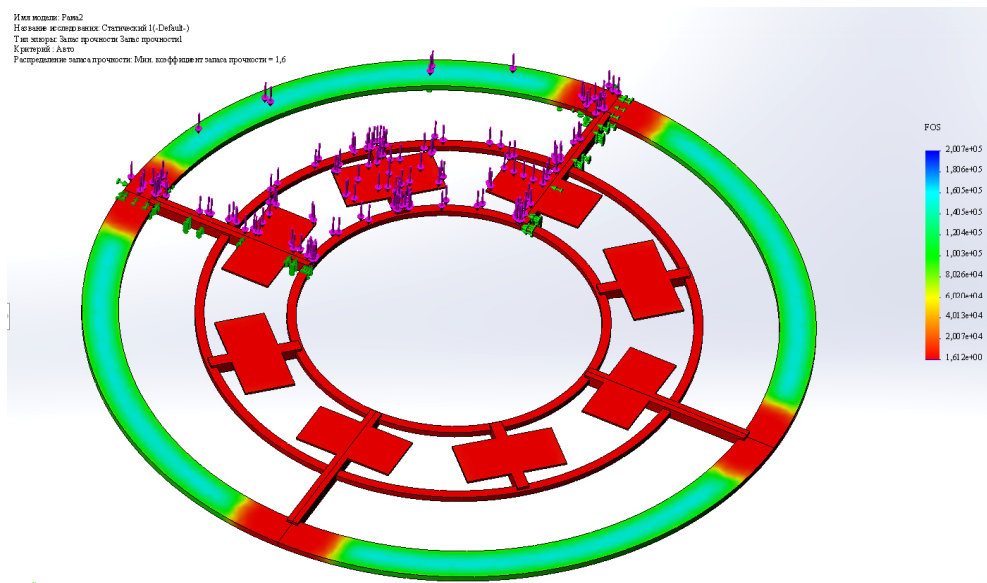


Fig. 10. Safety factor diagram of the power frame of the balloon probe

Заключение

В работе рассмотрены вопросы проектирования конструкции спускаемого аппарата на поверхность Венеры и аэростатного зонда для исследования характеристик атмосферы. Проведён расчёт баллистической траектории спуска аппарата в атмосферу Венеры до заданной высоты. Рассмотрен принцип и разработана система фиксации аэростатного зонда на заданной высоте в атмосфере Венеры. Проведены расчеты масс конструкций спускаемого аппарата, аэростатного зонда и их основных элементов. Проведен прочностной анализ конструкции силовой рамы атмосферного зонда для случая максимальных перегрузок при снижении.

Реализовано решение дифференциальных уравнений снижения в атмосфере Венеры в среде компьютерной алгебры Maple методом Эйлера. Результатом этого решения являются баллистические характеристики траекторий спуска для различных параметров эллипса.

Библиографические ссылки

1. Мирер С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение. М. : РАН ИПМ им. М. В. Келдыша, 2013. 106 с.
2. Венера, атмосфера Венеры [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%B5%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B0> Режим доступа: свободный (дата обращения: 12.03.2025).
3. Эпизоды космонавтики. Вега-1 [Электронный ресурс]. URL: <https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/ve-1/vega-1.html> (дата обращения: 11.03.2025).
4. «Венера-Д»: первая долгоживущая миссия к Венере [Электронный ресурс]. URL: <https://zanauku.mipt.ru/2018/11/08/venera-d-pervaya-dolgozhivushhaya-missiya-k-venere/> (дата обращения: 22.02.2025).
5. «Венера-Д» [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Венера-Д> (дата обращения: 03.03.2025).
6. Проект «Венера-ГЛОБ» [Электронный ресурс]. URL: <http://stp.cosmos.ru/index.php?id=1381> (дата обращения: 12.03.2025).
7. Миссия НАСА DAVINCI приземлится на Венеру в 2031 г. [Электронный ресурс]. URL: <https://hightech.fm/2022/06/03/massive-atmosphere-venus> (дата обращения: 12.03.2025).
8. Железнякова А. Л. Компьютерное моделирование спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли // Физико-химическая кинетика

в газовой динамике. 2017. Т. 18, вып. 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/>.

9. Лукашевич В. П., Афанасьев И. Б. Космические крылья. М. : ЛенТа Странствий, 2009. 496 с.

10. Кольга В. В., Рундау Н. С. Исследование параметров движения входа космолана в атмосферу // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 233–246. DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.

11. 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.

12. Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения 16.02.2024).

13. Патент RU2763353C1. Российская Федерация. Теплопередающая панель космического аппарата / В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова ; заявл. 22.12.2020 ; опубл. 28.12.2021.

14. Патент RU2834259C1. Российская Федерация. Межорбитальный космический транспортный модуль / В. В. Кольга, Д. А. Замятин ; заявл. 20.03.2024 ; опубл. 04.02.2025.

15. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, А. И. Лыкум, М. Е. Марчук, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.

16. Бордачев В. А., Кольга В. В. Металлокомпозитный топливный бак высокого давления // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы IX Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. Дню космонавтики (10–14 апреля 2023). Красноярск : СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2023. Т. 1. С. 93–95.

17. Кольга В. В., Самсонов С. Д. Аэростатный способ посадки космического аппарата в атмосфере Венеры // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч.-практ. конф. (8–10 ноября 2023). Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2023. Ч. 1. С. 52–54.

18. Кольга В. В., Самсонов С. Д. Проблема изучения Венеры атмосферным зондом: система наполнения оболочки // Решетневские чтения : материалы XXVIII Междунар. науч.-практ. конф. (18–22 ноября 2024). Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2024. Ч. 1. С. 44–45.

References

1. Mirer S. A. *Mekhanika kosmicheskogo polota. Orbital'noye dvizheniye* [Mechanics of space flight. Orbital motion]. Moscow, RAN IPM im. M. V. Keldyša Publ., 2013, 106 p. (In Russ.).

2. *Venera, atmosfera Venery* [Venus, atmosphere of Venus] (In Russ.). Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%B5%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B0> (accessed: 12.03.2025).

3. *Epizody kosmonavtiki. Vega-1* [Episodes of Cosmonautics. Vega-1] (In Russ.). Available at: <https://epizodsspace.airbase.ru/01/2u/solnthe/ams/ve-1/vega-1.html> (accessed: 11.03.2025).

4. *Venera-D: pervaya dolgozhivushchaya missiya k Venere* [Venera-D: The First Long-Lived Mission to Venus] (In Russ.). Available at: <https://zanauku.mipt.ru/2018/11/08/venera-d-pervaya-dolgozhivushchaya-missiya-k-venere/> (accessed: 22.02.2025).

5. *Venera-D* [Venera-D] (In Russ.). Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Венера-Д> (accessed: 03.03.2025).

6. *Proyekt Venera-GLOB* [Project Venus-GLOBE] (In Russ.). Available at: <http://stp.cosmos.ru/index.php?id=1381> (accessed: 12.03.2025).

7. *Missiya NASA DAVINCI prizemlitsya na Veneru v 2031 godu* [NASA's DAVINCI mission to land on Venus in 2031] (In Russ.). Available at: <https://hightech.fm/2022/06/03/massive-atmosphere-venus> (accessed: 12.03.2025).

8. Zheleznyakova A. L. [Computer simulation of the descent of the orbital stage of the Space Shuttle space system in the dense layers of the Earth's atmosphere]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*. 2017, Vol. 18, No. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/> (In Russ.).

9. Lukashevich V. P., Afanasev I. B. *Kosmicheskie krylya* [Space Wings]. Moscow, LenTa Stranstviy Publ., 2009, 496 p. (In Russ.).
10. Belonovskaya I. D., Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of the spacecraft for cleaning the orbit of space debris]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
11. *Gosudarstvennyy kosmicheskiy nauchno-proizvodstvennyy tsentr imeni M. V. Khrunicheva* [Khrunichev state research and production space center] (In Russ.). Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (accessed: 16.03.2025).
12. Kolga V. V., Rundau N. S. [Study of the parameters of the spaceplane's entry motion into]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 233–246 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.
13. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. *Teploperedayushchaya panel' kosmicheskogo apparata* [Heat transfer panel of a spacecraft]. Patent RU2763353C1, 2021 (In Russ.).
14. Kolga V. V., Zamyatin D. A. *Mezhorbital'nyy kosmicheskiy transportnyy modul'* [Interorbital space transport module]. Patent RU2834259C1, 2025 (In Russ.).
15. Kolga V. V., Lykum A. I., Marchuk M. E., Filipson G. Yu. [Optimization of the location of the attachment points of the spacecraft instrument panel based on modal analysis]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
16. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Metal-composite high-pressure fuel tank] // *Materialy IX Mezhdunar. nauch. konf. "Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the IX International scientific and practical conference "Actual problems of aviation and cosmonautics"]. Part 1, Krasnoyarsk, 2023, P. 93–95 (In Russ.).
17. Kolga V. V., Samsonov S.D. [Aerostat method of landing a spacecraft in the atmosphere of Venus]. *Materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2023. Part 1, P. 52–54 (In Russ.).
18. Kolga V. V., Samsonov S. D. [The problem of studying Venus with an atmospheric probe: the shell filling system]. *Materialy XXVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2024. Part 1, P. 44–45 (In Russ.).

© Гурина А. А., Кольга В. В., Кубриков М. В., 2025

Гурина Анастасия Анатольевна – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eruulvaturulmo@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2243-7557>.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1195-1541>.

Кубриков Максим Викторович – кандидат технических наук, директор Института космической техники; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: kubrikov@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0003-0282-0291>.

Gurina Anastasia Anatolyevna – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: eruulvaturulmo@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0009-2243-7557>.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Cand. Sc., professor, Head of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru. <https://orcid.org/0000-0003-1195-1541>.

Kubrikov Maxim Viktorovich – Can. Sc., Director of the Institute of Space Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kubrikov@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0003-0282-0291>.

Статья поступила в редакцию 01.04.2025; принята к публикации 12.05.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 01.04.2025; accepted for publication 12.05.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 539.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-394-407

Для цитирования: Нестеров В. А., Синьковский Ф. К., Суханов А. С. Моделирование композитного сетчатого адаптера для вывода космических аппаратов спутниковой системы «Марафон» // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 394–407. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-394-407.

For citation: Nesterov V. A., Sinkovsky F. K., Sukhanov A. S. [Modeling of composite mesh adapter for Marathon satellite system spacecraft output]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 394–407. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-394-407.

Моделирование композитного сетчатого адаптера для вывода космических аппаратов спутниковой системы «Марафон»

В. А. Нестеров^{1*}, Ф. К. Синьковский², А. С. Суханов²

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

²Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*E-mail: nesterov@mail.sibsau.ru

Аннотация. Композитные оболочки вращения сетчатого типа используются в производстве ракетно-космической техники в качестве силовых элементов конструкций разнообразного назначения, в том числе корпусов космических аппаратов. Высокие удельные значения механических характеристик композитов позволяют изготавливать конструкции с высокой степенью весового совершенства. Композитная сетчатая конструкция имеет форму цилиндрической или конической оболочки круглого сечения и состоит из системы спиральных и кольцевых ребер, проходящих по серединам участков между узлами пересечения спиральных ребер. Дискретная структура сетчатой оболочки относительно проста и может быть изготовлена методом непрерывной намотки композитных волокон, который весьма технологичен, хорошо отработан и поэтому в настоящее время широко распространен.

Характерным примером анизогридных цилиндрических и конических оболочек является адаптер космических аппаратов для вывода на орбиту спутников системы ГЛОНАСС, различные варианты которых производятся в цехах АО «Решетнёв». Оболочки различаются по габаритным параметрам (диаметрам и длинам) и несущей способности, но структурно однотипны, что позволяет выработать универсальную и в максимальной степени автоматизированную процедуру моделирования и расчета. Это предельно важно для композитных элементов ракетно-космической техники, которые обладают многочисленными варьируемыми параметрами. Оптимальное сочетание этих параметров определяется в процессе выполнения комплексного численного эксперимента.

Рассматриваемый в работе композитный сетчатый адаптер, предназначенный для вывода на орбиту спутников системы «Марафон», отличается от ранее применяемых оболочечных конструкций формой поперечного сечения. В основной части адаптера это сечение представляет собой правильный восьмиугольник. Используется разработанный ранее алгоритм моделирования анизогридной конструкции с системой спиральных и кольцевых ребер, сформированных однонаправленными углепластиковыми волокнами. Численное исследование устойчивости, жесткости и напряженно-деформированного состояния конструкции выполнено в среде интегрированного пакета конечно-элементных программ при варьировании основных параметров формирования ее сетчатой структуры.

Ключевые слова: анизогридная оболочка, композиционные материалы, МКЭ.

Modeling of composite mesh adapter for Marathon satellite system spacecraft output

V. A. Nesterov^{1*}, F. K. Sinkovsky², A. S. Sukhanov²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
²JSC "Information Satellite Systems" Academician M. F. Reshetnev Company"
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: nesterov@mail.sibsau.ru

Abstract. Composite shells of rotation of mesh type are often used in the production of rocket and space technology as power elements of structures for various purposes, including spacecraft hulls. High specific values of mechanical characteristics of composites allow to manufacture structures with a high degree of weight perfection. Usually composite mesh structure has the form of a cylindrical or conical shell of circular cross-section and consists of a system of spiral and circular ribs running along the midpoints of the areas between the nodes of intersection of spiral ribs. The discrete structure of the mesh shell is relatively simple and can be manufactured by the method of continuous winding of composite fibers, which is very technologically advanced, well-established and therefore currently widespread.

A characteristic example of anisogrid cylindrical and conical shells is the spacecraft adapter for GLO-NASS satellites orbit launching, different variants of which are still produced in the workshops of Reshetnev JSC. The shells differ in dimensional parameters (diameters and lengths) and bearing capacity, but they are structurally identical, which allows to develop a universal and maximally automated modeling and calculation procedure. This is extremely important for composite elements of rocket-space technology, which have numerous variable parameters. The optimal combination of these parameters is determined in the process of performing a complex numerical experiment.

The composite mesh adapter considered in this paper, designed for the Marathon satellite orbit, differs from the previously used shell structures by the shape of the cross-section, which in the main part is a regular octagon. The previously developed algorithm for modeling an anisogrid structure with a system of spiral and annular ribs formed by unidirectional carbon fiber-reinforced plastic fibers is used. Numerical investigation of stability, stiffness and stress-strain state of the structure is carried out in the environment of an integrated package of finite element programs while varying the main parameters of its mesh structure formation.

Keywords: anisogrid shell, composite materials, FEM.

Введение

Композитные анизогридные оболочки вращения в последние годы находят широкое применение в РКТ. Поэтому изучению их поведения уделяется пристальное внимание [1–12]. Конструкция адаптера состоит из цилиндрической и конической части, поэтому было выполнено комплексное исследование по изучению влияния основных проектных параметров анизогридных цилиндрических и конических оболочек на их жесткость и несущую способность. В нем инерционное воздействие космических аппаратов на конструкцию адаптера было смоделировано комплексом разнообразных силовых факторов на одном из торцевых шпангоутов оболочки [13–15]. В случае сетчатой конической оболочки [14], являющейся нижним силовым элементом адаптера, силы и моменты сосредоточены на малом основании конуса. Нижним основанием коническая оболочка прикрепляется к шпангоуту ракетносителя. Здесь комплекс силовых усилий соответствует инерционному воздействию со стороны верхней цилиндрической части адаптера, непосредственно к которой прикреплены спутники. Цель исследования – показать, что для любой комбинации торцевых силовых факторов существуют оптимальные значения проектных параметров, при которых масса конструкции адаптера будет минимальна. В качестве базовых проектных параметров здесь выступают количество спиральных ребер и

величины углов их намотки, а также размеры поперечного сечения ребер и значения механических свойств композиционного материала. В [13] и [15] приведены результаты аналогичного исследования, выполненного для анизотридной цилиндрической оболочки, являющейся верхней конструктивной частью адаптера.

Настоящая работа посвящена исследованию влияния основных проектных параметров на жесткость, прочность и устойчивость анизотридного адаптера системы «Марафон». При этом учитывается действительное инерционное воздействие от каждого космического аппарата на сетчатую композитную конструкцию. При построении геометрической и конечно-элементной моделей применяется алгоритм, разработанный в предыдущих авторских работах [13–15], посвященных оптимальному проектированию анизотридных цилиндрических и конических оболочек традиционного сечения.

Конечно-элементное моделирование

Генерация конечно-элементной (КЭ) модели пространственной конструкции выполняется в среде пре- и постпроцессора (модуль GEOSTAR). Традиционно она начинается с построения геометрической модели, формируемой с помощью стандартных геометрических примитивов: ключевых точек (POINT), линий (CURVE), элементов плоскостей и поверхностей общего вида (SURFACE). При моделировании конструкций с регулярной системой однотипных элементов, как в случае анизотридного адаптера (рис. 1), нет необходимости построения геометрической модели всей конструкции. Достаточно сначала сформировать геометрическую модель типового сегмента, затем на его основе построить сетку конечных элементов (этого сегмента) и, в завершение, с помощью операций копирования получить КЭ модель всей конструкции.

Центральная часть адаптера представляет собой 8-гранную призму, состоящую из одинаковых сетчатых панелей (рис. 2). Сетчатая структура панели формируется двумя семействами наклонных (под углом $\pm\varphi$) к образующей ребер и семейством горизонтальных ребер. Наклонное ребро в пространстве образует спираль. Горизонтальное ребро имеет форму восьмигранного замкнутого кольца. Горизонтальные (кольцевые) ребра располагаются в поперечных сечениях адаптера, равноотстоящих от тех сечений, где пересекаются наклонные (спиральные) ребра.

В ребристой структуре панели выделяется типовой сегмент (рис. 2), состоящий из отрезков наклонных и горизонтальных ребер. Геометрические размеры этого сегмента однозначно определяются следующими проектными параметрами: диаметром окружности, описанной вокруг восьмигранного сечения призмы (рис. 1, вид сверху), количеством наклонных ребер, приходящихся на ширину панели, и величиной угла (φ) наклона спиральных ребер к образующей.

Для формирования геометрической модели типового сегмента используются отрезки прямых линий (CURVE), которые затем «разбиваются» на балочные конечные элементы. Примерная КЭ модель типового сегмента (рис. 3) состоит из 12 балочных элементов (BEAM3D). Геометрические параметры сечения ребер формируются в группе действительных постоянных (RC). Механические свойства композита записываются в группе свойств материала (MP). В данном исследовании актуальными являются продольный модуль упругости (180 ГПа) и плотность (1500 кг/м³).

После формирования КЭ сетки типового сегмента с помощью операций симметричного копирования и плоско-параллельного переноса генерируются элементы на одной панели восьмигранной призмы (рис. 2). Остальные семь граней КЭ модели сетчатой структуры центральной части получаются копированием элементов первой грани поворотом на 45° вокруг продольной оси адаптера.

Геометрическая модель верхней части адаптера также формируется восемью гранями, четыре из которых имеют прямоугольную форму, а еще четыре – треугольную (рис. 1, вид сверху). КЭ сетка прямоугольных граней верхней части получена по технологии, аналогичной той, что была использована для ребристых граней центральной части адаптера. Она также предполагает построение балочных конечных элементов на геометрических примитивах (CURVE) типового сегмента (рис. 4) с последующим их размножением и копированием.

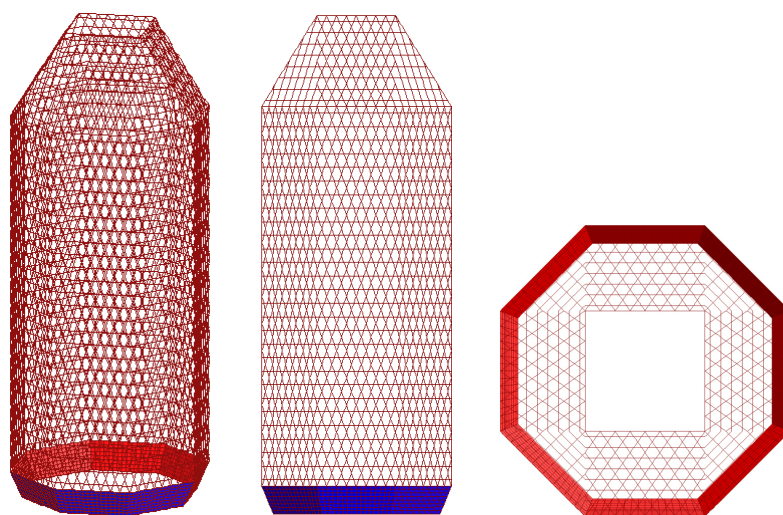


Рис. 1. Сетчатый адаптер: изометрия, вид сбоку и сверху

Fig. 1. Mesh adapter: isometry, side view and top view

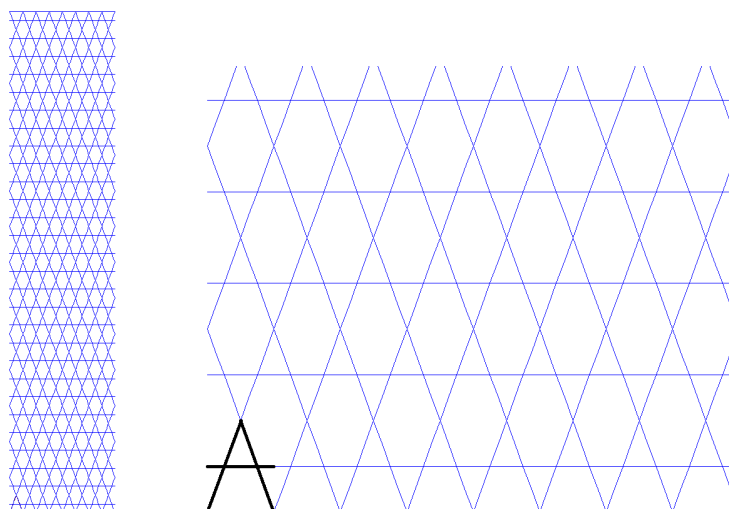


Рис. 2. Общий вид сетчатой панели и увеличенный фрагмент с типовым сегментом

Fig. 2. General view of the mesh panel and enlarged fragment with a typical segment

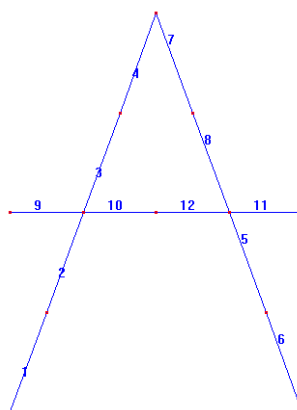


Рис. 3. КЭ модель типового сегмента

Fig. 3. FE model of a typical segment

Сетчатая структура треугольных граней верхней части адаптера моделируется таким образом, чтобы связать наклонные ребра центральной части и ребра верхней части в единую рамную конструкцию.

Нижняя часть адаптера (рис. 5) представляет собой сплошную 8-гранную конструкцию в виде правильно усеченной пирамиды. Она моделируется четырехугольными конечными элементами тонкостенной оболочки (SHELL4) постоянной толщины.

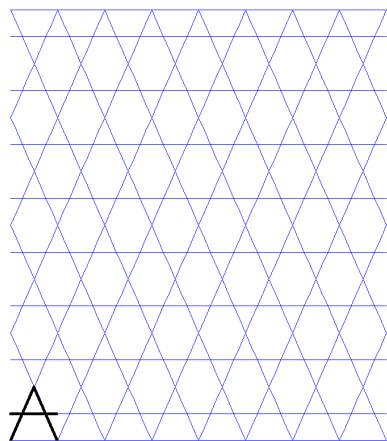


Рис. 4. КЭ модель прямоугольных граней верхней части адаптера

Fig. 4. FE model of the rectangular faces of the upper part of the adapter

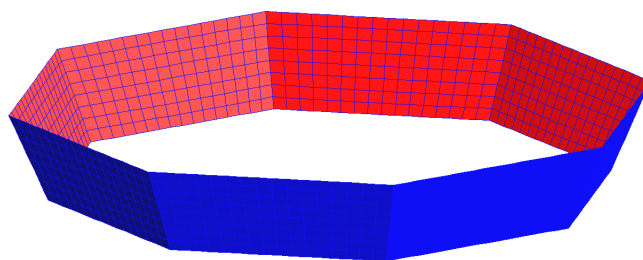


Рис. 5. КЭ модель нижней части адаптера

Fig. 5. FE model of the lower part of the adapter

Важнейшими элементами адаптера, влияющими на его статическое и динамическое поведение, являются шпангоуты. Предполагается, что они будут изготавливаться из того же материала (углепластик), что и ребра сетчатой конструкции. Самый верхний шпангоут (рис. 6) – квадратный в плане, остальные – в виде правильных восьмиугольников. Все они моделируются балочными конечными элементами (BEAM3D) с прямоугольным поперечным сечением. Заложена возможность независимого варьирования параметрами сечений для каждого шпангоута.

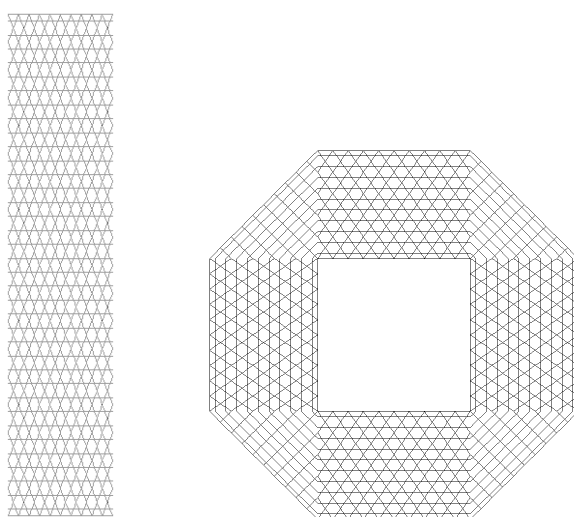


Рис. 6. Размещение элементов сосредоточенной массы на боковых гранях центральной части (слева) и на верхней части адаптера

Fig. 6. Placement of concentrated mass elements on the side faces of the central part (left) and on the upper part of the adapters

Имитация инерционного воздействия космических аппаратов на сетчатую структуру адаптера выполняется с помощью элементов сосредоточенной массы (MASS), которые размещаются в точках крепления аппаратов. Поскольку масса одного космического аппарата – 100 кг, то каждому элементу MASS назначается масса 25 кг. На каждой панели центральной части адаптера 20 элементов сосредоточенной массы (рис. 6) и еще 16 – на верхней части адаптера.

Численное исследование

Одним из актуальных расчетных случаев является момент вывода космических аппаратов на орбиту. Конструкция адаптера должна, во-первых, обладать достаточной несущей способностью, чтобы выдержать инерционные перегрузки и, во-вторых, обеспечивать необходимую жесткость, исключая недопустимые перемещения под обтекателем ракетоносителя. Поэтому в начале исследования сосредоточим внимание на модальном расчете адаптера, а именно на устойчивости при инерционном воздействии и анализе частот и форм собственных колебаний.

В расчетной модели адаптера (рис. 7) задаются фиксированные (неизменные) величины проектных параметров:

- диаметр описанной окружности сечения восьмигранной призмы – 2,280 м;
- высота центральной части – 4,5 м;
- высота верхней части – 1 м;
- высота нижней части – 0,310 м.

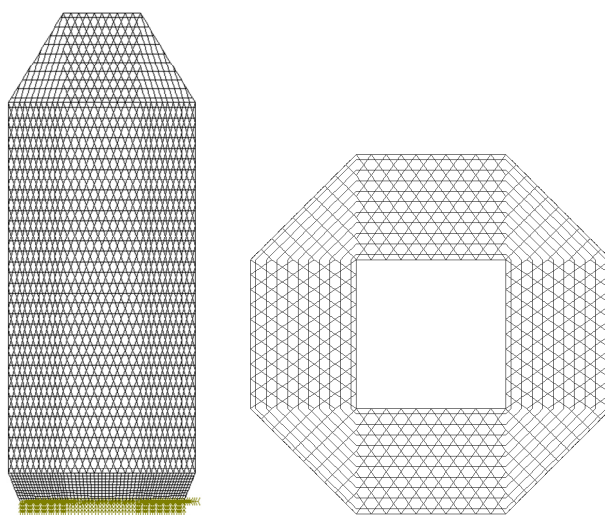


Рис. 7. Исходная КЭ модель адаптера

Fig. 7. Initial FE model of the adapter

В начальном варианте примем следующие значения варьируемых проектных параметров:

- число спиральных ребер, приходящихся на ширину боковой грани центральной части адаптера, – 10;
- высота сечения ребер (кольцевых и спиральных) сетчатой структуры – 15 мм, ширина – 3 мм;
- угол наклона спиральных ребер – 20°;
- толщина оболочечных элементов нижней части – 3 мм.

При заданных проектных параметрах масса адаптера (без учета массы космических аппаратов) составила 137 кг.

Выполним расчет на устойчивость конструкции при вертикальной перегрузке. Для этого зададим вертикальное ускорение – 9,81 м/с² и рассчитаем коэффициент запаса устойчивости (К). Форма потери устойчивости (рис. 8) свидетельствует о том, что «слабым местом» оказалась

юбка – нижняя часть адаптера. Поскольку главная тема исследования – оптимизация сетчатой структуры адаптера, то целесообразно выполнить нижнюю часть достаточно мощной, чтобы ее несущая способность не вызывала сомнений в дальнейших экспериментах.

Увеличим толщину оболочечных элементов юбки до 6 мм (масса конструкции возросла почти на 10 кг) и повторим расчет на устойчивость при осевой перегрузке. Зона потери устойчивости сместилась в сетчатую структуру адаптера (рис. 9), и локализовалась в ее нижней части, где сжимающие напряжения имеют максимальное значение, поскольку вызваны инерционными усилиями от всего «груза».

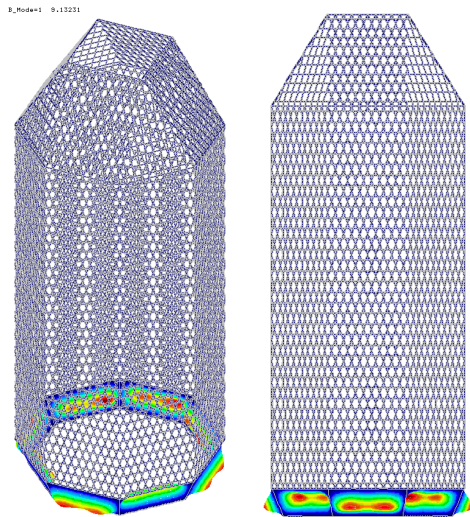


Рис. 8. Форма потери устойчивости исходной модели адаптера

Fig. 8. Shape of the stability loss of the original adapter model

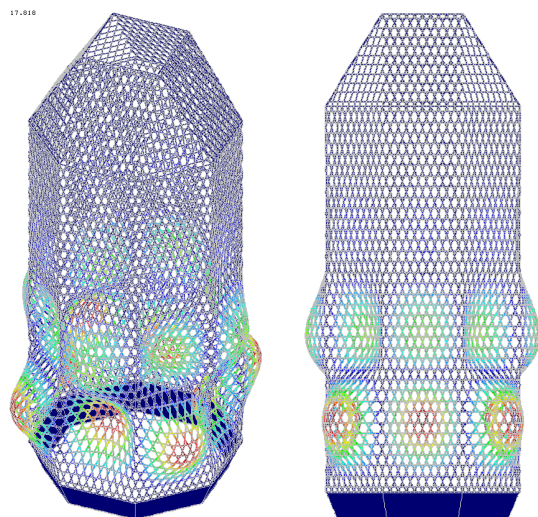


Рис. 9. Форма потери устойчивости модели адаптера с усиленной нижней частью

Fig. 9. Shape of stability loss of the adapter model with reinforced bottom part

Жесткость конструкции можно оценить по величинам первых частот собственных колебаний. Модальный расчет, выполненный для исходной модели адаптера с углом наклона спиральных ребер в сетчатой структуре $\varphi = 20^\circ$, дал следующие значения частот собственных колебаний для первых четырех мод: $f_1 = 9,44$ Гц, $f_2 = 9,70$ Гц, $f_3 = 9,70$ Гц, $f_4 = 9,90$ Гц. Соответствующие формы колебаний представлены на рис. 10–12.

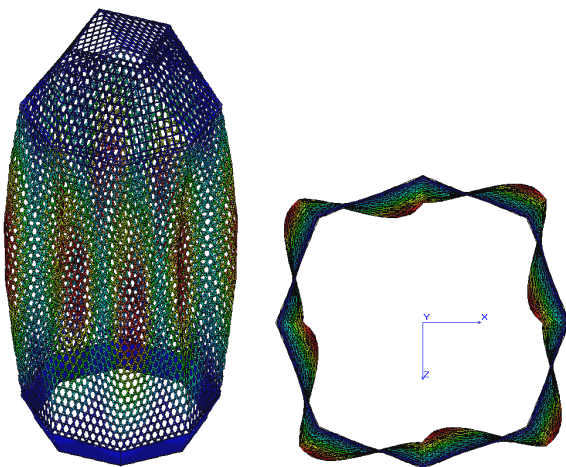


Рис. 10. Форма колебаний по первой собственной частоте

Fig. 10. Shape of oscillations at the first natural frequency

Первые три формы – оболочечного типа. Для них характерны колебания панелей центральной части адаптера. При этом верхний квадратный шпангоут не имеет значительных смещений. Отметим, что вторая и третья формы симметричны. Четвертая форма (тоже оболочечная) похожа на колебания консольной балки. Амплитуда колебаний панелей центральной части незначительная, но общее смещение свободного торца (верхнего шпангоута) может достигать недопустимо больших значений, при котором возможно касание обтекателя головной части и его деформирование.

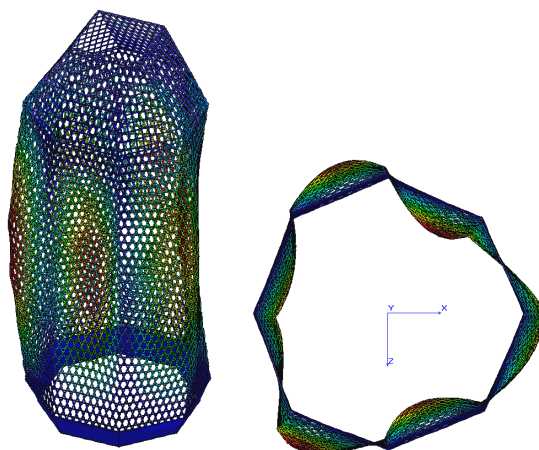


Рис. 11. Форма колебаний по второй собственной частоте

Fig. 11. Shape of oscillations at the second natural frequency

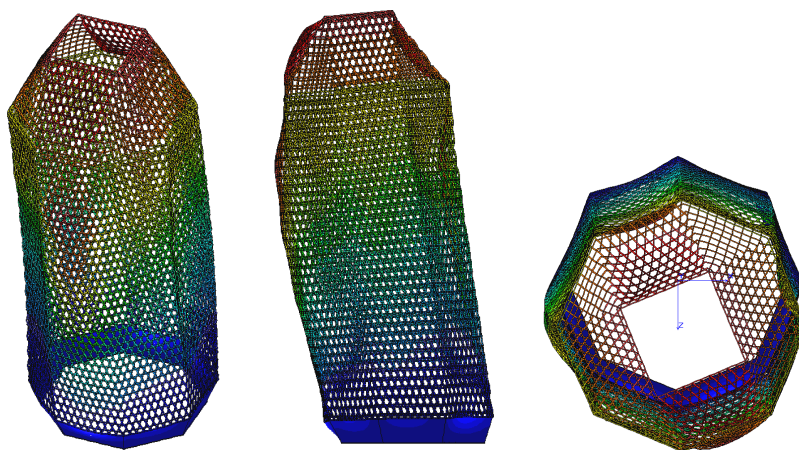


Рис. 12. Форма колебаний по четвертой собственной частоте

Fig. 12. Shape of oscillations at the fourth natural frequency

В таблице представлены результаты анализа собственных колебаний моделей адаптера с различными величинами угла наклона спиральных ребер φ . Рассмотрен ряд значений от 15° до 45° с шагом 5° . Отметим, что действительные значения угла φ немного отличаются от номинальных. Корректировка угла выполнена с целью размещения целого числа типовых сегментов вдоль высоты центральной части адаптера. При этом все шпангоуты будут располагаться в тех поперечных сечениях адаптера, в которых пересекаются спиральные ребра сетчатой структуры.

В таблице (3 столбец) представлены значения частот собственных колебаний первых четырех мод, поскольку во всех вариантах модели «опасная» балочная частота (соответствующая величина выделена жирным шрифтом) «не забиралась» выше четвертой моды.

По мере увеличения угла φ происходит сгущение сетки (рис. 13). При этом возрастает масса (см. таблицу, столбец 2) сетчатой структуры (а, следовательно, и масса всего адаптера) за счет удлинения спиральных ребер и увеличения количества кольцевых ребер.

Из анализа полученных результатов (см. таблицу) видно, что оптимальной по жесткости является модель с углом наклона спиральных ребер $\varphi = 30^\circ$.

Параллельно исследовалась несущая способность при осевой перегрузке. Коэффициент запаса устойчивости $K_{кр}$ увеличивается по мере роста угла φ как по абсолютной величине (см. таблицу, столбец 4), так и по относительной (см. таблицу, столбец 4). Удельный коэффициент запаса устойчивости ($K_{кр}/m$) характеризует массовую эффективность модели. В нашем случае

это означает, что модель с более высоким удельным коэффициентом запаса устойчивости (при обеспечении требуемой несущей способности) имеет меньшую массу (по сравнению с моделью, у которой этот параметр ниже).

Результаты численного эксперимента

$\varphi^\circ (\varphi^\circ_{\text{real}})$	m , кг	f , Гц	$K_{\text{кр}}$	$K_{\text{кр}}/m$	σ_{max} , МПа
1	2	3	4	5	6
15 (15,1475)	140,6	8,543 8,633 8,633 8,689	14,76	0,105	168,41
20 (20,5474)	147	9,4397 9,7004 9,7004 9,89965	17,818	0,1212	183,56
25	153,3	9,8709 10,1418 10,1418 10,4930	20,5843	0,1343	198,71
30 (30,2451)	160	10,0885 10,2496 10,2496 10,5627	22,7894	0,1424	211,27
35 (35,2989)	168,9	10,0449 10,0449 10,1314 10,4573	25,053	0,1483	222,66
40 (40,4899)	179,5	9,683 9,683 10,1314 10,1314	27,0505	0,1507	234,50
45 (45,5776)	192,2	8,955 8,955 9,653 9,653	28,5765	0,1487	260,98

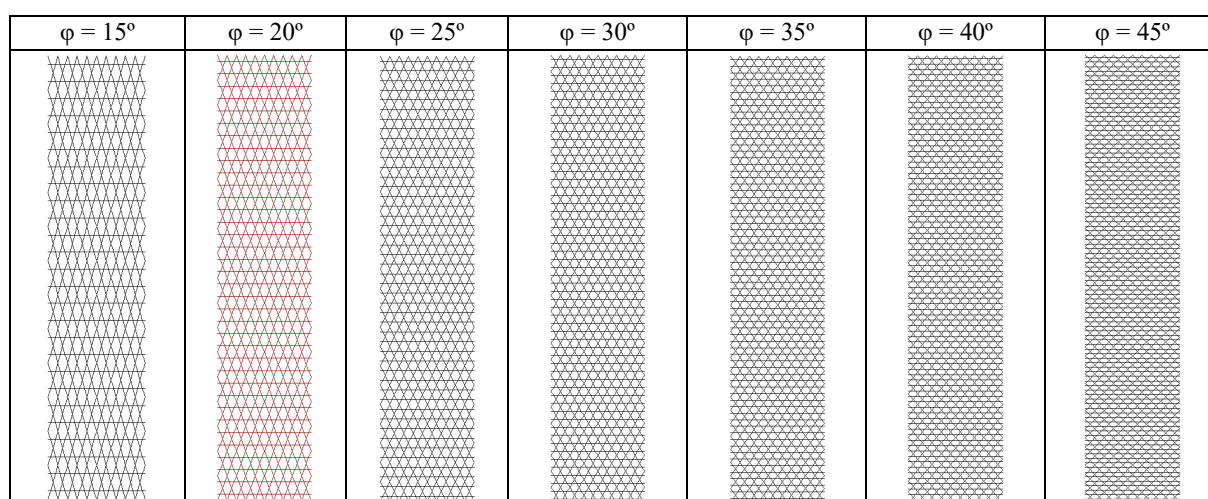


Рис. 13. Сетчатая структура панели центральной части адаптера при различных углах наклона спиральных ребер

Fig. 13. Mesh structure of the panel of the central part of the adapter at different angles of inclination of spiral ribs

Рассмотрим вопрос о прочности ребристой конструкции адаптера во время вывода космических аппаратов на орбиту. Для имитации инерционной нагрузки на модель с углом наклона спиральных ребер $\varphi = 20^\circ$ зададим осевое (по оси Y, рис. 14) ускорение – 2g, боковое (по оси X, рис. 14) – 1g.

В результате расчета получено распределение максимальных в сечениях ребер напряжений Мизеса, наибольшее значение (183,56 МПа) которых локализовано в нижней области центральной ребристой части адаптера (рис. 14). Эта величина находится в допустимых пределах сжимающего напряжения для углепластиковых волокон (450 МПа).

Можно предположить, что при ином направлении боковой нагрузки (рис. 15) напряжения будут выше за счет уменьшения плеча изгибающего момента в сечении 8-гранной призмы. Но расчеты показали, что максимальные действующие напряжения даже немного уменьшились (183,45 МПа).

Аналогичная картина выявлена в расчетах модели с более пологим расположением наклонных (спиральных) ребер (рис. 16 и 17). Но наибольшие значения напряжений Мизеса в модели с углом наклона спиральных ребер $\varphi = 35^\circ$ оказались существенно выше (222,66 МПа), чем в модели с $\varphi = 20^\circ$.

Численный эксперимент по анализу прочности, выполненный для моделей с различным наклонением спиральных ребер, показал, что интенсивность напряжений (см. таблицу, столбец б) в ребрах возрастает с ростом угла φ , поскольку при этом уменьшается продольная жесткость ребристой конструкции.

Если инерционную перегрузку увеличить вдвое (осевая – 4g, боковая – 2g), то и интенсивность напряжений увеличится в два раза. При этом значения напряжений Мизеса в модели с углом наклона спиральных ребер $\varphi = 35^\circ$ (рис. 18) почти достигнут предельно допустимых величин. Если же задать перегрузку в 3g по обоим направлениям, то эти значения превысят допустимые.

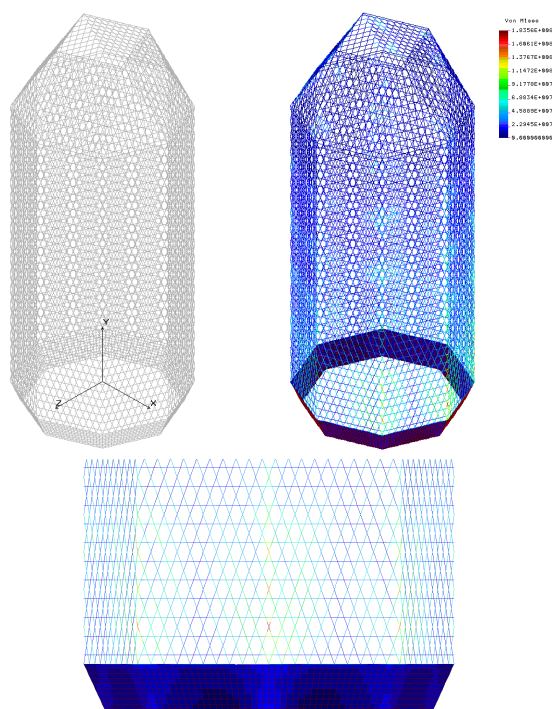


Рис. 14. Распределения напряжений в модели ($\varphi = 20^\circ$) с первым вариантом направления боковой перегрузки

Fig. 14. Stress distributions in the model ($\varphi = 20^\circ$) with the first variant of lateral overload direction

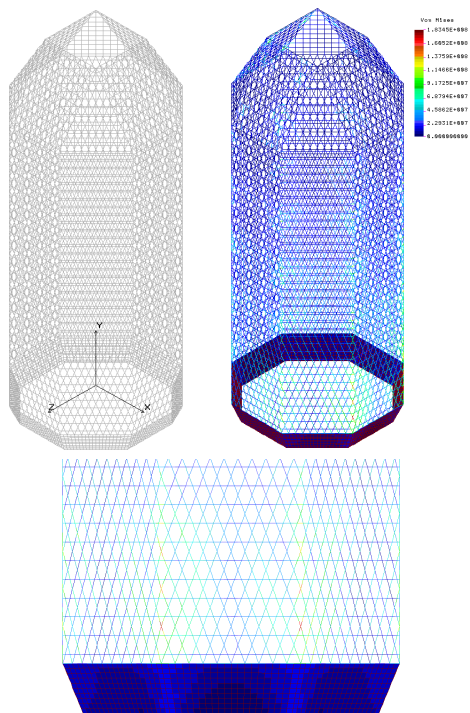


Рис. 15. Распределения напряжений в модели ($\varphi = 20^\circ$) со вторым вариантом направления боковой перегрузки

Fig. 15. Stress distributions in the model ($\varphi = 20^\circ$) with the second variant of lateral overload direction

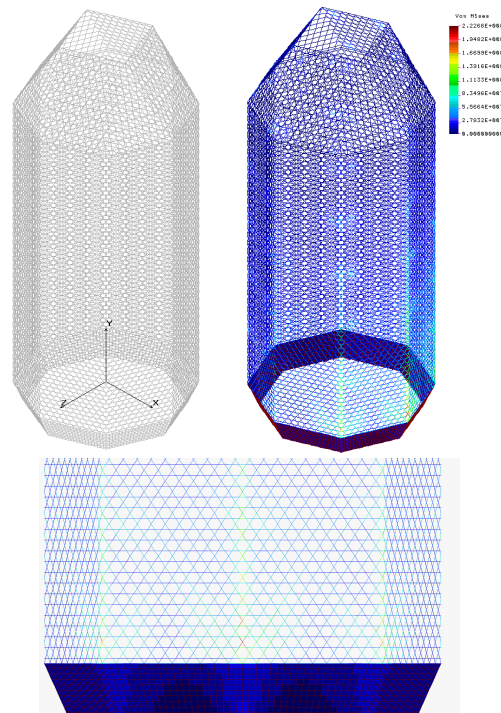


Рис. 16. Распределения напряжений в модели ($\varphi = 35^\circ$) с первым вариантом направления боковой перегрузки

Fig. 16. Stress distributions in models ($\varphi = 35^\circ$) with the first observation of the overload limiting direction

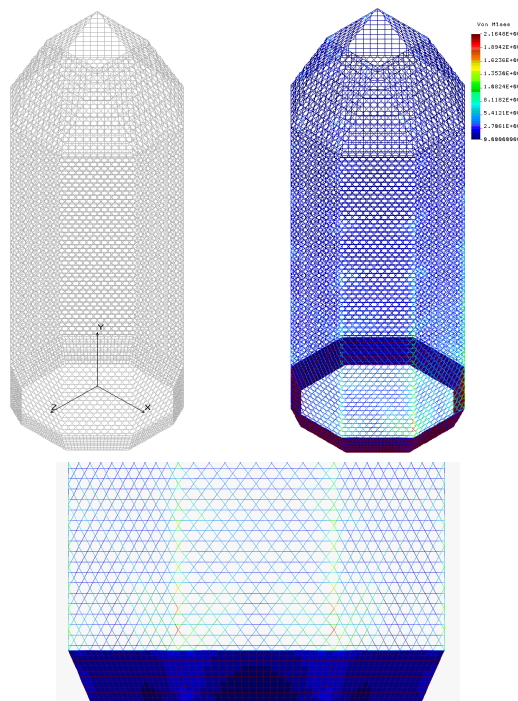


Рис. 17. Распределения напряжений в модели ($\varphi = 35^\circ$) со вторым вариантом направления боковой перегрузки

Fig. 17. Stress distributions in the model ($\varphi = 35^\circ$) with the second variant of lateral overload direction

Понизить степень интенсивности опасных напряжений можно, усиливая мощность ребер в зоне локализации максимальных напряжений, например, подматывая спиральные ребра в нижней части сетчатой структуры. Однако в данном случае достаточно добавить дополнительные продольные ребра по линиям соединения граней центральной призмы (рис. 19). Величина максимальных напряжений снизится до приемлемых значений. Следует иметь в виду, что добавленные продольные ребра мощнее ребер основной сетки: высота поперечного сечения 30 мм, ширина – 6 мм. Общая масса продольных ребер – незначительная (1,331 кг) по сравнению с массой всего адаптера (171 кг).

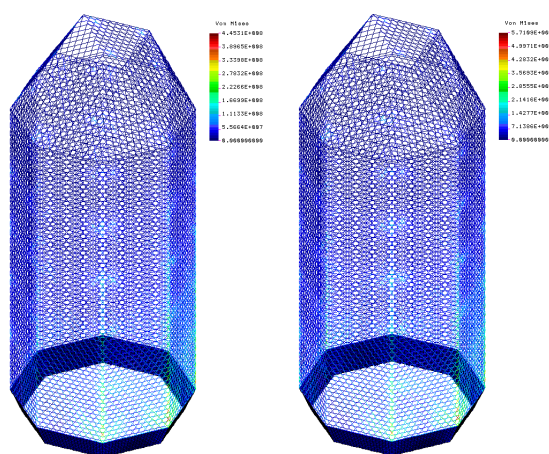


Рис. 18. Распределения напряжений в модели ($\varphi = 35^\circ$) с первым вариантом направления боковой перегрузки: слева – для осевой перегрузки 4g, для боковой перегрузки 2g, справа – для осевой перегрузки 3g, для боковой перегрузки 3g

Fig. 18. Stress distributions in the model ($\varphi = 35^\circ$) with the first variant of lateral overload direction: left for axial overload 4g, for lateral overload 2g, right for axial overload 3g, for lateral overload 3g

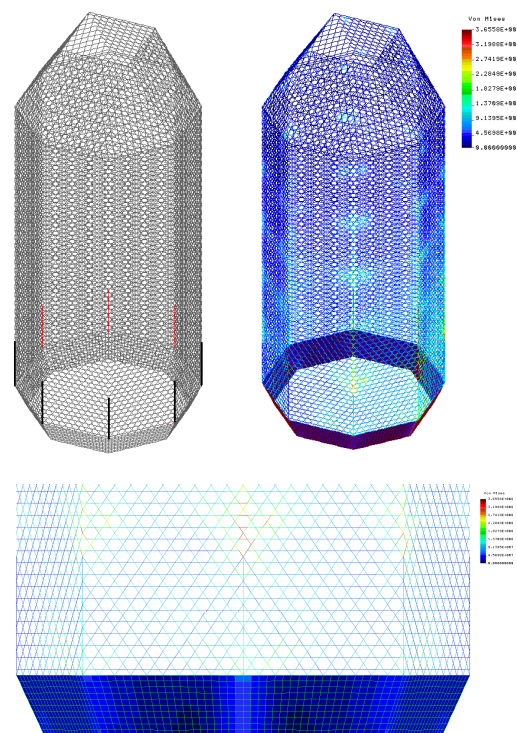


Рис. 19. Распределения напряжений в модели с добавленными продольными ребрами

Fig. 19. Stress distributions in the model with added longitudinal ribs

Заключение

Результаты численного эксперимента продемонстрировали высокую чувствительность жесткости и напряженно-деформированного состояния, а также критических усилий адаптера космических аппаратов от значений проектных параметров сетчатой структуры композитной конструкции. Они также еще раз подтвердили необходимость проведения комплексного исследования на этапе проектирования анизогридных композитных силовых конструкций для определения оптимального сочетания многочисленных проектных параметров, которое для каждой новой миссии уникально, поскольку каждый раз соответствует разным характеристикам инерционного воздействия, определяемого массами космических аппаратов. В работе также показано, что в ряде случаев альтернативным вариантом оптимизации проектных параметров могут стать изменения конструктивной схемы сетчатой структуры, например, введением дополнительных ребер вертикальной ориентации.

Библиографические ссылки

1. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // Composite Structures. 2001. Vol. 54, Iss. 2–3. P. 361–370.

2. Vasiliev V. V., Rasin A. F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications // *Composite Structures*. 2006. Vol. 76, Iss. 1–2. P. 182–189.
3. Азаров А. В., Разин А. Ф. Континуальная модель сетчатой композитной структуры // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2020. Т. 26, № 2. С. 269–280.
4. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике / В. В. Васильев, В. А. Барынин, А. Ф. Разин и др. // *Композиты и наноструктуры*. 2009. № 3. С. 38–50.
5. Азаров А. В. К теории сетчатых композитных оболочек // *Изв. РАН. Механика твердого тела*. 2013. № 1. С. 71–83.
6. Азаров А. В. Континуальная модель композитных сетчатых оболочек, образованных системой спиральных ребер // *Композиты и наноструктуры*. 2015. Т. 7, № 3 (27). С. 151–161.
7. Азаров А. В. Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых композитных конструкций // *Механика твердого тела*. 2018. № 4. С. 85–93.
8. Васильев В. В. Оптимальное проектирование композитной сетчатой цилиндрической оболочки, нагруженной внешним давлением // *Механика твердого тела*. 2020. № 3. С. 5–11.
9. Васильев В. В., Разин А. Ф., Азаров А. В. Композитные сетчатые конструкции - проектирование, расчет и изготовление. М. : Инновационное машиностроение, 2023. 488 с.
10. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. Anisogrid composite lattice structures – Development and aerospace applications // *Composite Structures*. 2012. Vol. 94, Iss. 3. P. 1117–1127.
11. Хахленкова А. А., Лопатин А. В. Обзор конструкций адаптеров современных космических аппаратов // *Космические аппараты и технологии*. 2018. Т. 2, № 3. С. 134–146. DOI: 10.26732/2618-7957-2018-3-134-146.
12. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // *Composite Structures*. 2001. Vol. 54. P. 361–370.
13. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Finite-element modelling and buckling analysis of anisogrid composite lattice cylindrical shells // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93, Iss. 2. P. 308–323.
14. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Buckling analysis and design of anisogrid composite lattice conical shells // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93, Iss. 12. P. 3150–3162.
15. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Finite-element modeling and buckling analysis of anisogrid composite lattice cylindrical shells // *IV European Conference on Computational Mechanics*. Palais des Congres, Paris, France, May 16–21, 2010.

References

1. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. *Composite Structures*. 2001, Vol. 54, Iss. 2–3, P. 361–370.
2. Vasiliev V. V., Rasin A. F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*. 2006, Vol. 76, Iss. 1–2, P. 182–189.
3. Azarov A. V., Razin A. F. [Continuum model of a mesh composite structure]. *Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruktsiy*. 2020, Vol. 26, No. 2, P. 269–280 (In Russ.).
4. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F., Petrokovsky S. A., Khalimanovich V. I. [Anisogrid composite mesh structures - development and application to space technology]. *Kompozity i nanostruktury*. 2009, No. 2, P. 38–50 (In Russ.).
5. Azarov A. V. [On the theory of mesh composite shells]. *Mekhanika tverdogo tela*. 2013, No. 1, P. 71–83 (In Russ.).
6. Azarov A. V. [Continuum model of composite mesh shells formed by a system of spiral ribs]. *Kompozity i nanostruktury*. 2015, Vol. 7, No. 3 (27), P. 151–161 (In Russ.).
7. Azarov A. V. [The problem of designing aerospace mesh composite structures]. *Mekhanika tverdogo tela*. 2018, No. 4, P. 85–93 (In Russ.).
8. Vasiliev V. V. [Optimal design of a composite mesh cylindrical shell loaded with external pressure]. *Mekhanika tverdogo tela*. 2020, No. 3, P. 5–11 (In Russ.).

9. Vasiliev V. V., Razin A. F., Azarov A. V. [Composite mesh structures – design, calculation and manufacturing]. *Innovatsionnoye mashinostroyeniye*. 2023, 448 p. (In Russ.).
10. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. Anisogrid composite lattice structures – Development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012, Vol. 94, Iss. 3, P. 1117–1127.
11. Khakhlenkova A. A., Lopatin A. V. [Review of adapter designs for modern spacecraft]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2018, Vol. 2, No. 3, P. 134–146 (In Russ.). DOI: 10.26732/2618-7957-2018-3-134-146.
12. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. *Composite Structures*. 2001, Vol. 54, P. 361–370.
13. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Finite-element modelling and buckling analysis of anisogrid composite lattice cylindrical shells. *Composite Structures*. 2011, Vol. 93, Iss. 2, P. 308–323.
14. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Buckling analysis and design of anisogrid composite lattice conical shells. *Composite Structures*. Vol. 93, Iss. 12, 2011, P. 3150–3162.
15. Morozov E. V., Lopatin A. V., Nesterov V. A. Finite-element modeling and buckling analysis of anisogrid composite lattice cylindrical shells. *IV European Conference on Computational Mechanics*. Palais des Congres, Paris, France, May 16–21, 2010.

© Нестеров В. А., Синьковский Ф. К., Суханов А. С., 2025

Нестеров Владимир Анатольевич – кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nesterov@mail.sibsau.ru. <https://orcid.org/0009-0003-6384-3849>.

Синьковский Федор Константинович – кандидат технических наук, директор отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем – заместитель генерального конструктора по механическим системам; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: sfk@iss-reshetnev.ru.

Суханов Александр Сергеевич – начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: suhanovas@iss-reshetnev.ru.

Nesterov Vladimir Anatolievich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nesterov@mail.sibsau.ru. <https://orcid.org/0009-0003-6384-3849>.

Sinkovsky Fyodor Konstantinovich – Cand. Sc., Director of the Industry Center for Large-Scale Transformable Mechanical Systems – Deputy General Designer for Mechanical Systems; JSC “Information Satellite Systems” Academician M. F. Reshetnev Company”. E-mail: sfk@iss-reshetnev.ru.

Sukhanov Alexander Sergeevich – Group Head; JSC “Information Satellite Systems” Academician M. F. Reshetnev Company”. E-mail: suhanovas@iss-reshetnev.ru.

Статья поступила в редакцию 19.03.2025; принята к публикации 08.05.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 19.03.2025; accepted for publication 08.05.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 629.78.03: 621.472

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430

Для цитирования: Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П. Полетная эффективность солнечного теплового ракетного двигателя с двухступенчатым тепловым аккумулятором // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 408–430. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430.

For citation: Finogenov S. L., Kolomentsev A. I., Nazarov V. P. [Flight efficiency of solar thermal propulsion with double-stage thermal energy storage]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 408–430. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-408-430.

Полетная эффективность солнечного теплового ракетного двигателя с двухступенчатым тепловым аккумулятором

С. Л. Финогенов^{1*}, А. И. Коломенцев¹, В. П. Назаров²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, 4

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: sfimai2015@mail.ru

Аннотация. Актуальность работы связана с возрастающей потребностью в тяжелых спутниках на высоких рабочих орбитах. Рассматриваемый в работе солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРД) с двухступенчатым фазопереходным тепловым аккумулятором (ТА) предназначен для выведения космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту (ГСО). Двухступенчатый ТА включает внешнюю низкотемпературную ступень системы «солнечный концентратор – светоприемник – аккумулятор» (КПА), содержащую энергоемкий фазопереходный теплоаккумулирующий материал (ТАМ) с относительно невысокой температурой плавления, типа гидрида лития, и высокотемпературную центральную ступень с тугоплавким энергоемким ТАМ, например, оксидом бериллия, что обеспечивает высокий удельный импульс двигателя 900 с. Время межорбитального перелета варьируется от 20 до 90 суток. Выявленные рациональные оптико-энергетические параметры двигателя в этом диапазоне определяют требуемую точность солнечного концентратора, более низкую по сравнению с одноступенчатой системой КПА, поэтому условия слежения за Солнцем в полете могут быть значительно упрощены. Сравнение характеристик СТРД с альтернативными средствами межорбитальной транспортировки показывает, что энергобаллистическая эффективность КА в рассматриваемой задаче значительно превосходит таковую для химических или комбинированных космических разгонных блоков с электроракетным довыведением на ГСО. Использование двигателя с дожиганием нагретого в ТА водорода кислородом позволяет повысить полезную массу на ГСО при сравнительно небольшом времени перелета и сократить размеры КА с СТРД. Целесообразные величины соотношения расходов компонентов топлива зависят от времени перелета. Рассмотренные возможные варианты полезной нагрузки – геостационарных спутников связи – могут быть выведены на целевую орбиту при помощи ракеты-носителя среднего класса «Союз-2.1б» с «солнечным» разгонным блоком вместо тяжелых носителей типа «Протон-М» с химическими верхними ступенями.

Ключевые слова: солнечный тепловой ракетный двигатель, ступени нагрева водорода, тепловой аккумулятор, геостационарная орбита, космический аппарат.

Flight efficiency of solar thermal propulsion with double-stage thermal energy storage

S. L. Finogenov^{1*}, A. I. Kolomentsev¹, V. P. Nazarov²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University)

4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: sfmai2015@mail.ru

Abstract. The activity urgency is connected with requirement of heavy spacecraft ascent into high working orbits. The solar thermal propulsion (STP) with double-stage latent heat thermal energy storage (TES) is intended for space vehicle delivery into geostationary orbit (GEO). Double-stage TES contains peripheral stage as “solar concentrator – sunlight absorber-thermal energy storage” system (CATS) with relatively low-temperature heat-accumulating phase-changing material (HAM) having high latent heat of fusion, for instance, lithium hydride, and high-temperature central stage with high power-intensive TES, for example, beryllium oxide, that allows obtaining of high specific impulse 900 sec. Inter-orbital transfer time from low earth orbit (LEO)-to-GEO varies from 20 to 90 days. Expedient optical-energetic characteristic parameters of the STP for each flight time shows that expedient accuracy of the solar mirror concentrator is much less in comparison with single-stage CATS with beryllium oxide as the HAM, therefore the CATS Sun tracking conditions can be significantly simplified. Comparison between the STP and alternative means of inter-orbital transportation shows that payload mass on GEO seriously exceeds that for liquid propulsion or combined upper stages with both chemical and electric propulsion. Use of the STP with heated hydrogen after-burning allows payload mass increasing at relatively low transfer time, as well as reduction of space vehicle dimensions and the CATS complication. The expedient oxidizer-to-fuel mass ratios depend on LEO-to-GEO trip time. The considered possible variants of payloads – geostationary communication satellites – can be injected into the target orbit with use of “Soyuz-2.1b” middle class launchers having the “solar” upper stage instead of “Proton-M” heavy rockets class with chemical liquid propellant kick-stages.

Keywords: solar thermal propulsion, stages of hydrogen heating, thermal energy storage, geostationary orbit, hydrogen after-burning.

Введение

Актуальность работы обусловлена потребностью современной космонавтики в новых средствах межорбитальной транспортировки на высокоэнергетические рабочие орбиты, включая геостационарную орбиту (ГСО). Поскольку возможности химических ракетных двигателей (ЖРД и РДТТ) достигают своего предела, а двигатели с высоким удельным импульсом (ЯРД, ЭРД) имеют ограничения по их использованию, актуальным является использование энергии внешней среды космического пространства, в частности солнечной энергии, как наиболее доступной для повышения энтальпии ракетного топлива. В этой связи целесообразна разработка солнечного теплового ракетного двигателя (СТРД) с прямым нагревом рабочего тела (водорода) в системе «солнечный концентратор – приемник солнечного излучения» (КП). СТРД характеризуется достаточно высоким удельным импульсом (до 800–900 с) и реактивной тягой в пределах 100–1000 Н, что позволяет отнести его к двигателям «промежуточной» тяги по сравнению с ЖРД и ЭРД.

Уровень такой «промежуточной» тяги космического аппарата (КА) с СТРД предполагает множественные «разрывные» траектории с активными участками в апсидальных областях переходных траекторий с пассивным движением между ними. Вначале выполняются перигейные включения двигателя с тангенциальным направлением вектора реактивной тяги, а затем, после

достижения области апогея геопереходной орбиты или выше выполняются апогейные тангенциальные включения двигателя с управлением, в том числе по углу рыскания, для изменения наклона орбиты и ее скругления до уровня ГСО.

В процессе перелета по пассивным участкам траекторий целесообразно использование теплового аккумулятора (ТА) для накопления тепловой энергии от солнечного концентратора с целью ее использования при нагреве рабочего тела (водорода) на активных участках орбиты и создания тяги для последовательного поднятия орбиты и изменения ее наклона [1; 2]. Поэтому преимуществом СТД с ТА является независимость процессов накопления энергии при неработающем двигателе на пассивных участках траектории и упрощение условий ориентации системы «концентратор – светоприемник – аккумулятор» (КПА) на Солнце и включений двигателя на активных участках независимо от условий затенения линии апсид. В качестве теплоаккумулирующих материалов (ТАМ) могут быть использованы как твердотельные материалы типа силицированного графита, накапливающие тепло за счет теплоемкости [2; 3], так и высокотемпературные фазопереходные материалы, обладающие высокой удельной скрытой теплотой плавления и не изменяющие энергоотдачу на выходе из ТА в течение всего времени теплового разряда [4; 5]. В дальнейшем будем рассматривать фазопереходные материалы как обладающие высокой удельной энергоемкостью и перспективами дальнейшего совершенствования их применения, в частности возможностью использования перегретых ТАМ в сочетании с твердотельной матрицей [3].

Двухступенчатая система КПА

Ранее в работах [6–8] были рассмотрены СТД с одноступенчатыми фазопереходными ТА, в которых была оценена возможность использования различных теплоаккумулирующих материалов. Недостатком одноступенчатых светоприемников-аккумуляторов является их изотермичность, поскольку вся лучепоглощающая поверхность может рассматриваться как абсолютно черное тело, излучающее равномерно по всему диаметру апертуры светоприемника-аккумулятора радиального типа в диапазоне длин волн, соответствующих максимальной температуре нагрева, что неизбежно снижает КПД системы КПА и требует высокой точности зеркальной поверхности солнечного концентратора и его ориентации на Солнце.

Примем допущение о нормальном (гауссовым) распределении лучистого потока в фокальном световом пятне, что достаточно соответствует экспериментальным абберрограммам реальных параболоидных зеркал [9; 10]. При этом можно сделать вывод о возможности создания двухступенчатого ТА с первой (низкотемпературной) периферийной кольцевой ступенью, выполненной на основе не слишком тугоплавкого ТАМ с высокой скрытой теплотой плавления, типа гидрида лития LiH , и второй (высокотемпературной) центральной ступенью, содержащей, например, оксид бериллия BeO . Выбор в качестве ТАМ высокотемпературной ступени оксида бериллия обусловлен его большой энергоемкостью и высокой температурой плавления с возможностью нагрева водорода до высоких температур около 2800 К, что обеспечивает высокий удельный импульс тяги двигателя, достигающий 900 с при использовании в качестве рабочего тела водорода, с учетом основных потерь в камере двигателя с давлением до 1 МПа и высокой газодинамической степенью падения давления $\delta = 10^4$.

Энергетические характеристики такого светоприемника-аккумулятора улучшаются по сравнению с одноступенчатым в связи с меньшими потерями на обратное собственное тепловое излучение, увеличивая его КПД при меньшей точности зеркала, и упрощением условий слежения за Солнцем [11].

Схема СТД с двумя ступенями нагрева системы КПА представлена на рис. 1. Водород вначале нагревается до температуры плавления гидрида лития 961 К в периферийной области, а затем во второй ступени ТА дополнительно нагревается до конечной температуры плавления оксида бериллия 2804 К. Нагретый водород при расширении в сопле создает тягу P , которая в сочетании со временем теплового разряда аккумулятора $t_{\text{дв}}$ обеспечивает единичный импульс

тяги $I_{\text{ед}} = P \cdot t_{\text{дв}}$ на каждом активном участке в зависимости от заданного времени межорбитального перелета.

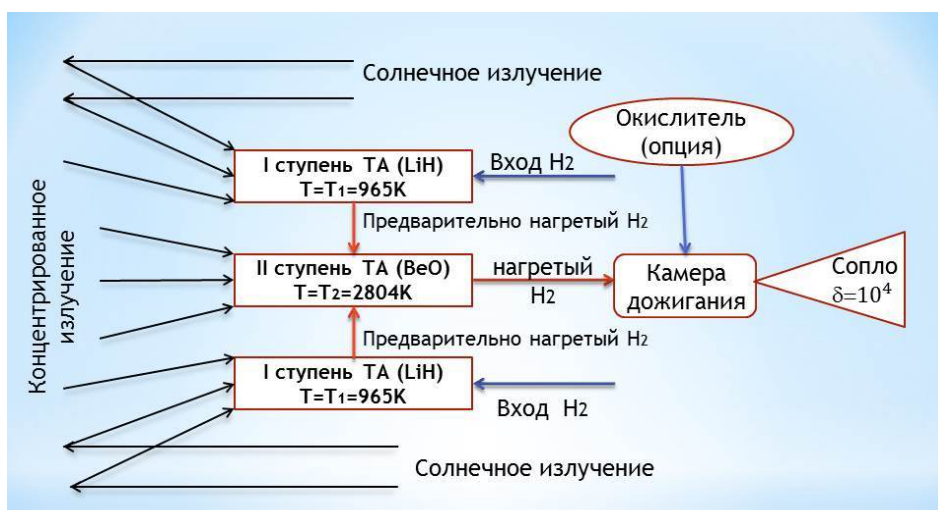


Рис. 1. СТД с двумя ступенями нагрева теплового аккумулятора

Fig. 1. STP with double-staged TES

Выбор параметров системы КПА и теплоаккумулирующих материалов

В табл. 1 показаны значения температур, наиболее подходящих для первой ступени ТА при температуре второй ступени 2804 К, в зависимости от ее относительного радиуса R и параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ (по О. И. Кудрину, на основе общей с А. В. Никифоровым и Э. В. Тверьяновичем обобщенной математической модели процесса концентрации [5; 12]), при принятой величине угла полураствора апертуры параболоида $\Theta = 60^\circ$.

Величина угла $\Theta = 60^\circ$ выбрана как рациональная, поскольку длиннофокусные зеркала ($\Theta = 45^\circ$) требуют большей продольной и поперечной точности ориентации на Солнце и характеризуются большим фокусным расстоянием F_1 , а короткофокусные ($\Theta = 70^\circ$) увеличивают лучепоглощающую площадь светоприемника-аккумулятора с соответствующими тепловыми потерями на обратное собственное излучение. При этом у короткофокусных зеркал с большими углами $\theta_{\text{max}} > 60^\circ$ смещение максимума плотности светового потока в фокусе при разориентации системы КП будет меньше и большим углом раскрытия зеркала соответствуют меньшие “критические” значения параметра точности, при превышении которых целесообразно использование светоприемника с неоднородным нагревом поверхности. Однако средняя концентрация солнечной энергии $C_{\text{ср}}$ при больших $\Theta > 60^\circ$ заметно снижается, а полная площадь и масса зеркала возрастают. Уровень средней концентрации должен быть достаточным для расплавления высокотемпературного ТАМ второй ступени.

Радиус первой (низкотемпературной) ступени определяется из баланса энергии для ступеней с учетом максимального радиуса фокального светового пятна R_{max} с 2- σ среднеквадратическим гауссовым отклонением сконцентрированных световых пучков от фокуса параболоида (до 95,4 % падающей солнечной энергии улавливается светоприемником). Как следует из табл. 1, для заданной температуры плавления низкотемпературного ТАМ относительный радиус высокотемпературной ступени $R = R_1/R_{\text{max}}$ уменьшается при увеличении параметра $\Delta\alpha$, где R_1 – радиус второй (высокотемпературной) ступени светоприемника-аккумулятора. Радиус R_{max} , принятый в первом приближении равным радиусу входной апертуры светоприемника (внешнему радиусу кольцевой низкотемпературной ступени), возрастает с увеличением параметра $\Delta\alpha$ вследствие разуплотнения эпюры лучистого светового потока. Следует отметить, что увеличение угла Θ также приводит к росту R_{max} , что потребует комплексной оптимизации по частному критерию –

минимуму массогабаритных параметров системы КПА на этапе эскизного проектирования. Представленные в табл. 2 значения $R_{\max}$, зависят от диаметра параболоида, гипотетически принятого равным 12 м, что достаточно характерно для задачи перелета на геостационарную орбиту. При этом следует учитывать фокусное расстояние зеркала F_1 , влияющее на точность слежения за Солнцем, и уровень средней концентрации солнечного излучения $C_{\text{ср}}$, показывающий возможность нагрева газа до требуемой температуры.

Таблица 1

Оптимальная температура 1-й ступени ТА, К

	$R = 0,1$	$R = 0,15$	$R = 0,2$	$R = 0,25$	$R = 0,3$	$R = 0,33$	$R = 0,35$	$R = 0,4$	$R = 0,45$
$\Delta\alpha = 0,5^\circ$	2018	2000	1981	1937	1880	1810	1760	1701	1542
$\Delta\alpha = 0,6^\circ$	1921	1904	1881	1835	1772	1685	1594	1560	1324
$\Delta\alpha = 0,7^\circ$	1858	1835	1795	1737	1668	1558	1472	1407	970
$\Delta\alpha = 0,8^\circ$	1767	1762	1713	1664	1571	1444	1332	1190	960
$\Delta\alpha = 0,9^\circ$	1709	1690	1647	1585	1494	1345	1144	967	400
$\Delta\alpha = 1,0^\circ$	1608	1560	1474	1353	1094	961	—	—	—
$\Delta\alpha = 1,1^\circ$	1561	1522	1449	1307	1063	—	—	—	—
$\Delta\alpha = 1,2^\circ$	1510	1457	1375	1199	965	—	—	—	—

Таблица 2

Оптические параметры системы КП

	$\Delta\alpha = 0,6^\circ$	$\Delta\alpha = 0,7^\circ$	$\Delta\alpha = 0,8^\circ$	$\Delta\alpha = 0,9^\circ$	$\Delta\alpha = 1,0^\circ$	$\Delta\alpha = 1,1^\circ$
$\Theta = 45^\circ$	0,118	0,129	0,139	0,150	0,160	0,171
$R_{\max}, \text{ м}$	7,24	7,24	7,24	7,24	7,24	7,24
$F_1, \text{ м } C_{\text{ср}} [-]$	2557	2160	1879	1599	1392	1231
$\Theta = 60^\circ$	0,137	0,149	0,161	0,170	0,190	0,20
$R_{\max}, \text{ м}$	5,20	5,20	5,20	5,20	5,20	5,20
$F_1, \text{ м } C_{\text{ср}} [-]$	1918	1620	1386	1199	1048	923
$\Theta = 70^\circ$	0,185	0,200	0,217	0,23	0,25	0,266
$R_{\max}, \text{ м}$	4,28	4,28	4,28	4,28	4,28	4,28
$F_1, \text{ м } C_{\text{ср}} [-]$	1023	864	739	640	559	459

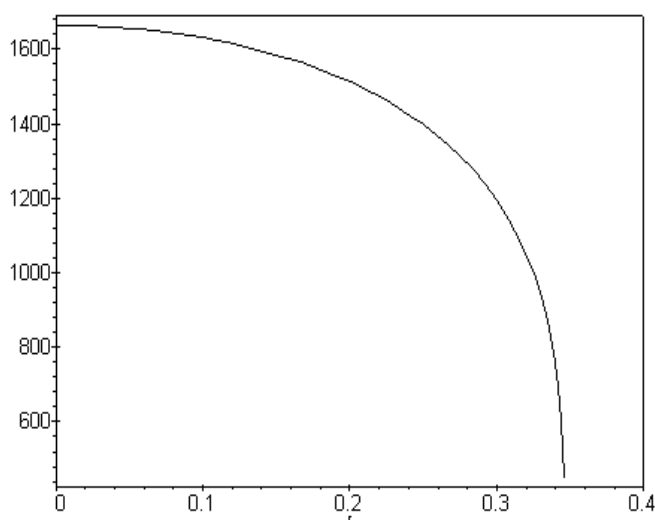


Рис. 2. Зависимость оптимальной температуры первой ступени от относительного радиуса R при значениях параметра $\Delta\alpha = 1^\circ$ и угла $\Theta = 60^\circ$ для температуры плавления BeO

Fig. 2. Dependence of TES first stage optimal temperature on relative radius R at accuracy parameter $\Delta\alpha = 1^\circ$ and angle $\Theta = 60^\circ$ for BeO melting temperature

Задача выбора параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ является компромиссной между противоречивыми требованиями к размерам концентратора и его удельной и полной массе, поскольку снижение параметра $\Delta\alpha$ приводит к увеличению КПД светоприемника и, как следствие, уменьшению площади зеркала, но, одновременно, к нелинейному росту его удельной массы. С другой стороны, увеличение $\Delta\alpha$ приводит к снижению реальной температуры водорода на выходе, определяющей удельный импульс двигателя и массовый расход нагреваемого газа, и для обеспечения неизменной тяги необходимо увеличить размер зеркала, а уменьшение его удельной массы, наоборот, должно снижать общую массу системы КП. Поэтому здесь целесообразно использовать метод «уступок» – определить, насколько целесообразно повышать энергетическую эффективность двигателя при конструктивных, технологических, эксплуатационных и иных ограничениях. Следует также учитывать взаимосвязь точности зеркала и требований к прецизионному слежению системы КПА за Солнцем.

Для двухступенчатого светоприемника в интервале $\Delta\alpha = 0,8\text{--}1,1^\circ$ энергомассовая эффективность КА с рассматриваемым СТД изменяется незначительно. Масса заправленной солнечной двигательной установки (СДУ) с двухступенчатым светоприемником имеет минимум в указанном диапазоне значений $\Delta\alpha$. Минимум массы двигателя с концентратором соответствует величинам $\Delta\alpha = 1,3\text{--}1,4^\circ$, однако на фоне больших масс СДУ этот фактор не имеет решающего значения. Таким образом, по условию максимума массы ПН, можно выбрать в качестве расчетного значения $\Delta\alpha = 1^\circ$, в том числе с учетом технологических требований к точности зеркала. Тогда средняя концентрация солнечного излучения при $\Theta = 60^\circ$ равна $C_{\text{ср}} = 1 : 1048$, что соответствует плотности поверхностной энергии $1,425 \text{ МДж/м}^2$, достаточной для нагрева центральной ступени до температуры плавления оксида бериллия. Технологическая возможность обеспечения высокого уровня концентрации с использованием надувных тонкопленочных конструкций экспериментально подтверждена в наземных условиях на экспериментальном криогенно-вакуумном стенде «ТА-1 Tank-6» и оптико-механическом стенде FSC фирмы SRS Technologies как субподрядчика корпорации Thiokol Propulsion при финансировании AFRL/PRSS и NASA Glenn Research Center в рамках программ NASA Shooting Star, SOTV, STUS и др. (США) для отработки источника мощности СТД – системы «зеркальный концентратор-светоприемник». Уровень концентрации надувного тонкопленочного зеркала в этих исследованиях составил около 3000 «солнц» [13–15].

Для практического применения СТД следует также учитывать снижение точности пленочного концентратора при длительном функционировании в космических условиях, что в большей степени сказывается на точных зеркалах (с меньшим параметром $\Delta\alpha$), поэтому выбор $\Delta\alpha = 1^\circ$ представляется целесообразным, в том числе и в эксплуатационных условиях. Исходя из данных табл. 1, для этого случая относительный радиус высокотемпературной ступени равен $R = 0,33$.

В общем случае зеркальный концентратор представляет собой параболоид, усеченный конусом или цилиндром [16]. С целью его стабильной работы в развернутом состоянии с водородным наддувом, внешняя поверхность рабочего сегмента покрывается тонким слоем полимера на основе эпоксидной смолы, затвердевающего в космических условиях под воздействием жесткого ультрафиолетового излучения [5]. Отметим, что для технологического упрощения концентратор в ряде случаев может быть выполнен в виде псевдосферической конструкции, при этом необходима соответствующая разработка ступенчатого светоприемника-аккумулятора осевого типа, требующего специальных исследований.

В рассматриваемом случае целесообразна внеосевая биконцентраторная схема СТД с двумя отражающими поверхностями, расположенным симметрично относительно продольной оси КА [2]. В этом случае возможно, в частности, существенно уменьшить размерность двух независимых систем КПА с двумя сопловыми блоками для заданного программного управления вектором тяги по траектории.

В табл. 3 представлены теплофизические свойства теплоаккумулирующих материалов, наиболее подходящих для использования в СТД. Из сравнения данных табл. 1–3 следует, что

целесообразным является использование гидрида лития в первой (низкотемпературной) ступени нагрева ТА и оксида бериллия для второй ступени из-за наибольших значений скрытой теплоты плавления и технологической возможности размещения разнотемпературных ТАМ в двухступенчатом аккумуляторе, учитывая, что для ТА с LiH и BeO относительный радиус достаточно велик ($R = 0,33$). Полный радиус центральной высокотемпературной ступени определяется при известном значении максимального размера фокального светового пятна R_{max} , зависящего от геометрических параметров солнечного концентратора.

Таблица 3

Характеристики ТАМ для СТД

ТАМ	Температура плавления, К	Теплота плавления, кДж/кг
Гидрид лития LiH	961	2540
Фторид лития LiF	1118	1030
Бериллий Be	1555	1512
Кремний Si	1700	1782
Силицид титана $TiSi_2$	1818	1116
$Al_2O_3-4BeO-4MgO$	1918	1440
$Al_2O_3-4BeO-MgO$	2033	1530
$3BeO-2MgO$	2153	2088
Эвтектика $B-Si$	2320	2540
Оксид бериллия BeO	2804	2840
Оксид магния MgO	3070	1922

В работе [7] представлена обобщенная объектно-ориентированная математическая модель определения энергобаллистической эффективности КА с СТД на верхнем уровне иерархии, предназначенная для проведения массовых вариантных расчетов при выборе целесообразного облика аппарата с солнечной энергодвигательной установкой. При анализе процессов в ТА при уточненных расчетах на более низких уровнях математической модели следует решать задачу Стефана с подвижной зоной раздела жидкой и твердой фаз в процессе «заряда – разряда» аккумулятора. В частности, нестационарная двухмерная тепло-гидродинамическая модель процессов «плавление-кристаллизация» ТАМ разработана в ГосНИИ НПО «Луч» [4; 17]. При оценочных вариантных расчетах достаточно упрощенной одномерной математической модели [5], позволяющей определить габариты ТА и оценить его основные теплофизические процессы, рассматривая, например, капсульную или кожухотрубную схему расположения теплоаккумулирующих материалов.

Возможными для использования могут оказаться более высокотемпературные, чем LiH , материалы для периферийной ступени типа Si , Be и некоторые другие, в сочетании с центральной ступенью нагрева на основе оксида бериллия или композициями типа $B*Si$, $3BeO-2MgO$, $Al_2O_3-4BeO-MgO$. В соответствии с табл. 1, при этом меняется требуемый параметр точности $\Delta\alpha$ и относительный радиус R , а масса ТА увеличивается вследствие меньшей скрытой теплоты плавления, что сказывается на конечной массе ПН. Кроме этого, при повышении температуры первой ступени снижается степень неравномерности системы КПА, что негативно влияет на КПД системы. Удельный импульс тяги двигателя определяется выбором ТАМ центральной ступени.

При выборе ТАМ следует учитывать стабильность их физико-химических свойств при изменении температуры и фазовых переходах, а также термомеханическую и коррозионную совместимость с конструкционными материалами аккумулятора.

Характеристики КА с СТД с двухступенчатой системой КПА

Рассматривается использование ракеты-носителя (РН) среднего класса «Союз-2.1б» при старте с космодрома «Байконур». Масса космического аппарата – разгонного блока с СДУ и

полезной нагрузкой (ПН) – на низкой опорной орбите (НОО) равна 8000 кг. Целевой является геостационарная орбита (ГСО). В качестве критерия эффективности миссии «НОО – ГСО» принят максимум массы ПН. Время перелета T_{Σ} , принимаемое в качестве безусловного ограничения, варьируется от 20 до 90 суток. Условия освещенности переходных орбит определяются временем старта РН с учетом частичного затенения Землей и зависят от оскулирующих элементов переходных орбит. На рис. 3 показаны зависимости массы ПН, выведенной на ГСО при помощи «солнечного» разгонного блока – космического аппарата, от отношения массы солнечного концентратора M_k к массе теплового аккумулятора M_a (выразим его параметром $[p] = M_k/M_a$) и значения единичного импульса тяги $I_{ед} = P \cdot t_{дв}$ на каждом активном участке. Величина времени включения двигателя при тепловом разряде аккумулятора $t_{дв}$ зависит от общей энергоемкости ТА, определяя его массу и, посредством параметра $[p]$, массу концентратора M_k . Тяга P зависит, в том числе, от температуры нагрева водорода в высокотемпературной ступени аккумулятора. Выбор целесообразных величин указанных параметров осуществляется с использованием регулярных методов оптимизации.

В общем случае требуется комплексная вариация величин $I_{ед}$ и параметра $[p]$, поскольку одинаковому времени перелета и массе ПН могут соответствовать различные комбинации $\{I_{ед}, [p]\}$. Как следует из рис. 3, меньшему единичному импульсу двигателя соответствует большая масса ПН на орбите назначения при любых величинах параметра $[p]$. Однако при этом необходимо учитывать время перелета T_{Σ} и размерность системы КПА. Для практических задач требуется выбор приемлемых размеров солнечного концентратора, от которых зависят инерционные свойства КА и способность прецизионного слежения за солнечным диском при заряде ТА. Также следует принимать во внимание принципиальную возможность создания ТА с приемлемыми массо-габаритными и теплофизическими характеристиками. Поэтому, кроме максимизации массы ПН, необходимо, как и при выборе параметра $\Delta\alpha$, использовать метод «уступок» – оценить уровень возможного допустимого снижения уровня эффективности полетной задачи при определенном упрощении системы КПА как наиболее сложного элемента двигателя.

Для одинаковых комбинаций $\{I_{ед}, [p]\}$ основные характеристики КА с СТРОД остаются неизменными, а именно:

- время перелета T_{Σ} ;
- масса ПН $M_{пн}$;
- диаметр концентратора D_k , его фокальный параметр F_1 и масса M_k ;
- общая энергоемкость ТА Q_a и его масса M_a ;
- распределение энергии по ступеням нагрева Q_{a1} и Q_{a2} ;
- мощность светоприемника-аккумулятора $N_{пр}$;
- эффективный удельный импульс $I_{у(эфф)}$;
- количество орбитальных витков для заряда ТА;
- количество включений СТРОД в апсидальных областях;
- общее время заряда ТА с учетом затенения переходных орбит.

Поэтому целью дальнейших исследований является определение рациональных комбинаций $\{I_{ед}, [p]\}$, соответствующих тактико-техническому и технико-экономическому заданию с учетом технологических и иных условий, позволяющих создание КА с рассматриваемым двигателем для выполнения энергозатратных полетных задач типа перелета на ГСО.

Массовая математическая модель космического аппарата (разгонного блока с СДУ и размещенной на нем полезной нагрузки) принята как статистическая и основана на работах [18; 19]. Разгонный блок содержит топливный бак с рабочим телом (жидким водородом), СТРОД с системой КПА, элементы пневмогидросистемы с ресиверами, демпферами и насосно-компрессорным оборудованием с приводами, систему управления, систему обеспечения теплового режима КА, бортовые кабельные сети, элементы конструкции и прочие элементы (детали системы автоматики, теплоизоляции, детали общей сборки). Более детально массовая сводка составляется при выборе конкретной схемы КА. Для достаточно продолжительного перелета 60–90 суток необходима

также поправка на выкипание части криогенного водорода. Массовые модели КА основаны на приведенных уравнениях, отражающих линеаризованные по основным параметрам связи. Точность математической модели зависит от точности статистических коэффициентов, приводящих строгие аналитические зависимости в соответствие с данными статистики.

Рис. 4 показывает 3D-зависимость массы ПН от температуры центральной ступени и параметра $\Delta\alpha$ для случая $T_\Sigma = 60$ суток, из которой следует возможность определенного изменения этих величин в достаточно узком диапазоне при незначительном изменении выводимой на ГСО полезной массы, что дает возможность некоторого варьирования, например, параметра точности, на последующих этапах проектирования двигателя.

Величины диаметра зеркала D_{kl} для внеосевой биконцентраторной схемы [2] представлены на рис. 5, как функции ряда комбинаций $\{I_{сд}, [p]\}$. При выборе этих величин необходимо оценить технологическую возможность создания и развертывания в космосе пленочных крупногабаритных конструкций. Большему диаметру концентратора соответствует большее фокусное расстояние F_1 , непосредственно влияющее на отслеживание положения солнечного диска во время движения по орбите. Как отмечено выше, от величин D_{kl} и F_1 зависит максимальный размер фокального пятна R_{max} , влияющий на соотношение размеров ступеней ТА.

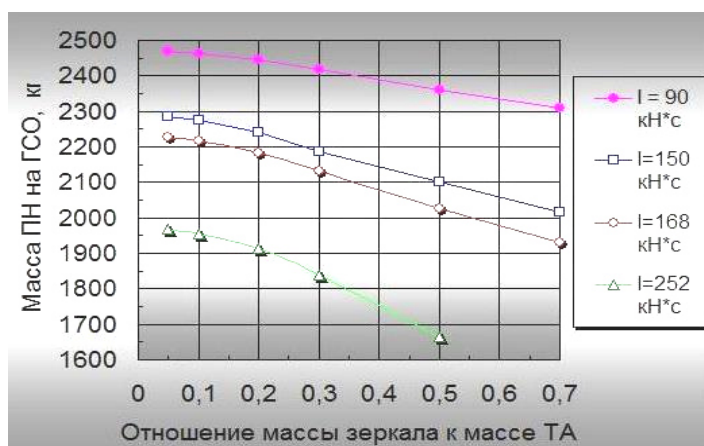


Рис. 3. Зависимость массы КА на ГСО от отношения массы концентратора к массе двухступенчатого теплового аккумулятора с ТАМ на основе $LiH+BeO$

Fig. 3. Payload mass on GEO vs. concentrator-to-TES mass ratio for HAM based on LiH and BeO

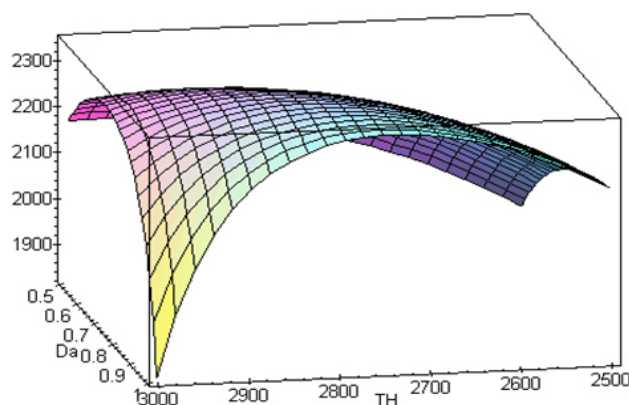


Рис. 4. Масса ПН как функция параметра точности СТД с двухступенчатой системой КПА и температуры нагрева водорода для времени перелета 60 суток

Fig. 4. Payload mass on GEO as a function of STP accuracy parameter and hydrogen heating temperature for 60 days trip time

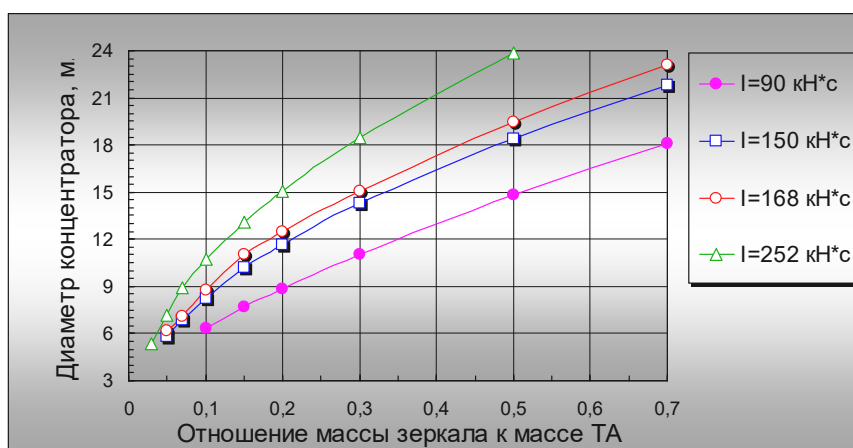


Рис. 5. Зависимость диаметра солнечного концентратора D_{kl} от параметра $[p]$

Fig. 5. Dependence of concentrator diameter D_{kl} on parameter $[p]$

Время выведения ПН на ГСО T_{Σ} существенно зависит от комбинации $\{I_{ед}, [p]\}$. Рис. 6 показывает рациональный диапазон значений параметра $[p]$, составляющий 0,1–0,3. Увеличение параметра $[p]$ не приводит к заметному снижению времени выведения ПН на ГСО, а уменьшение $[p] < 0,1$ сопровождается существенным ростом времени перелета, что делает СТРОД недостаточно конкурентоспособным по отношению к маршевым электроракетным двигательным установкам (ЭРДУ), а также химическим двигателям с «довыведением» ПН на высокие орбиты при помощи бортовых ЭРДУ.

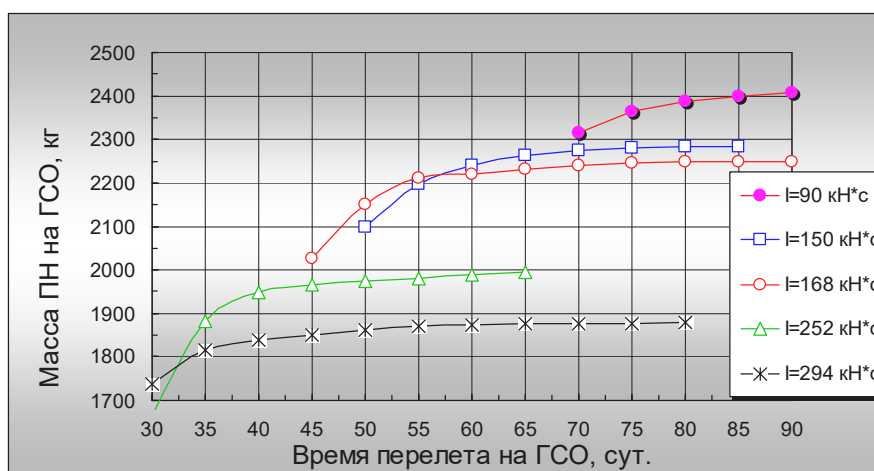


Рис. 6. Зависимость времени перелета на ГСО от параметра $[p]$

Fig. 6. Dependence of LEO-to-GEO trip time on parameter $[p]$

Масса ПН зависит от времени перелета согласно зависимостям, приведенным на рис. 7, для различных значений единичного импульса тяги при соответствующем изменении параметра $[p]$. Варьирование комбинацией $\{I_{ед}, [p]\}$ позволяет выявить области целесообразных значений тяги и времени разряда ТА в поле величин $\{M_{пн}, D_k\}$, учитывая результаты, представленные на рис. 3, 5 и 6. Малые значения $I_{ед} < 90$ кН*с целесообразны только при времени перелета свыше 90 суток, что требует решения сложных технических проблем хранения криогенного водорода. Большие величины $I_{ед} > 300$ кН*с характерны для случая $T_{\Sigma} < 30$ суток при существенном снижении массы полезного груза. Так, для $T_{\Sigma} = 20$ суток имеем рациональные значения $I_{ед} = 390$ кН*с при $[p] = 0,3$, соответствующие массе ПН 1250 кг.

Из анализа представленных результатов следует, в частности, что для времени перелета $T_{\Sigma} = 30$ суток целесообразны величины $I_{\text{ед}} = 240\text{--}270$ кН·с и значения параметра $[p]$ в окрестности $[p] = 0,25$ для выведения ПН массой около 1720 кг. Меньшее время перелета связано с резким снижением энергомассовой эффективности КА.

Для времени $T_{\Sigma} = 60$ суток целесообразен выбор величин $I_{\text{ед}} = 140\text{--}160$ кН·с и параметра $[p]$ в окрестности $[p] = 0,2$, что обеспечивает массу ПН около 2180 кг. Увеличение времени полета сопровождается асимптотическим ростом массы выводимого полезного груза. Меньшим величинам единичного импульса тяги двигателя $I_{\text{ед}} = 90$ кН·с и параметра $[p] = 0,12$ соответствует более продолжительное время перелета (до 90 суток) при полезной массе $M_{\text{пн}} = 2300\text{--}2320$ кг.

Таким образом, для времени перелета $T_{\Sigma} = 20\text{--}90$ суток целесообразны области величин в пределах $I_{\text{ед}} = 90\text{--}400$ кН·с и $[p] = 0,1\text{--}0,3$.

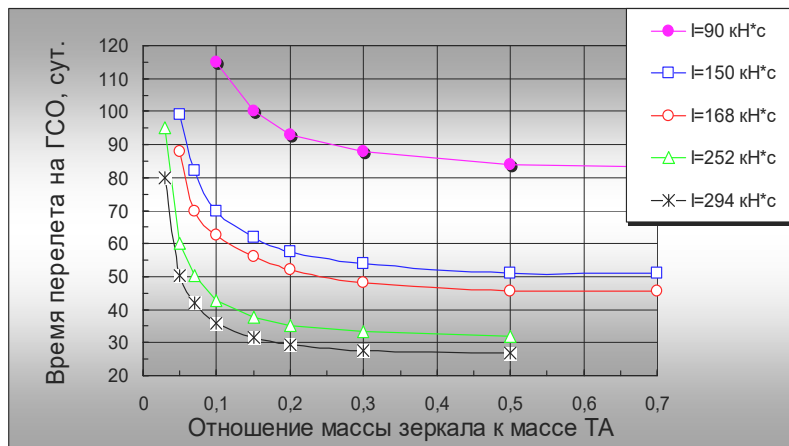


Рис. 7. Зависимость массы ПН от времени перелета на ГСО

Fig. 7. Payload mass on GEO vs. LEO-to-GEO trip time

Масса теплового аккумулятора M_a является основной составляющей общей массы СТД и определяется его полной энергоемкостью Q_a и удельной скрытой теплотой плавления используемых ТАМ. Кроме этого, необходимо учитывать массу конструкции и высокотемпературной теплоизоляции, состоящей, например, из пирогرافита в сочетании с графитовым и диоксидциркониевым войлоком [3]. При этом полная масса ТА может возрасти до 50–70 % от массы ТАМ в обеих ступенях нагрева. Оптимизация конструкции и теплоизоляции производится на более низких уровнях математической модели по частным критериям, подчиняющимся критерию более высокого уровня – минимума массы ТА и конструкции «солнечного» разгонного блока.

На рис. 8 представлены зависимости полной массы ТА от целесообразных значений времени теплового разряда и уровня тяги СТД, показывающие значения единичного импульса тяги и его соотношения с другими величинами в соответствии с рис. 3, 5–7. В рассматриваемом интервале времени работы двигателя при каждом тепловом разряде ТА возможно использование в расчетах импульсной аппроксимации активных маневров с поправкой на гравитационные потери скорости в перигеентре переходных орбит [19; 20].

В табл. 4 представлены выбранные параметры КА с СТД для времени перелета от 20 до 90 суток. При увеличении T_{Σ} в рассматриваемых пределах эти параметры существенно меняются. Единичный импульс тяги $I_{\text{ед}}$ снижается за счет уменьшения тяги и времени теплового разряда ТА. Масса ПН существенно возрастает. При увеличении времени T_{Σ} от 20 до 90 суток можно наблюдать рост относительных величин $Q_a/N_{\text{п}}$, $Q_a/M_{\text{к}}$, $Q_a/F_{\text{к}}$ (здесь используются обозначения $N_{\text{п}}$, $M_{\text{к}}$, $F_{\text{к}}$ как тепловая мощность системы КПА, масса концентратора и площадь его апертуры), характеризующих интегральные показатели двигателя, в 2,4 раза, что вызвано более сущест-

венным снижением размеров и массы концентратора по сравнению с темпом уменьшения энергоемкости ТА. Для любого времени перелета отношение энергоемкости второй (высокотемпературной) ступени Q_{a2} превышает энергоемкость первой ступени Q_{a1} в 2,33 раза и при заданном единичном импульсе тяги $I_{ед}$ не зависит от параметра $[p]$, как и общая энергоемкость аккумулятора Q_a и его масса M_a . Тепловая мощность системы КПА уменьшается с увеличением времени T_Σ в соответствии со снижением требуемой площади светоотражающей поверхности солнечного концентратора в указанном диапазоне времени T_Σ . Удельная масса концентратора по мощности как отношение его полной массы (при оптимальном соотношении с массой ТА) к тепловой мощности приемника, составляет около 1 кг/кВт. Указанное в табл. 4 фокусное расстояние F_1 , уменьшающееся в соответствии с уменьшением $D_{к1}$, является важным параметром, поскольку, как отмечено выше, существенно влияет на точность ориентации системы КПА на Солнце, что важно в условиях термических напряжений в фермах, поддерживающих силовой тор солнечного концентратора, и может стать одним из ограничений для времени перелета.

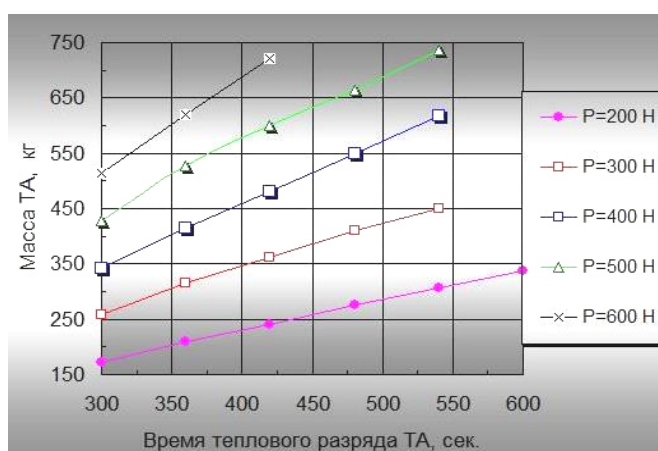


Рис. 8. Зависимость массы ТА от тяги и времени работы СТД

Fig. 8. Dependence of the TES mass on the STP thrust and burn time

Из табл. 4 и 1 возможно определить радиус низкотемпературной ступени при условии, что он согласуется с размером фокального пятна R_{max} , а также радиус центральной ступени R_1 . Радиус R_1 определяется из табл. 1 по значениям относительного радиуса R при принятом значении параметра $\Delta\alpha = 1^\circ$ и температуре плавления гидрида лития. Исходя из этих величин, определяются остальные геометрические и теплофизические характеристики ТА, необходимые для расчета его рабочего процесса на уровне точности, достаточном для проведения массовых вариантов вычислений.

Значения эффективного удельного импульса $I_{у(эфф)}$ как отношения полного импульса тяги к массе заправленной солнечной двигательной установки (СДУ) показывают интегральную массо-энергетическую эффективность КА, значительно более высокую по сравнению с ЖРД (около 3000 м/с), но хуже показателей КА с ЭРДУ размерности СПД-140Д (свыше 7000 м/с) [21]. При этом время перелета КА с СТД на геостационарную орбиту значительно меньше по сравнению с использованием электроракетных двигателей (до 180 суток) или их комбинации с химическими двигателями. Так, при «довыведении» на ГСО космический аппарат с комбинированной системой, включающей двигатели большой и малой тяги, при времени $T_\Sigma = 60$ суток и одинаковых стартовых условиях, может вывести 1640 кг полезного груза [22], в то время как СТД с двухступенчатой системой КПА способен обеспечить доставку ПН массой до 2180 кг при том же времени полета. При времени $T_\Sigma = 90$ суток значения массы ПН составляют 1870 кг и 2320 кг, соответственно. Для сравнения можно отметить, что при использовании РН «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат-М» масса полезного груза на ГСО составляет 1060 кг.

Таблица 4

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	$t_{дв}$, сек	Тяга, Н	Импульс тяги, кН·сек	Параметр $[p]$ (M_k/M_a)	N_p , кВт	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг
20	650	600	390	0,30	325	1977	593/1384	1080
30	540	500	270	0,25	187	1368	410/ 958	749
45	500	380	190	0,22	116	963	289/674	526
60	480	300	144	0,20	80	730	219/ 511	392
90	420	260	109	0,12	38	554	166/388	297

Таблица 4 (продолжение)

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	Q_a/N_p , МДж/кВт	Q_a/M_k , МДж/кг	Q_a/F_k , МДж/м ²	Q_a/M_a , МДж/кг	$I_{y(эфф)}$, м/с
20	6,08	6,095	2,438	1,828	5326
30	7,30	7,314	2,925	1,828	5772
45	8,29	8,311	3,324	1,828	6090
60	9,12	9,142	3,657	1,828	6286
90	14,60	14,628	5,851	1,828	6573

Таблица 4 (продолжение)

Целесообразные параметры КА с СТРД

Время перелета, сутки	R_{max} , м	R_1 , м	$F_{к1}$, м	$D_{к1}$, м	Масса ПН, кг
20	0,350	0,116	9,83	22,70	1250
30	0,267	0,088	7,47	17,25	1720
45	0,209	0,069	5,88	13,60	2015
60	0,174	0,058	4,88	11,27	2180
90	0,120	0,040	3,36	7,76	2320

Из табл. 4 следует возможность доставки на геостационарную орбиту ракетой-носителем среднего класса «Союз-2.1б» с «солнечным» разгонным блоком широкого спектра космических аппаратов вместо использования тяжелых и дорогих ракет-носителей с химическими разгонными блоками (РБ). Так, в течение 20 суток полета возможна доставка полезного груза на ГСО массой до 1250 кг (например, ретрансляционного КА серии «Луч-5» массой 1150 кг разработки АО «Решетнев»), выводимого тяжелой РН «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». За 30 суток возможно вывести КА массой около 1700 кг (например, гидрометеорологический спутник типа «Электро-Л», доставляемый РН «Зенит-3SLБФ» с РБ «Фрегат-СБ» либо РН «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ-03»). Космические аппараты типа «Экспресс-АМУ-7» массой 1976 кг могут быть доставлены на ГСО в течение 45 суток полета. Выведение спутника связи и телевидения типа «Экспресс-АМУ-3» массой 2154 кг (максимальная масса до 2250 кг), доставляемого ракетой-носителем «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М», возможно в течение 60 суток. Полезная масса 2340 кг характерна для геостационарного спутника типа «Радуга-1», запускаемого РН серии «Протон» с РБ «ДМ» на базе платформы «КАУР-4». Для выведения такого изделия при помощи СТРД потребуется 90 суток. Тяжелые КА серии «Экспресс-АМ» массой 2579 кг возможно вывести на ГСО за более продолжительное время с помощью РН «Союз-2.1б» и использовании совместно с СТРД маршевой ЭРДУ, например, размерности ионного двигателя ИД-500 (разработка ГИЦ «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша»), с глукбоким «довыведением» на целевую орбиту.

Сравнительные характеристики альтернативных схем СТД

Сравним эффективность использования различных типов СДУ при одинаковых условиях – удельном импульсе 900 с и времени перелета на ГСО $T_{\Sigma} = 60$ суток. Время нагрева ТА и количество орбитальных витков, необходимых для полного расплавления ТАМ, определяется отношением Q_a/N_{Π} , и для двигателя с двухступенчатым аккумулятором равно $Q_a/N_{\Pi} = 9,12$ МДж/кВт. В случае СТД с одноступенчатым ТА на основе оксида бериллия отношение Q_a/N_{Π} составляет около 23 МДж/кВт. КПД системы КП такого двигателя равен $\eta_{\text{пр}} = 0,264$ (для двухступенчатой системы КПА $\eta_{\text{пр}} = 0,326$). Также показательны отношения Q_a/F_k , показывающие количество лучистой энергии от концентратора, необходимое для обеспечения требуемого единичного импульса $I_{\text{ед}}$, составляющие 3,65 и 7,50 МДж/м², соответственно. Отношения Q_a/N_{Π} и Q_a/F_k определяются в основном типом фазопереходных материалов и точностью зеркала.

Для одноступенчатого СТД с оксид-бериллиевым ТА при оптимальном параметре точности $\Delta\alpha = 0,25^\circ$ рациональные значения $[p] = 0,8$ и $I_{\text{ед}} = 192$ кН·с. Масса ПН в случае использования одноступенчатого СТД с BeO для перелета на ГСО составляет 1950 кг при диаметре зеркала около 9 м. Важно отметить, что при оптимальном параметре точности зеркала $\Delta\alpha = 0,25^\circ$ допустимая разориентация системы КПА от прицельного направления на Солнце в динамическом режиме слежения не превышает $\beta < 0,8^\circ$ (в статическом режиме слежения $\beta_{\text{ст}} = 0,2^\circ$). В случае двигателя с двухступенчатой системой КПА рациональное значение параметра $\Delta\alpha = 1^\circ$ допускает разориентацию в пределах $\beta = \pm 1,64^\circ$ (в статическом режиме слежения $\beta_{\text{ст}} = \pm 0,41^\circ$) без учета продольных и поперечных дефокусировок светоприемника по отношению к зеркалу и вполне реализуемо современными техническими средствами [9]. Для грубой динамической ориентации может быть использован «гексапод» с 6 степенями свободы [23], а точная ориентация обеспечивается светоприемником со свойствами «автоподслеживания», используя, в частности, биметаллические приводы [12].

Отметим, что для достаточно эффективного СТД с одноступенчатым ТА на основе эвтектики B^*Si (оптимальная точность зеркала $\Delta\alpha = 0,5^\circ$, параметр $[p] = 0,3$ и $I_{\text{ед}} = 168$ кН·с) с температурой плавления 2320 К и удельной энергоемкостью 2540 кДж/кг, масса ПН может достигать 2010 кг при диаметре $D_{\text{к1}} = 9$ м. При этом отношение $Q_a/F_k = 12,15$ МДж/м² и отношение $Q_a/N_{\Pi} = 7,8$ МДж/кВт. Допустимое угловое рассогласование системы КПА при слежении за Солнцем может достигать $\beta = 1,1^\circ$ (в статическом режиме слежения $\beta_{\text{ст}} = 0,27^\circ$).

В случае СТД с простейшим равнотемпературным приемником без ТА масса ПН равна 1600 кг при оптимальной температуре светоприемника 2200 К и параметре $\Delta\alpha = 0,64^\circ$. Диаметр концентратора равен 14,8 м. Точность слежения за Солнцем в динамическом режиме слежения должна быть не хуже $\beta = \pm(1-1,25)^\circ$.

Космический аппарат с двухступенчатым СТД без ТА при принятых ранее значениях параметра $\Delta\alpha = 1^\circ$, температуры нагрева водорода 2800 К и угла $\Theta = 60^\circ$, определяющих КПД системы «концентратор – светоприемник» $\eta = 0,326$, обеспечивает выведение на ГСО полезного груза массой около 2100–2150 кг с диаметром зеркала около 15 м. Точность допустимой ориентации на Солнце, как и в случае с двухступенчатой системой КПА, составляет $\beta = 1,64^\circ$.

Для сравнения параметров солнечных тепловых ракетных двигателей разных схем следует отметить технические возможности СТД с предельно-неравнотемпературной многоступенчатой системой «концентратор – приемник» без ТА, обладающей наилучшими характеристиками, полностью учитывающими энергетический уровень и эпюру фокальной облученности светоприемника [9; 12]. Для времени перелета 60 суток масса ПН с таким СТД может достигать 2500–2600 кг с диаметром зеркала свыше 18–20 м, однако эти величины возможны теоретически при нагреве газа в системе КП свыше 3200–3400 К, что, однако, не имеет в настоящее время надежного экспериментального подтверждения. При более умеренных подтвержденных температурах нагрева светоприемника около 2800 К масса ПН составляет до 2230 кг с диамет-

ром зеркала около 12 м. В этом случае рациональный интервал параметра $\Delta\alpha$ составляет 0,9–1,1° при одинаковой, с двухступенчатой системой КПА, допустимой угловой разориентацией.

Здесь следует отметить, что время работы СТД без ТА при каждом апсидальном включении значительно больше по сравнению с двигателем с ТА, что, при гораздо меньшей тяге, приводит к заметному росту гравитационных потерь скорости и увеличению требуемого количества топлива. Кроме этого, продолжительная прецизионная ориентация системы КП на Солнце усложняется в условиях вибраций от работающего двигателя, в отличие от СТД с ТА, когда процессы ориентации концентратора и работы двигателя разделены.

Следует также отметить, что энергомассовая эффективность солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ), разработанной в ГНЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» и использующей графитовый ТА, ограничена мощностью штатных солнечных батарей (СБ) полезной нагрузки в пределах $N_{CB} = 10\text{--}11$ кВт [24]. В этом случае отношение $Q_a/N_{CB} = 15\text{--}17$ МДж/кВт. При 60-суточном перелете на ГСО и дожигании нагретого в ТА водорода, наблюдается преимущество СТД в массе ПН до 100–150 кг в зависимости от располагаемой мощности СБ в составе полезного груза КА с СЭДУ.

СТД с двухступенчатой системой КПА и дожиганием водорода

Энергобаллистическая эффективность КА с СТД в ряде случаев может быть повышена при дожигании нагретого в ТА водорода холодным окислителем, образующим с водородом топливные пары с большим стехиометрическим соотношением компонентов (например, кислородом или фтором) [7; 24–26]. Такой подход наиболее выгоден при достаточно кратковременных перелетах (20–30 суток) на высокоэнергетические орбиты. Снижение доли нагреваемого водорода позволяет уменьшить размерность системы КПА и заметно упростить ее создание. Кроме этого, дожигание водорода позволяет выведение КА на промежуточную эллиптическую орбиту размером 100/300 км при работе двигателя на «холодных» компонентах для обеспечения условий раскрытия пленочного концентратора на орбите.

Рассмотрим перелет на ГСО за 20–90 суток при дожигании нагретого в КПА водорода холодным кислородом. Как было показано, энергобаллистическая эффективность КА с СТД существенно снижается при времени перелета менее 30 суток, а увеличение параметра $[p]$ увеличивает массу ПН асимптотически (рис. 4, 5). Однако при дожигании водорода масса ПН возрастает в случае $T_\Sigma = 20\text{--}30$ суток, характеризующимся большими значениями единичного импульса тяги $I_{ед} = 270\text{--}390$ кН·с. Наилучший результат в отношении энергобаллистической эффективности КА в этом интервале времени T_Σ соответствует оптимальному диапазону значений коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,25\text{--}0,3$, при котором масса ПН максимальна и заметно превышает таковую для однокомпонентного двигателя.

Результаты расчета параметров СТД при дожигании водорода для рациональных значений коэффициента α приведены в табл. 5–10 применительно к рассматриваемому диапазону времени перелета T_Σ . Представлены релевантные параметры двигателя, наиболее полно характеризующие энергомассовую эффективность КА с СТД в задаче перелета на ГСО.

Результаты табл. 5–9 показывают, что распределение энергоемкостей по ступеням нагрева в ТА $Q_{a2}/Q_{a1} = 2,33$ не изменяется и соответствуют таковым для однокомпонентного двигателя (табл. 4) при любых значениях коэффициента α и времени T_Σ .

Величины R_{max} и F_{kl} приведены в таблицах как важные, от которых, в том числе, зависят радиальные размеры светоприемника-аккумулятора и точность ориентации системы КП на Солнце. Для рассматриваемой системы КПА угловая динамическая ориентация $\beta = \pm 1,64^\circ$ остается постоянной при любых значениях времени перелета и коэффициента избытка окислителя. Для других ТАМ и геометрических параметров концентратора (углов Θ и $\Delta\alpha$, как наиболее существенных) допустимый угол разориентации β будет изменяться.

Радиус высокотемпературной ступени R_1 , как и в случае однокомпонентного двигателя, определяется из табл. 1 в соответствии с табл. 5–9 при учете дожигания компонента и определяет,

совместно с величиной $R_{\max}$ и значениями Q_{a1}/Q_{a2} , массо-геометрические характеристики ступеней аккумулятора для определения в нем изотермических фазопереходных процессов «плавление – кристаллизация» и оптимизации схемы ТА и системы КПА в целом на последующих стадиях разработки.

Таблица 5

Целесообразные параметры КА с СТД ($T_{\Sigma} = 20$ суток)

α	$I_{y(\text{эфф})}$, м/с	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг	$R_{\max}$, м	R_1 , м	F_{k1} , м	N_p , кВт	D_{k1} , м	Масса ПН, кг
0	5326	1977	593/1384	1080	0,350	0,115	9,83	325	22,7	1250
0,1	5366	1257	377/880	688	0,280	0,093	7,84	207	18,1	1526
0,2	5283	944	283/661	516	0,242	0,080	6,80	155	15,7	1590
0,25	5308	832	250/583	456	0,228	0,076	6,39	137	14,7	1650
0,3	5250	756	227/529	413	0,217	0,072	6,08	124	14,1	1640
0,35	5211	691	287/484	378	0,207	0,069	5,82	114	13,4	1620
0,4	5050	653	196/457	357	0,202	0,067	5,65	107	13,1	1550

Таблица 6

Целесообразные параметры КА с СТД ($T_{\Sigma} = 30$ суток)

α	$I_{y(\text{эфф})}$, м/с	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг	$R_{\max}$, м	R_1 , м	F_{k1} , м	N_p , кВт	D_{k1} , м	Масса ПН, кг
0	5772	1369	410/958	750	0,267	0,089	7,47	187	17,3	1720
0,1	5658	870	261/609	476	0,212	0,071	5,95	119	13,8	1810
0,2	5498	654	196/458	358	0,184	0,061	5,16	90	12,0	1815
0,25	5500	576	173/403	315	0,173	0,057	4,85	79	11,2	1850
0,3	5422	523	157/366	286	0,165	0,055	4,62	73	10,7	1825
0,35	5366	478	143/335	262	0,157	0,052	4,42	66	10,2	1810

Таблица 7

Целесообразные параметры КА с СТД ($T_{\Sigma} = 45$ суток)

α	$I_{y(\text{эфф})}$, м/с	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг	$R_{\max}$, м	R_1 , м	F_{k1} , м	N_p , кВт	D_{k1} , м	Масса ПН, кг
0	6091	963	289/674	526	0,209	0,070	5,88	116	13,6	2015
0,1	5857	612	184/429	335	0,167	0,056	4,70	74	10,8	2015
0,2	5642	460	138/322	252	0,145	0,048	4,06	55	9,4	1960
0,3	5535	368	110/258	201	0,130	0,043	3,64	44	8,4	1940

Таблица 8

Целесообразные параметры КА с СТД ($T_{\Sigma} = 60$ суток)

α	$I_{y(\text{эфф})}$, м/с	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг	$R_{\max}$, м	R_1 , м	F_{k1} , м	N_p , кВт	D_{k1} , м	Масса ПН, кг
0	6286	730	219/511	399	0,174	0,058	4,9	80	11,3	2250
0,1	5975	464	139/325	254	0,139	0,046	3,9	51	9,0	2120
0,2	5727	349	105/244	191	0,120	0,040	3,4	38	7,8	2040
0,25	5601	249	84/195	153	0,107	0,035	3,0	31	6,9	2005

Таблица 9

Целесообразные параметры КА с СТД ($T_{\Sigma} = 90$ суток)

α	$I_{y(\text{эфф})}$, м/с	Q_a , МДж	Q_{a1}/Q_{a2} , МДж/МДж	Масса ТА, кг	$R_{\max}$, м	R_1 , м	F_{k1} , м	N_p , кВт	D_{k1} , м	Масса ПН, кг
0	6460	554	166/388	303	0,120	0,040	3,34	38	7,8	2340
0,1	6078	352	106/246	193	0,096	0,029	2,67	24	6,2	2210
0,2	5800	264	79/185	145	0,083	0,027	2,32	18	5,4	2105

Как следует из табл. 5–9, для небольшого времени перелета 20 суток масса ПН возрастает до оптимального (по критерию максимума массы ПН) значения $\alpha = 0,25$. Максимальное увеличение выводимого полезного груза при дожигании составляет 400 кг, достигая величины 1650 кг при размере $D_{к1} = 14,7$ м. Снижение энергоемкости аккумулятора Q_a , его массы M_a и мощности системы КП $N_{п}$ в 2,37 раза, а также уменьшение диаметра $D_{к1}$ в 1,5 раза при изменении α от 0 до 0,25 значительно упрощает систему КПА. Дальнейший рост коэффициента избытка окислителя приводит к снижению массы ПН. Здесь следует определить с использованием метода «уступок» насколько целесообразно некоторое снижение массы ПН при одновременном заметном уменьшении размерности и упрощении системы КПА с учетом технических, технологических и иных аспектов ее разработки.

При $T_{\Sigma} = 30$ суток и оптимальном значении $\alpha = 0,25$ наблюдается рост массы ПН на 130 кг с прежним темпом снижения величин Q_a , M_a и $N_{п}$. Из результатов табл. 6–9 следует снижение эффективности дожигания при большей продолжительности перелета.

Поскольку масса ПН и размерность системы КПА при времени перелета свыше 45 суток непрерывно уменьшается с ростом доли окислителя, выбор коэффициента α следует производить, в том числе, с учетом технических, технологических и материаловедческих возможностей создания системы КПА в целом, включая вопросы охлаждения камеры дожигания двигателя, значительно проще решаемые при небольших значениях α . При окончательном выборе коэффициента α следует также учитывать возможные химически неравновесные процессы при истечении продуктов сгорания из камеры с малым критическим сечением относительно короткого сопла. Выбор в данном случае достаточно высокого для такого типа двигателей давления 1 МПа частично нивелирует негативное влияние неравновесных процессов на величину удельного импульса, уточнение которых осуществляется, как правило, экспериментальным путем. При этом следует также учитывать утолщение пограничного слоя в сопловом канале, приводящее к снижению коэффициента сопла ϕ_c , что требует его уточнения.

Как следует из табл. 10, отношения $Q_a/N_{п}$, $Q_a/M_{к}$ и Q_a/F_k возрастают при увеличении продолжительности полета, причем для каждого значения T_{Σ} эти отношения одинаковы для любых величин коэффициента избытка окислителя при выборе рациональных комбинаций $\{I_{сд}, [p]\}$, наиболее соответствующих заданному времени перелета. Отношение Q_a/M_a , показывающее удельную энергоемкость ТА, не изменяется при любых значениях T_{Σ} и коэффициента α и зависит, в том числе, от конструкции ТА, КПД процессов фазовых переходов и уровня тепловых потерь в зависимости от типа высокотемпературной теплоизоляции.

Таблица 10

Относительные параметры системы КПА

Время перелета, сутки	$Q_a/N_{п}$, МДж/кВт	$Q_a/M_{к}$, МДж/кг	Q_a/F_k , МДж/м ²	Q_a/M_a , МДж/кг
20	6,08	6,095	2,438	1,828
30	7,30	7,314	2,925	1,828
45	8,29	8,311	3,324	1,828
60	9,12	9,142	3,657	1,828
90	14,60	14,628	5,851	1,828

При продолжительных перелетах свыше 45 суток для выбора коэффициента α требуется компромисс между допустимым снижением массы ПН и снижением размерности (упрощением) системы КПА, соблюдением условий компоновки КА с СДУ внутри головного обтекателя (ГО). Дожигание при малых значениях α целесообразно для уменьшения объема топливного отсека, который вместе с размерами ПН должен соответствовать габаритам космической головной части (КГЧ) ракеты-носителя. Для однокомпонентного СТД (при $\alpha = 0$) масса водорода составляет около 3580 кг, что при объеме топливного бака около 54 м³ и диаметре штатного

ГО типа 14С737 производства АО «НПО имени С.А. Лавочкина» для РН «Союз-2.1б» с РБ «Фрегат-М» (объем зоны полезного груза в сборочно-защитном блоке (СЗБ) до 112 м^3 с описанным диаметром 3,44 м и длиной до 10,4 м) допускает размещение КА с полезной нагрузкой, длина которой может достигать 4–4,4 м. Дожигание при малых величинах $\alpha = 0,1$ снижает объем топливного отсека до 35 м^3 , что позволяет размещение в ГО космического аппарата с длиной, увеличенной более чем на 2 м.

При величинах $\alpha = 0,25\text{--}0,3$ объем топливных баков составляет 22–24 м^3 , допустимая длина КА с полезным грузом в данном снаряжении равна 7,8–8 м. Использование штатного ГО меньшей размерности типа РБФ-1.750 объемом 90 м^3 и длиной 8,45 м (разработка АО «НПО имени С. А. Лавочкина») позволяет размещение КА с ПН длиной около 6 м, что соответствует технологии сборки КГЧ. Размеры двигателя с ТА и системы ориентации (размеры пленочной конструкции концентрирующей системы в контейнерной упаковке малы и здесь не учитываются) незначительно снижают располагаемую длину КА. Здесь необходимо учитывать размеры адаптера полезного груза в зависимости от компоновки КГЧ.

Справочно можно указать размерность космической платформы A2100 компании Lockheed Martin Commercial Space Systems (США) стартовой массой 6741 кг, доставляющей на ГСО полезный груз массой 3820 кг при габаритах $3 \times 2,5 \times 6 \text{ м}$ [27].

Заключение

Рассмотрен КА для перелета на ГСО с солнечным тепловым ракетным двигателем, выполненным по двухступенчатой схеме с системой КПА со светоприемником-аккумулятором радиального типа, содержащей низкотемпературную и высокотемпературную ступени нагрева, расположенные в плоскости фокуса зеркального солнечного концентратора псевдо-параболоидной формы пленочной конструкции в соответствии с гауссовой эпюрой распределения сконцентрированного лучистого потока в фокальном световом пятне. Выбраны целесообразные теплоаккумулирующие материалы для ступеней ТА. Низкотемпературная (периферийная кольцевая) ступень ТА содержит энергоемкий гидрид лития (температура плавления 961 К), высокотемпературная (центральная) ступень аккумулятора содержит оксид бериллия как наиболее энергоемкого тугоплавкого материала с температурой плавления 2804 К, что обеспечивает высокий удельный импульс тяги двигателя 900 с. Рассмотрены вопросы выбора основных геометрических характеристик солнечного концентратора псевдо-параболоидного типа. Обоснован выбор параметра точности концентратора $\Delta\alpha = 1^\circ$ и угла полураствора его апертуры $\Theta = 60^\circ$, выявлены радиальные размеры системы КПА.

Определены рациональные комбинации $\{I_{\text{ед}}, [p]\}$ для времени многоимпульсного перелета с НОО на ГСО от 20 до 90 суток в пределах единичного импульса тяги $I_{\text{ед}} = 90\text{--}390 \text{ кН} \cdot \text{с}$ и параметра $[p] = M_{\text{к}}/M_{\text{а}} = 0\text{--}1\text{--}0,3$. Для этих значений представлены основные целесообразные характеристики двигателя. Полученные результаты показывают, что время выведения ПН на ГСО с использованием СТД за 20–90 суток является наиболее предпочтительным между продолжительностью перелета с химическими двигателями и электроракетным перелетом, включая схемы с «довыведением» КА на конечную орбиту.

Показано, что СТД с двухступенчатой системой КПА позволяет существенно – до 2,2 раза – повысить энергобаллистическую эффективность КА по сравнению с химическими разгонными блоками на высокие орбиты типа ГСО, достигая значений от 1250 до 2320 кг в рассмотренном диапазоне времени перелета. При сравнении с альтернативными двигателями, использующими концентрированную солнечную энергию, выигрыш в массе ПН может составлять до 150–200 кг в зависимости от типа двигателя.

По сравнению с разгонными блоками, использующими комбинацию двигателей большой и малой тяги для «довыведения» КА на ГСО (в частности, разгонный блок типа «Фрегат-М» с модулем электроракетных двигателей размерности СПД-140Д), в случае использования рассматриваемого СТД, выигрыш в массе ПН превышает 500–600 кг при одинаковом времени перелета в интервале $T_{\Sigma} = 60\text{--}90$ суток.

Сравнение с СЭДУ разработки ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» показывает преимущество в массе ПН при использовании СТД около 100–150 кг при 60-суточном перелете в зависимости от мощности штатных солнечных батарей СЭДУ, определяемой потребной мощностью выводимого спутника.

К важным результатам относится также обоснование сравнительно невысокого рационального значения точности фокусирующего зеркала (параметр точности $\Delta\alpha = 1^\circ$) и снижения требований к ориентации СТД на Солнце (до величины углового рассогласования $\beta = \pm 1,6^\circ$ в динамическом режиме слежения) во время пассивных перелетов по переходным траекториям по сравнению с одноступенчатыми СТД при одинаковом удельном импульсе 900 с ($\Delta\alpha = 0,25\text{--}0,64^\circ$ при $\beta < 0,8\text{--}1,2^\circ$).

Показано, что относительные величины Q_a/N_p , Q_a/M_k , Q_a/F_k , характеризующие интегральные показатели системы КПА, при увеличении времени выведения ПН на ГСО возрастают, что вызвано более существенным снижением размеров и массы концентратора по сравнению с темпом уменьшения энергоемкости ТА. Для различных значений времени перелета $T_\Sigma = 20\text{--}90$ суток показано соотношение энергоемкостей второй (высокотемпературной) ступени Q_{a2} и первой ступени Q_{a1} , составляющее $Q_{a2}/Q_{a1} = 2,33$, и при заданном единичном импульсе тяги $I_{ед}$ не зависящее от параметра $[p]$, как и общая энергоемкость ТА $Q_a = Q_{a2} + Q_{a1}$ и его масса.

Дожигание нагретого в ТА водорода холодным кислородом при относительно непродолжительном перелете 20–30 суток и оптимальном по критерию максимума массо-баллистической эффективности значении коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,25$ позволяет дополнительно увеличить массу ПН на 400–150 кг соответственно, существенно уменьшить размерность системы КПА и снизить интенсивность тепловых процессов при разряде ТА. При более продолжительных перелетах целесообразны малые значения коэффициента $\alpha \sim 0,1$ в целях упрощения системы КПА и согласования габаритов КА с размерами зоны ПН в головном обтекателе ракеты-носителя. При любых значениях коэффициента избытка окислителя для заданного времени перелета отношения Q_a/N_p , Q_a/M_k , Q_a/F_k и Q_a/M_a постоянны.

Размеры топливного отсека КА с СТД значительно сокращаются при дожигании водорода. Расчет его геометрических параметров показал технологическое соответствие штатным головным обтекателям РН «Союз-2.1б».

Таким образом, показана возможность использования РН среднего класса «Союз-2.1б» с рассмотренным «солнечным» разгонным блоком вместо тяжелых и дорогих ракет-носителей класса «Протон-М» с химическими разгонными блоками или межорбитальных буксиров с электроракетным «довыведением» ПН на высокие орбиты для доставки широкого спектра геостационарных космических аппаратов различного класса и назначения, что значительно (свыше 30–50 %) снижает стоимость выведения полезного груза.

Библиографические ссылки

1. Kudrin O. I., Finogenov S. L. Solar Heat Rocket Engine with a Heat Accumulator // 44th IAF Congress. IAF Paper № 93-R.3.442 (October 16–22, 1993. Graz, Austria).
2. McClanahan J. A., Frye P. E. Solar Thermal Propulsion Transfer Stage Design for Near-Term Science Mission Applications // 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (27–29 June 1994, Indianapolis, IN, USA). AIAA Paper № 94–2999.
3. Левенберг В. Д. Энергетические установки без топлива. Л. : Судостроение, 1987. 104 с.
4. Федик И. И., Попов Е. Б. Двигательно-энергетическая установка на солнечных тепловых аккумуляторах // III Междунар. совещания по проблемам энергоаккумулирования и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте : сб. науч. докладов. М. : ИМАШ РАН, 2002. С. 282–292.
5. Грилихес В. А., Матвеев В. М., Полуэктов В. П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1975. 248 с.

6. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И. Выбор теплоаккумулирующего материала для солнечного теплового ракетного двигателя. // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 1. С. 161–169.
7. Финогенов С. Л. Концепция солнечного теплового ракетного двигателя с фазопереходным тепловым аккумулятором и дожиганием водорода фтором // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 3 (120). С. 44–63. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-44-63.
8. Gilpin M. R., Scharfe D. B., Young M. P., Webb R. Experimental Investigation of Latent Heat Thermal Energy Storage for Bi-Modal Solar Thermal Propulsion // 12th International Energy Conversion Engineering Conference (July 28-30, 2014. Cleveland, OH, USA). AIAA Paper № 2014-3832. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-3832> (дата обращения: 02 марта 2025).
9. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И., Назаров В. П. Солнечный тепловой ракетный двигатель с различными типами системы «концентратор–приемник» // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 3. С. 738–747.
10. Квасников А. В., Кудрин О. И., Мельников М. В. Лаборатория лучистой и солнечной энергии для исследования процессов в высокотемпературных установках // Доклады Всесоюз. конф. по использованию солнечной энергии. М. : Изд. ВНИИТ, 1969. С. 297–343.
11. Finogenov S. L., Kudrin O. I., Nickolenko V. V. Solar Thermal Propulsion with the High-Efficient “Absorber-Thermal Storage” System // 48th IAF Congress (October 6–10, 1997. Turin, Italy). IAF Paper № 97-S.6.05.
12. Кудрин О. И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М. : Машиностроение, 1987. 247 с.
13. Engberg R., Lassiter J. Shooting Star Experiment, Pathfinder 2, Inflatable Concentrator Modal Survey in Vacuum Conditions. Dynamics Test Branch // Marshall Space Flight Center. Test Report № SSE-DEVED-97-120 (March, 1998. USA).
14. Hawk C. W., Adams A. M. Conceptual Design of a Solar Thermal Upper Stage (STUS) Flight Experiment // 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July 10–12, 1995. San Diego, CA, USA). AIAA Paper № 95-2842.
15. Engberg R., Lassiter J. Solar Orbital Transfer Vehicle (SOTV) Inflatable Concentrator Modal Survey at SRS Technologies, Inc. // Structural and Dynamics Test Group, Marshall Space Flight Center. (October, 1999. USA). Test Report № SOTV-DEV-ED99-076.
16. Вейнберг В. Б. Оптика в установках для использования солнечной энергии. М. : Оборонгиз, 1959. 236 с.
17. Федик И. И., Степанов В. С., Якубов В. Я. Аккумуляторы электрической и тепловой энергии на основе фазовых переходов // II Междунар. совещания по проблемам энергоаккумуляции и экологии в машиностроении, энергетике и на транспорте : сб. науч. докладов М. : ИМАШ РАН, 2001. С. 17–25.
18. Хохулин В. С., Чумаков В. А. Проектирование космических разгонных блоков с ЖРД. М. : МАИ, 2000. 72 с.
19. Сафранович В. Ф., Эмдин Л. М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М. : Машиностроение, 1980. 240 с.
20. Константинов М. С., Мин Тейн. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту для транспортной системы с удельным импульсом двигателя 600–900 с. // Труды МАИ. 2017. Вып. № 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84516> (дата обращения: 02 марта 2025).
21. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д / В. Н. Бойкачев, Ю. Г. Гусев, В. С. Жасан и др. // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 48–59.
22. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса / А. А. Белик, Ю. Г. Егоров, В. М. Кульков, В. А. Обухов // Авиационно-космическая техника и технология. 2011, № 4 (81). С. 17–21.

23. Solar Thermal Propulsion IHPRT Phase I Demonstration Program / D. M. Lester, G. D. Farmer, M. R. Holmes, Wayne Wong // 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures (Statement A) Structural Dynamics, and Materials Conference (22-25 April 2002. Denver, CO, USA). Paper AFRL-PR-ED-AB-2002-00.

24. Солнечная энергодвигательная установка с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела / В. Н. Акимов, Н. И. Архангельский, А. С. Коротеев, Е. П. Кузьмин // Полет. 1999. № 2. С. 20–28.

25. Kudrin O. I., Finogenov S. L., Nickolenko V. V. Solar Thermal Rocket Engine with Post-Burning: the Possibility of Its Usage in Space // Space Technology. 1996, Vol. 16, No. 1. P. 15–9.

26. Финогенов С. Л., Коломенцев А. И. Характеристики солнечного теплового ракетного двигателя с тепловым аккумулятором и дожиганием водорода // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 4 (121). С. 55–70. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-55-70.

27. Малых Д. А. Использование модульного принципа построения для проектирования различных вариантов исполнения универсальной космической платформы // Вестник Москов. авиац. ин-та. 2023. Т. 30, № 1. С. 64–75. DOI: 10.34759/vst-2023-1-64-75.

References

1. Kudrin O. I., Finogenov S. L. Solar Heat Rocket Engine with a Heat Accumulator. IAF Paper № 93-R.3.442. 44th IAF Congress (October 16-22, 1993. Graz, Austria).

2. McClanahan J. A., Frye P. E. Solar Thermal Propulsion Transfer Stage Design for Near-Term Science Mission Applications. 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. (27-29 June 1994, Indianapolis, IN, USA). AIAA Paper 1994, № 94-2999.

3. Levenberg V. D. *Energeticheskie ustanovki bez topliva* [Power plants without fuel]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1987, 104 p.

4. Fedik I. I., Popov E. B. [Propulsion Power Plant with solar thermal energy storages]. *Sbornik nauchnih dokladov III Mezhdunarodnogo soveshchaniya po problemam energoaccumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. III International workshop on the problems of energy accumulating and ecology in engineering, energetics and transportation]. Moscow, IMASH RAS, 2002. P. 282–292 (In Russ.).

5. Grilikhes V. A., Matveev V. M., Poluektov V. P. *Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov* [Solar high-temperature thermal sources for space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 248 p.

6. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I. [Choice of heat accumulating material for solar thermal propulsion]. *Vestnik SIBGAU*. 2016. Vol. 17, No. 1, P. 161–169 (In Russ.).

7. Finogenov S. L. [Conception of solar thermal propulsion with phase-changing thermal energy storage and hydrogen after-burning by fluorine]. *Vestnik MGTU imeni N. E. Bauman. Mashinostroenie*. 2018, No. 3, P. 44–63 (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-44-63.

8. Gilpin M. R., Scharfe D. B., Young M. P., Webb R. Experimental Investigation of Latent Heat Thermal Energy Storage for Bi-Modal Solar Thermal Propulsion. 12th International Energy Conversion Engineering Conference (July 28-30, 2014 Cleveland, OH, USA). AIAA Paper № 2014-3832. Available at: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2014-3832> (accessed 02.03.2025).

9. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I., Nazarov V. P. [Solar thermal propulsion with different types of concentrator-absorber systems]. *Vestnik SIBGAU*. 2016, Vol. 17, No. 3, P. 738–747 (In Russ.).

10. Kvasnikov A. V., Kudrin O. I., Mel'nikov M. V. [Laboratory of radiant and solar energy for investigation of processes in high-temperature installations]. *Doklady vsesoyuznoi konferentsii po ispolzovaniyu solnechnoi energii* [Proc. of the USSR conference on solar energy use]. Moscow, VNIIT Publ., 1969, P. 297–343 (In Russ.).

11. Finogenov S. L., Kudrin O. I., Nickolenko V. V. [Solar Thermal Propulsion with the High-Efficient “Absorber-Thermal Storage” System]. 48th IAF Congress (October 6–10, 1997, Turin, Italy). IAF Paper № 97-S.6.05.

12. Kudrin O. I. *Solnechnie vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatelnye ustanovki* [Solar high-temperature space power-propulsion plants]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 247 p.
13. Engberg R., Lassiter J. Shooting Star Experiment, Pathfinder 2, Inflatable Concentrator Modal Survey in Vacuum Conditions. Dynamics Test Branch. *Marshall Space Flight Center* (March, 1998, USA). Test Report № SSE-DEVED97-120.
14. Hawk C. W., Adams A. M. Conceptual Design of a Solar Thermal Upper Stage (STUS) Flight Experiment. *31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (July 10-12, 1995, San Diego, CA, USA). AIAA Paper № 95-2842.
15. Engberg R., Lassiter J. Solar Orbital Transfer Vehicle (SOTV) Inflatable Concentrator Modal Survey at SRS Technologies, Inc. *Structural and Dynamics Test Group, Marshall Space Flight Center* (October, 1999, USA). Test Report № SOTV-DEV-ED99-076.
16. Veinberg V. B. *Optika v ustanovkakh dlya ispol'zovaniya solnechnoi energii* [Optics in installations for solar energy use]. Moscow, Oborongiz Publ., 1959, 236 p.
17. Fedik I. I., Stepanov V. S., Yakubov V. Ya. [Accumulators of electric and heat energy based on phase transitions]. *Sbornik nauchnih dokladov II Mezhdunarodnogo soveshchaniya po problemam energoaccumulirovaniya i ekologii v mashinostroenii, energetike i na transporte* [Proc. II International workshop on the problems of energy accumulating and ecology in engineering, energetics and transportation]. Moscow, IMASH RAS, 2001, P. 17–25 (In Russ.).
18. Khohulin V. S., Chumakov V. A. *Proektirovanie kosmicheskikh razgonnykh blokov s ZhRD* [Design of space upper stages with liquid propulsion]. Moscow, MAI Publ., 2000, 72 p.
19. Safranovich V. F., Emdin L. M. *Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov. Vybora tipa i parametrov*. [Sustainer engines of space vehicles. Choice of type and parameters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 240 p.
20. Konstantinov M. S., Min Tein [Optimization of spacecraft injection trajectory into geostationary orbit for transportation system with specific impulse of 600–900 sec.]. *Trudy MAI*. 2017, No. 95 (In Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84516> (accessed 02.03.2035).
21. Boikachev V. N., Gusev Yu. G., Zhasan V. S. et al. [About the possibility of creation of electric propulsion plant with power of 10...30 kWatt based on two-regime SPD-140D engine]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2014, No. 1(4). P. 48–59 (In Russ.).
22. Belik A. A., Egorov Yu. G., Kul'kov V. M., Obukhov V. A. [Analysis of design-ballistic characteristics of combined scheme of spacecraft injection into geostationary orbit with use of middle-class launchers] (In Russ.). *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2011, No. 4(81), P. 17–21 (In Russ.).
23. Lester D. M., Farmer G. D., Holmes M. R., Wong Wayne. Solar Thermal Propulsion IHPRP Phase I Demonstration Program. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures (Statement A) Structural Dynamics, and Materials Conference* (22–25 April 2002, Denver, CO, USA). Paper AFRL-PR-ED-AB-2002-00.
24. Akimov V. N., Arkhangel'skiy N. I., Koroteev A. S., Kuzmin E. P. [Solar power-propulsion plant with electrically-heated thermal energy storage and working medium post-burning]. *Polyet*. 1999, No. 2, P. 20–28 (In Russ.).
25. Kudrin O. I., Finogenov S. L., Nickolenko V. V. Solar Thermal Rocket Engine with Post-Burning: the Possibility of Its Usage in Space. *Space Technology*. 1996, Vol. 16, No. 1, P. 15–19.
26. Finogenov S. L., Kolomentsev A. I. [Characteristics of solar thermal propulsion with thermal energy storage and hydrogen post-burning]. *Vestnik MGTU imeni N. E. Baumana. Mashinostroenie*. 2018, No. 4(121), P. 55–70 (In Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-3-55-70.
27. Malyh D. A. [Modular Structuring Principle Application for Developing Various Options of the Universal Space Platform Layout]. *Vestnik Moskov. aviats. in-ta*. 2023, Vol. 30, No. 1, P. 64–75. DOI: 10.34759/vst2023-1-64-75.

Финогенов Сергей Леонардович – старший научный сотрудник; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: sfmai2015@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0004-8901-5010>

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: aikolomentsev@yandex.ru.

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

Finogenov Sergei Leonardovich – Senior Researcher; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: sfmai2015@mail.ru <https://orcid.org/0009-0004-8901-5010>

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Candid. Sc., Professor; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: aikolomentsev@yandex.ru.

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

Статья поступила в редакцию 01.09.2025; принята к публикации 16.09.2025; опубликована 13.10.2025

The article was submitted 01.09.2025; accepted for publication 16.09.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 67.08

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-432-447

Для цитирования: Обоснование кинематических, силовых и конструктивных параметров валковой дробилки-измельчителя для дезинтеграции отходов композиционных материалов / Ю. И. Гордеев, А. А. Букин, П. В. Тимошев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 432–447. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-432-447.

For citation: Gordeev Y. I., Bukin A. A., Timoshev P. V., Binchurov A. S., Krivov D. A. [Justification of kinematic, power and design parameters of a roller crusher for disintegration of composite materials waste]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 432–447. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-432-447.

Обоснование кинематических, силовых и конструктивных параметров валковой дробилки-измельчителя для дезинтеграции отходов композиционных материалов

Ю. И. Гордеев¹, А. А. Букин^{1*}, П. В. Тимошев², А. С. Бинчуров¹, Д. А. Кривов³

¹Сибирский федеральный университет

Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 26а

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

³Красноярский государственный аграрный университет

Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 90

*E-mail: KOMMYHUCT@bk.ru

Аннотация. Актуальность работы объясняется существенными проблемами современной аэрокосмической промышленности, машиностроения, энергетики, горнодобывающей, перерабатывающей и других отраслей при утилизации отходов изделий из композиционных материалов и изделий на основе композитов различного функционального назначения (углепластиков, стеклопластиков, металлокерамических и литых дисперсноупрочненных).

Цель работы – повышение эффективности процессов получения микронных фракций отходов композиционных материалов за счет применения модернизированной конструкции валковой дробилки-измельчителя.

Расчетными и экспериментальными исследованиями обоснованы возможности повышения эффективности переработки отходов изделий из композиционных материалов за счет их постепенной (поэтапной) дезинтеграции. На основании аналитических расчетов и методами конечно-элементного анализа разработаны кинематическая схема, компоновка и конструктивное исполнение модернизированной сборной валковой дробилки-измельчителя с рабочими органами (дисками) в форме равноосного контура – треугольника Рело. В новой конструкции реализуется более сложная по сравнению с аналогами система сил (сжатия, трения, знакопеременных циклических нагрузок), позволяющая повысить скорость и производительность процесса дробления – измельчения. Между соседними встречными ножами РК-профиля реализуется процесс резания материала по механизму «вращающихся ножниц», что также способствует более интенсивному измельчению материала (особенно при обработке пластинчатых или длинных фрагментов отходов). Оригинальное расположение и непостоянство точек контакта встречных профилей, целевого зазора между дисками при их вращении создаёт эффект перекатывания за счет возвратно-поступательного перемещения измельчаемого материала, что снижает риск заклинивания и увеличивает пропускную способность размольных валков и интенсивность процессов дезинтеграции. Для определения лучших, с точки зрения производительности, размеров рабочих органов дробилки, целевого зазора между ними при измельчении материалов с разными размерами и свойствами были созданы кинематические модели для симуляции процессов измельчения и проведения численного эксперимента методами конечно-элементного анализа. Показано, что за счет эффективного сочетания различных механизмов разрушения (истирание, раздавливание, резание, знакопеременные нагрузки)

возрастают интенсивность деформационных процессов и удельные нагрузки на материал, но напряжения на рабочих поверхностях дробилки варьируются в диапазоне 430–580 МПа, запас прочности рабочих органов увеличивается до значений 0,43–0,65, что является предпосылкой увеличения срока эксплуатации рабочих размольных элементов. Результаты расчетов по новым методикам и кинематическим схемам показывают, что конструкция модернизированной сборной конструкции валковой дробилки с рабочими органами в форме треугольника Рело имеет увеличенную результирующую скорость (на 30 %) и производительность почти в 2 раза выше, чем прототип с цилиндрическими валками (при одинаковых или сопоставимых размерах рабочих органов, кинематических параметрах по частоте вращения и мощности привода). Проведена конструкторско-технологическая подготовка и изготовлен опытный образец установки для экспериментальных исследований, которые подтвердили хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных по величине щелевого зазора, скорости и производительности процесса дробления – измельчения.

Ключевые слова: композиты, валковая дробилка-измельчитель, треугольник Рело, дезинтеграция, утилизация композитов.

Justification of kinematic, power and design parameters of a roller crusher for disintegration of composite materials waste

Y. I. Gordeev¹, A. A. Bukin^{1*}, P. V. Timoshev², A. S. Binchurov¹, D. A. Krivov³

¹Siberian Federal University

26a, Akademika Kirenskogo St., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

³Krasnoyarsk State Agrarian University

90, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation

*E-mail: KOMMYHUCT@bk.ru

Abstract. The relevance of the work is explained by the significant problems of the modern aerospace industry, mechanical engineering, energy, mining, processing and other industries in the disposal of waste products made of composite materials and products based on composites of various functional purposes (carbon fiber, fiberglass, metal-ceramic and cast glass reinforced).

The aim of the work is to increase the efficiency of processes for obtaining micron fractions of composite materials waste through the use of an upgraded roller crusher-shredder design.

Computational and experimental studies have substantiated the possibility of increasing the efficiency of waste recycling of composite materials due to their gradual (step-by-step) disintegration. Based on analytical calculations and finite element analysis methods, a kinematic scheme, layout and design of an upgraded prefabricated roller crusher-shredder with working bodies (discs) in the form of an equiaxed contour – a Relo triangle – have been developed. The new design implements a more complex system of forces (compression, friction, alternating cyclic loads) compared to analogues, which makes it possible to increase the speed and productivity of the crushing process. The process of cutting the material using the “rotating scissors” mechanism is implemented between adjacent counter knives of the PK profile, which also contributes to more intensive grinding of the material (especially when processing lamellar or long fragments of waste). The original location and inconsistency of the contact points of the oncoming profiles, the gap between the discs during their rotation creates a rolling effect due to the reciprocating movement of the crushed material, which reduces the risk of jamming and increases the throughput of the grinding rolls and the intensity of the disintegration processes. In order to determine the best performance in terms of the size of the working bodies of the crusher, the gap between them when grinding materials with different sizes and properties, kinematic models were created to simulate the grinding processes and conduct a numerical experiment using finite element analysis methods. It is shown that due to the effective combination of various fracture mechanisms (abrasion, crushing, cutting, alternating loads), the intensity of defor-

mation processes and specific loads on the material increases, but the stresses on the working surfaces of the crusher vary in the range of 430–580 MPa, the safety margin of the working bodies increases to 0.43–0.65, which is a prerequisite for increasing the service life of the workers. grinding elements. The results of calculations using new methods and kinematic schemes show that the design of the upgraded prefabricated roller crusher with working bodies in the form of a Relo triangle has an increased resultant speed (by 30 %) and productivity is almost 2 times higher than the prototype with cylindrical rolls (with the same or comparable sizes of working bodies, kinematic parameters in terms of rotation speed and drive power). Design and technological preparation was carried out and a prototype of the installation for experimental studies was made, which confirmed a good agreement between the calculated and experimental data on the size of the gap, the speed and productivity of the crushing and crushing process.

Keywords: composites, roller crusher, Relo triangle, disintegration, utilization of composites.

Введение

Одной из актуальных проблем современной аэрокосмической отрасли, машиностроения, энергетики, горнодобывающей, перерабатывающей и других отраслей является совершенствование аппаратурно-технологических схем изделий из композиционных материалов различного функционального назначения. Причем, эти проблемы касаются не только собственно технологии производства изделий на основе композитов (углепластиков, стеклопластиков, металлокерамических и литых дисперсноупрочненных материалов), но и всех других этапов жизненного цикла (CAD/CAM/CAE), начиная с проектирования, расчета, прогнозирования свойств и заканчивая утилизацией отходов. Последняя стадия представляет особые трудности, что в значительной степени объясняется структурной неоднородностью композитов, существенным различием в свойствах матрицы и наполнителя (особенно в виде высокомодульных волокон), а также высокой химической стойкостью фазовых составляющих. По этим причинам механическая обработка композитов и их отходов резанием, дроблением затруднена, поскольку сопровождается вытягиванием волокон, деструкцией матричного материала под действием температуры [1–5]. Поэтому углепластиковые и стекловолоконные отходы зачастую просто захораниваются или подвергаются термической обработке матрицы для получения углеволокна с последующим его вторичным использованием, например в качестве наполнителей, упрочняющих добавок [6–10].

Использование существующих конструкций дробилок ограничивается недостаточно высокой эффективностью, так как в валковых дробилках на материал действуют только силы сжатия и раздавливания, в молотковых – удар и истирание, в щековых – сжатие [11–14]. Такие дробилки рассчитаны на измельчение одного материала либо группы материалов близких по свойствам и размерам. Широко распространенные методы и устройства механического дробления также вызывают затруднения, связанные с измельчением пластичных материалов, поэтому требуется использования альтернативных конструкций, в которых реализуются более сложные схемы измельчения, совмещающие не только воздействие на материал силами сжатия, истирания и удара при знакопеременных нагрузках, но и включающие процессы резания. Разработка таких конструкций, естественно, требует создания новых методик проектирования и расчета кинематических, силовых и эксплуатационных характеристик оборудования.

Цель работы – повышение эффективности процессов получения микронных фракций отходов композиционных материалов за счет применения модернизированной конструкции валковой дробилки-измельчителя.

Численное и экспериментальное изучение возможностей повышения интенсивности измельчения за счет новых конструкций и кинематики валковых дробилок-измельчителей производилось по методике, представленной в виде блок-схемы на рис. 1.

На основании предложенной методики проведения исследований последовательно и в режиме обратной связи решались задачи совершенствования конструкции и технологий переработки, обработки резанием изделий из волокнистых композиционных материалов, которые обеспечивают формирование в процессе обработки мелкодробленной стружки микронного раз-

мера, получаемой в процессе высокоскоростного фрезерования. Как было ранее показано авторами [15–17], этого можно добиться за счет использования многолезвийных высокоскоростных фрез-роутеров. Расчетными и экспериментальными методами были оптимизированы конструкции инструмента и технологические режимы обработки, обеспечивающие получение микронной фракции стружки в процессе механической обработки резанием. На рис. 2 приведены 3D модель и конструктивное исполнение фрез-роутеров, изображение типичных фрагментов стружки, полученной при обработке композитов.

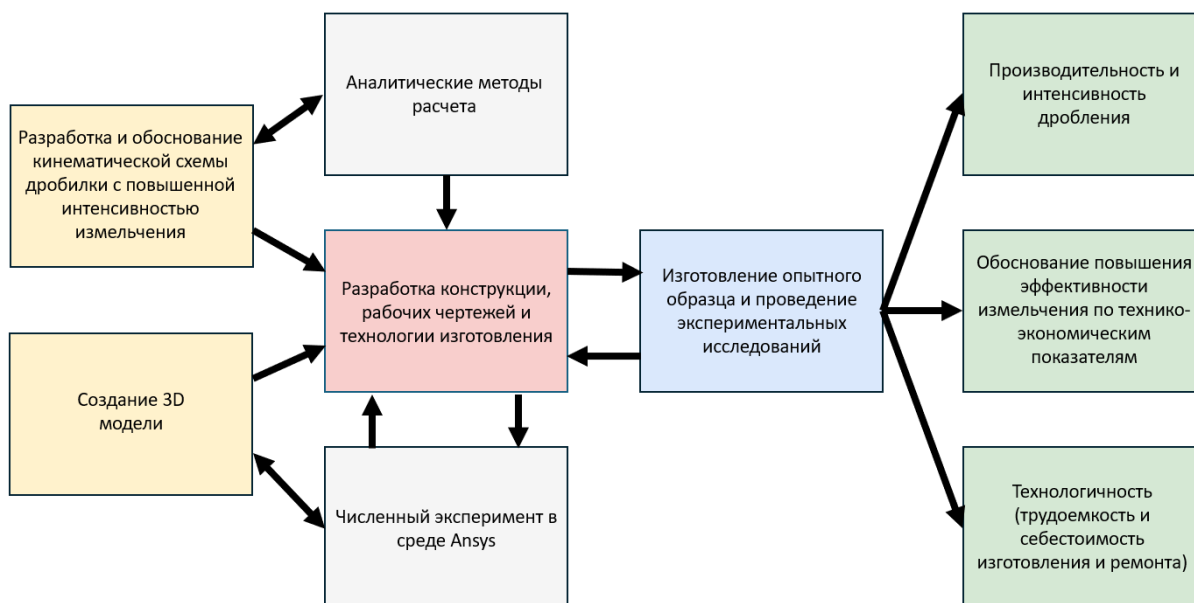


Рис. 1. Структура и методика решения задач исследований

Fig. 1. Structure and methodology for solving research problems

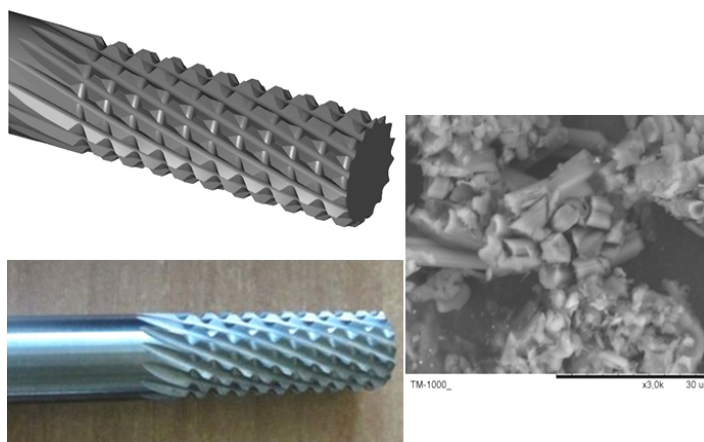


Рис. 2. 3D-модель, конструкция инструмента и морфология стружки после обработки углепластиков

Fig. 2. 3D model, tool design and chip morphology after machining carbon fiber reinforced plastics

Стружка таких размеров и морфологии, в свою очередь, может быть «сырьем» для последующего доизмельчения материала до размеров волокон (вискерсов) в новых конструкциях дробилок-измельчителей с рабочими элементами в виде дисков РК-профиля (треугольник Рело), представленной на рис. 3. Использование мелкодробленой стружки в таких дезинтеграто-

рах является перспективным, но не единственным направлением исследований. Основная и наиболее актуальная область их практического применения – переработка (дробление, измельчение) более крупных, кусковых или пластинчатых отходов изделий из композитов, полученных в процессе изготовления или после предварительной переработки деталей, исчерпавших свой эксплуатационный ресурс (вышедших из строя).

Конструкция валковой дробилки-измельчителя

Предлагаемая валковая дробилка-измельчитель (рис. 3) состоит из двух параллельных валов 1, изготовленных из стального шестигранника, которые устанавливаются в специальные подшипниковые опоры 2. Опоры выполнены таким образом, чтобы можно было регулировать зазор между дисками. К корпусу с помощью винтов крепятся сита 3 с отверстиями в соответствии с необходимым размером выходящей фракции. На шестигранную поверхность валов, в плоскости сита устанавливаются диски РК-профиля 4, чередующиеся с предельным угловым зазором. В данном случае показан вариант установки с углом в 60° . Всего используется 28 дисков, по 14 на каждый вал. Пакет дисков прижимается гайками и шайбами 5, чтобы избежать продольного смещения сборки. На концы валов устанавливаются шкивы, которые приводятся в движение с помощью ремня от двигателя, который располагается ниже – на фундаменте корпусной части конструкции. Частота вращения обеих сборных валков должна быть одинаковой, чтобы избежать заклинивания механизма. Базирование ножей-дисков РК-профиля на поверхность шестигранника обеспечивает возможность надежной передачи крутящего момента, упрощает процедуру сборки, ремонта и конструкции, т. е. снижаются трудоемкость и себестоимость изготовления и восстановления изделия.

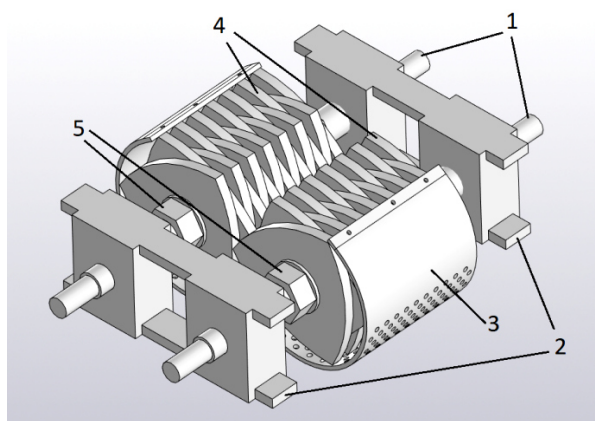


Рис. 3. Конструкции валковой дробилки-измельчителя

Fig. 3. Designs of a roller crusher

При использовании новой конструкции рабочих органов, на материал действуют усилия сжатия – сдвига, а также силы трения. Под действием этой системы сил происходит измельчение материала сжатием – дроблением, усиленным сдвиговыми нагрузками за счет «нецилиндричности» дисков. Между соседними ножами РК-профиля реализуется процесс резания материала по механизму «вращающихся ножниц», что также способствует более интенсивному измельчению материала (особенно при обработке пластинчатых или длинных фрагментов).

Кроме того, несимметричное расположение дисков (валков) и непостоянство точек контакта встречных профилей, т. е. зазора между ними, обеспечивает при их вращении эффект перекачивания, возвратно-поступательного перемещения измельчаемого материала, что способствует предотвращению заклинивания породы и интенсивности дробления. На рис. 4 представлена концептуальная модель процесса изменения зазора между валками.

Особенностью и преимущественным отличием предлагаемой конструкции является возможность изменения размеров получаемой фракции продуктов измельчения за счет регулирования щелевого зазора между рабочими органами.

Для наглядного подтверждения характера изменения щелевого зазора и динамики работы пары валков была создана анимационная модель, скриншоты анимации на разных стадиях вращения валков приведены на рис. 5. Модель была сгенерирована для набора дисков диаметром 100 мм.

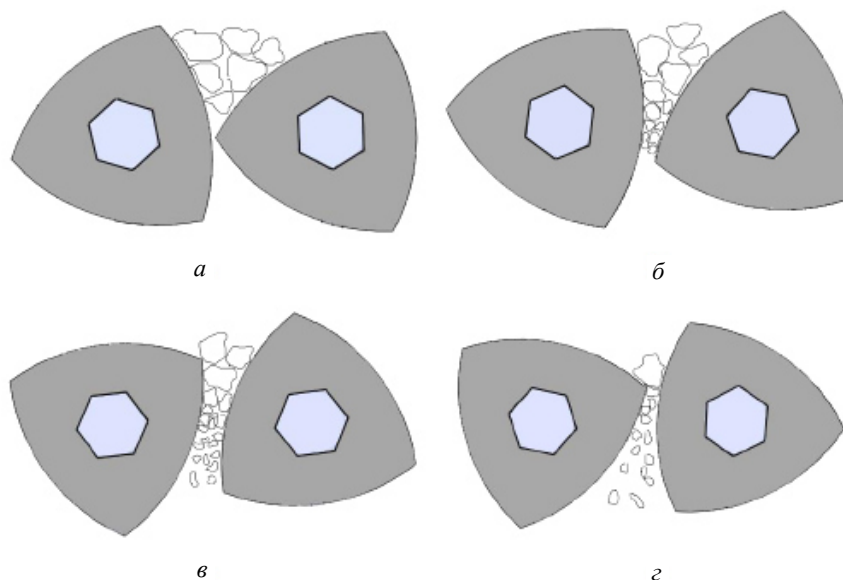


Рис. 4. Изменение щелевого зазора в радиальном направлении при вращении РК-профильных валков на разных этапах взаимного перемещения

Fig. 4. Change in the slot gap in the radial direction during rotation of RT-profile rolls at different stages of mutual movement

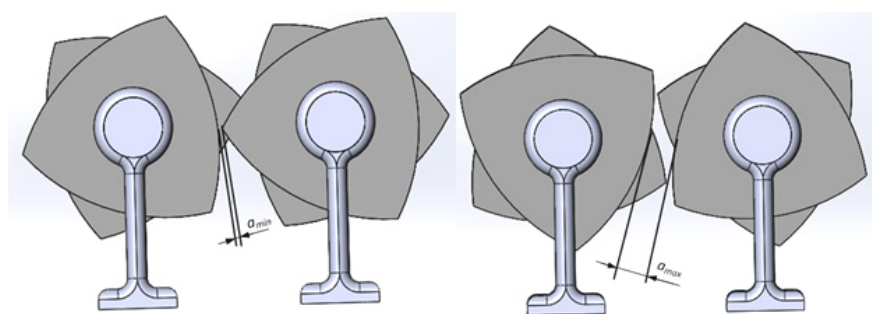


Рис. 5. Изменение щелевого зазора на анимационной модели

Fig. 5. Changing the slot gap on the animation model

Отдельные кадры анимации иллюстрируют не только изменение размера щелевого зазора от минимального значения σ_{min} до максимального σ_{max} при разных положениях валков, но и изменение вектора взаимного расположения касательных к поверхности валков. Щелевой зазор в соответствии с анимационной моделью изменяется в диапазоне 3,4–12,9 мм.

В соответствии с этим минимальный размер микронных фракций порошков около 0,34 мм или 340 мкм. Но в конструкции корпуса инструмента предусмотрено по контуру корпуса дробилки размещение сита 3 с отверстиями, которые имеют размер в соответствии с требуемым размером конечной фракции (см. рис. 3). Предполагается, что отверстия диаметром 1 мм будут

обеспечивать получение микронных порошков после дополнительной многократной протирки между поверхностями валков и поверхностью сита.

Схемы сил, скорости и расчет эксплуатационных параметров

Система сил, реализуемая в зоне измельчения между сборными валками с наборными дисками в виде РК-профилей, смещенных друг относительно друга на 60° , является знакопеременной, циклической, в отличие от постоянной схемы нагружения между двумя цельными цилиндрическими валками. На рис. 6 приведена иллюстрация действия комплекса системы разнонаправленных сил и кинематики процесса измельчения в новой конструкции, которая позволяет повысить интенсивность измельчения за счет совместного действия различных механизмов разрушения материала: сжатия, растяжения, истирания, ударного воздействия, резания – скалывания и постоянного изменения направления векторов этих сил и их результирующих. В качестве основы (прототипа) для совершенствования и модернизации конструкции были приняты результаты комплекса опытно-конструкторских исследований, проведенных авторами ранее и подробно описанных в работах [18–20].

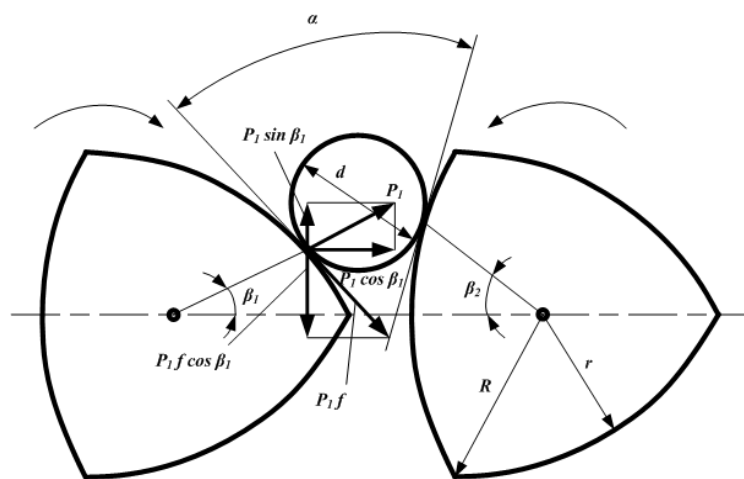


Рис. 6. Кинематика процесса измельчения материала валками РК-профиля

Fig. 6. Kinematics of the process of grinding material using RT-profile rolls

Основными параметрами, характеризующими работу новых модернизированных валковых дробилок, являются угол захвата α , частота вращения валков, их производительность и потребляемая ими мощность. В момент захвата кусков материала диаметром d в точках соприкосновения его с валками возникают силы нормального давления P , действующего на материал под углом β_1 и β_2 . Силы P_1 и P_2 раскладываются на составляющие силы $P_1 f \cos \beta_1$, $P_2 f \cos \beta_2$ и выталкивающие $P_1 f \sin \beta_1$, $P_2 f \sin \beta_2$. С другой стороны, под прямым углом к силам P_1 и P_2 действуют силы трения $F_1 = P_1 f$ и $F_2 = P_2 f$, которые раскладывается на силы $P_1 f \sin \beta_1$, $P_2 f \sin \beta_2$ и втягивающие материал $P_1 f \cos \beta_1$, $P_2 f \cos \beta_2$. Очевидно, для нормальной работы валковой дробилки необходимо, чтобы было соблюдено условие:

$$P_1 \cdot \sin(\beta_1) \cdot P_2 \cdot \sin(\beta_2) \leq P_1 \cdot f \cdot \sin(\beta_1) \cdot P_2 \cdot f \cdot \sin(\beta_2). \quad (1)$$

Усилия, возникающие в зоне измельчения между рабочими органами валковой дробилки-измельчителя лимитируются нагрузкой, которая создается пружинами предохранительного устройства. Данная нагрузка зависит от многих факторов и вычисляется по известным методам расчета деталей машин в зависимости от прочности материалов породы и соответствующих усилий дробления, которые должны обеспечиваться механизмами измельчителя. Конструкция позволяет производить настройку – регулировку усилия путем сжатия пружины до нужного размера.

Площадь, на которой действует среднее суммарное усилие между валками, определяется по формуле

$$F = l \cdot l_1, \quad (2)$$

где l – длина валков, мм; l_1 – длина дуги, мм.

Длина дуги на участке измельчения материала находится по формуле

$$l_1 = 0,145 \cdot D. \quad (3)$$

Формула для нахождения среднего суммарного усилия дробления:

$$P_{сж} = \sigma_{сж} \cdot F \cdot \mu, \quad (4)$$

где μ – коэффициент разрыхления материала; $\sigma_{сж}$ – предел прочности материала при сжатии, МПа.

Окружность и РК-профиль одинаковой ширины имеют средний радиус $R_{ср}$. Причем при изменении радиуса от r до R средний радиус остается постоянным.

Для РК-профиля

$$P_{ср} = \frac{(R + r)}{2}. \quad (5)$$

Таким образом, при определении угла захвата α для РК-профиля, необходимо заменить радиусы r и R на $R_{ср}$ и тогда определение угла захвата РК-профиля сводится к расчету угла захвата между цилиндрическими валками по формуле

$$2 \cdot P \cdot \sin\left(\frac{a}{2}\right) \leq 2 \cdot P \cdot f \cdot \cos\left(\frac{a}{2}\right). \quad (6)$$

Сравнение основных геометрически параметров окружности и РК-профиля показывает, что при одинаковых значениях угла захвата и длины периметра сечений профилей, площадь сечения РК-профиля меньше на 10 %. Поэтому необходимый крутящий момент привода дробилки снижается, но при этом обеспечивается увеличение удельной нагрузки.

В разных положениях вращающихся валков РК-профиля изменяется и угол захвата, реализуются горизонтальные движения дробления, а также возвратно-поступательное вертикальное перемещение измельчаемого материала. В этом случае расчет угла захвата сводится к определению щелевого зазора при различных значениях радиусов и нормалях к ним в точках контакта дисков в виде РК-профиля. Измельчаемый материал подвергается воздействию сразу нескольких полей напряжений как минимум в двух плоскостях, обеспечивается также эффект перекачивания материала между поверхностями дисков, благодаря чему эффективность измельчения повышается, существенно снижается вероятность заклинивания измельчаемого материала вследствие нестационарности полей напряжений, возникающих в результате системы разнонаправленных сил (рис. 7). При изменении положения валков меняется угол захвата, а его расчет производится на основании определения щелевого зазора (a) и эксцентриситета (h) при известных значениях радиусов и нормалях к ним в точках контакта. Смещение дробимого материала относительно нормали на расстояние $(R-r)/2$ вследствие изменения радиусов от r до R . Максимально возможное смещение материала от крайних точек равно $(R-r)$.

Кроме того, существенно снижается вероятность заклинивания крупных кусков материала в щелевом зазоре вследствие их отбрасывания из области контакта разнонаправленными силами. Если угол захвата достаточно мал, то дробимый материал захватывается и измельчается, если нет, то отбрасывается из зоны контакта.

Производительность валковой дробилки определяется по следующей формуле:

$$Q = 1,25 \cdot \pi \cdot D \cdot l \cdot a \cdot n \cdot \mu \cdot p, \quad (7)$$

где D – диаметр валков, мм; l – длина валков, мм; a – приведенная величина щелевого зазора между валками, мм; n – предельная частота вращения валков, об/с; μ – коэффициент, учитывающий неравномерность питания валков; p – удельная плотность измельчаемого материала, г/см³.

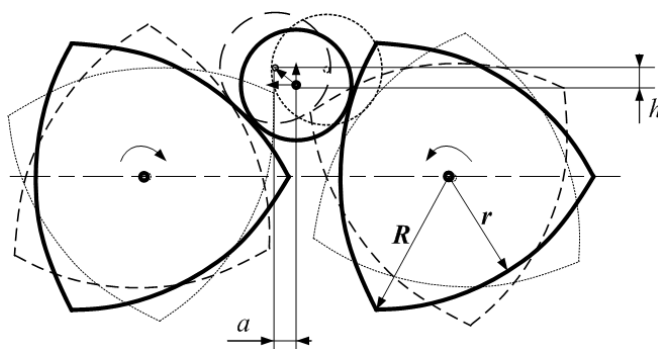


Рис. 7. Схема перемещений материала при дроблении

Fig. 7. Scheme of material movements during crushing

Мощность N (в кВт), потребляемая валковой дробилкой:

$$N = 1400 \cdot \sigma_{\text{сж}} \cdot n \cdot l \cdot R^2, \quad (8)$$

где $\sigma_{\text{сж}}$ – предел прочности материала при сжатии, МПа.

Для определения оптимальных, с точки зрения производительности, размеров рабочих органов дробилки, щелевого зазора между ними при измельчении материалов породы с разными размерами и свойствами были проведены дополнительные расчеты. Результаты расчетов в графической форме представлены на рис. 8. Немонотонный характер семейства кривых $Q(n, D)$ аналогичен и позволяет сделать один важный вывод: увеличение диаметра валка свыше 200 мм нецелесообразно, поскольку все кривые выходят практически на «полку». Полученные данные позволяют также определять необходимую частоту оборотов в зависимости от свойств и размера кусков измельчаемого материала. Размер кусков изменяется в диапазоне от 2 до 10 мм.

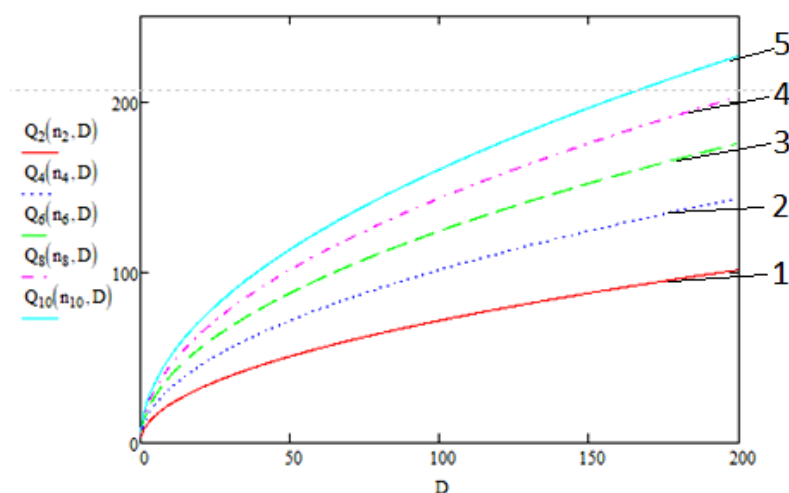


Рис. 8. Влияние диаметра D и размера породы d на производительность Q :

1 – кривая при размере зазора 2 мм; 2 – кривая при размере зазора 4 мм; 3 – кривая при размере зазора 6 мм; 4 – кривая при размере зазора 8 мм; 5 – кривая при размере зазора 10 мм

Fig. 8. Effect of diameter D and rock size d on productivity Q :

1 – curve for standard gap of 2 mm; 2 – curve for standard gap of 4 mm; 3 – curve for standard gap of 6 mm; 4 – curve for standard gap of 8 mm; 5 – curve for standard gap of 10 mm

Скорость измельчения материала ножами с рабочей частью в виде РК-профиля может быть определена по известной формуле (9) с одной существенной поправкой – радиус вала влияет на щелевой зазор при вращении. Поэтому расчет скоростей производился с корректировкой путем введения понятия «радиус-вектор» РК-профиля (ρ), что позволяет определить крайние (максимальные и минимальные) значения переменной скорости (м/мин) в разных точках на контуре РК-профиля (10), (11).

$$V = \frac{2 \cdot \pi \cdot \rho \cdot n}{1000}, \quad (9)$$

где ρ – радиус вектор контура режущей кромки, мм; n – число оборотов ножа, об/мин.

$$V_{\max} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_{\max} \cdot n}{1000}, \quad (10)$$

$$V_{\min} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_{\min} \cdot n}{1000}, \quad (11)$$

где $\rho_{\max}$ – максимальный радиус-вектор контура режущей кромки, мм; $\rho_{\min}$ – минимальный радиус-вектор контура режущей кромки, мм; n – частота вращения первого и второго валов соответственно, об/мин.

Сложная кинематика вращательных движений диктует необходимость в определении результирующей скорости резания, определяемой на основании кинематической схемы сложения векторов скоростей, приведенной на рис. 9, и формулы (12).

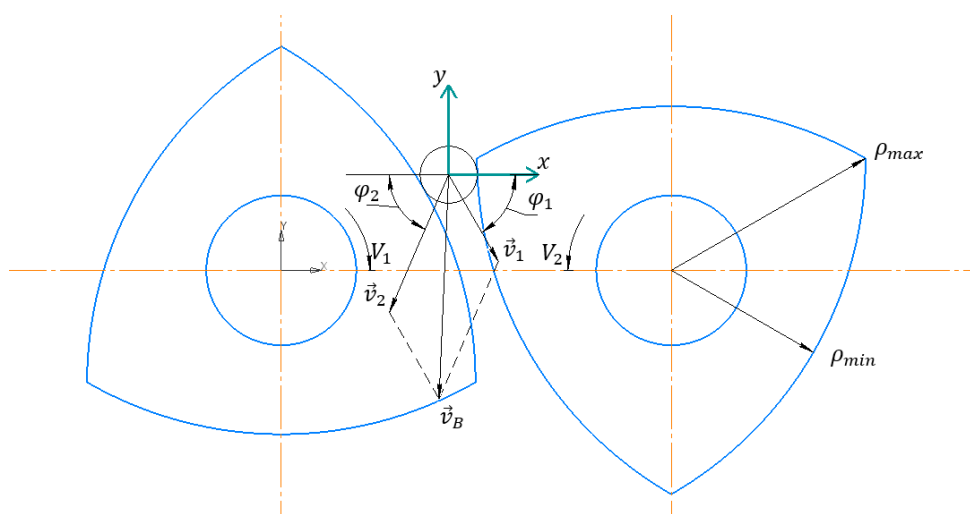


Рис. 9. Схема определения вектора скорости результирующего движения измельчения

Fig. 9. Scheme for determining the speed vector of the resulting movement of crusher

Таким образом, скорость результирующего движения дробилки-измельчителя с дисками в форме РК-профиля определится окончательно по формуле

$$|\overline{V_B}| = \sqrt{\left(\frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_1 \cdot n_1}{1000} \cdot \cos \varphi_1 - \frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_2 \cdot n_2}{1000} \cdot \cos \varphi_2 \right)^2 + \left(\frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_1 \cdot n_1}{1000} \cdot \sin \varphi_1 - \frac{2 \cdot \pi \cdot \rho_2 \cdot n_2}{1000} \cdot \sin \varphi_2 \right)^2}, \quad (12)$$

где φ – угол наклона между вектором скорости и координатной осью x .

В результате расчетов по формуле (12) было получено уточненное значение скорости результирующего движения V_B для сборных валков с дисками в форме РК-профиля, которая поч-

ти в 1,5 раза превышает значение скорости, определенной в соответствии с традиционными общепринятыми аналитическими расчетными формулами для обычных цилиндрических валков [13; 14].

Подтвердилось предположение об увеличении интенсивности измельчения в рабочей зоне за счет изменения формы профиля валков. В итоге комплексного воздействия на измельчаемый материал повышается не только скорость, но и производительность процесса, что подтверждается результатами расчетов по новой кинематической схеме. Для сравнения полученных результатов можно воспользоваться параметром приведенной частоты вращения ($n_{пр}$) – формула (13). Физический смысл такой замены заключается в том, что при обеспечиваемой приводом дробилки частоте (n) она заменяется на другую, которая соответствует увеличенной результирующей скорости резания (формула (12)) для валков в форме РК-профиля. Таким обратным перерасчетом можно определить через $n_{пр}$ уточненную частоту вращения валков и уточненное значение производительности, используя формулу

$$n_{пр} = \frac{1000 \cdot v}{n \cdot D}, \quad (13)$$

$$Q = C_q \cdot D^{x_D} \cdot n^{x_n} \cdot K_1 \cdot K_2 \cdot \dots \cdot K_i, \quad (14)$$

где K_1, K_2, K_i – коэффициенты, зависящие от особенностей геометрии, размеров материала, щелевого зазора, прочностных свойств материала и т. д.

Результаты расчетов по новым методикам и кинематической схеме показывают, что конструкция модернизированной сборной конструкции валковой дробилки с рабочими органами в форме треугольника Рело имеет увеличенную результирующую скорость (на 30 %) и производительность почти в 2 раза выше, чем прототип с цилиндрическими валками (при одинаковых, сопоставимых размерах рабочих органов и кинематических параметрах по частоте вращения). Результаты сравнения приведены в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение результатов расчета

Метод расчета	$V_{ср}$, м/мин	Q, г/сек
Аналитическая методика расчета [13; 14]	29,0	160
Новая методика расчета для РК-профиля	39,6	312

Конечно-элементный анализ

Для определения численных значений контактных напряжений, возникающих в зоне измельчения, был использован метод конечных элементов и программный продукт Ansys Workbench.

Для дисков в качестве материала был выбран Structural steel, имитирующий конструкционную сталь. На основании прототипа дробилки-измельчителя были созданы 3D-модели с телами в виде цилиндров, имитирующие измельчаемый материал в зоне дробления, с диаметрами 5, 7, 10 мм. Использование сетки, состоящей из полностью одинаковых элементов, не целесообразно, так как крупные элементы не обеспечивают достаточной точности расчета, а мелкие элементы сетки значительно увеличивают время расчета. На рис. 10, 11 приведены схема и оптимальная сгенерированная сетка.

Были назначены ограничения и тип нагрузок на систему Bonded между валком и телом и Frictional между вторым валком и телом. Левый диск является неподвижным, а на правый приходится крутящий момент. На рис. 12 показаны ограничения и нагрузки, приходящиеся на систему.

Результаты расчетов напряженно-деформированного состояния методом конечно-элементного анализа представлены в табл. 2.

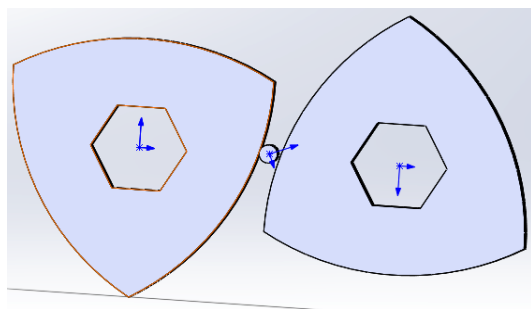


Рис. 10. 3D-модель, имитирующая измельчение материала в виде цилиндра

Fig. 10. 3D model simulating the grinding of material in the form of a cylinder

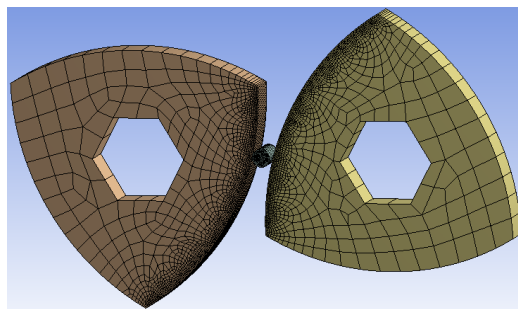


Рис. 11. Сгенерированная сетка

Fig. 11. Generated mesh

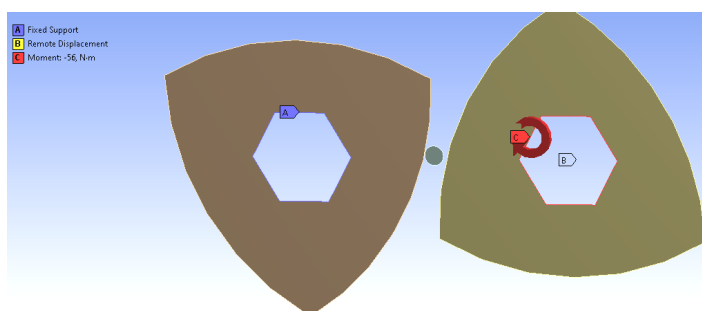


Рис. 12. Задание нагрузок и ограничений системы

Fig. 12. Specifying system loads and limitations

Таблица 2

Результаты численного анализа в Ansys Workbench

Тело	min напряжение, МПа	max напряжение, МПа	Запас прочности
Цилиндр $D = 5$	0,00032	580	0,42986
Цилиндр $D = 7$ мм	0,00036	590	0,44342
Цилиндр $D = 10$ мм	0,0011	430	0,6458

Эффективное сочетание различных механизмов разрушения (истирание, раздавливание, резание, знакопеременные нагрузки) увеличивают интенсивность деформационных процессов и удельные нагрузки на материал, но при этом удельные напряжения на рабочих поверхностях дробилки снижаются, запас прочности рабочих органов увеличивается, что обеспечивает увеличения срока эксплуатации.

Заключение

Таким образом, предварительными аналитическими, кинематическими и силовыми расчетами, а также методом конечно-элементного анализа обоснованы размеры рабочих органов модернизированной конструкции дробилки-измельчителя с формой валков в виде РК-профиля с повышенной производительностью. Проведена конструкторско-технологическая подготовка и изготовлен опытный образец установки (рис. 13) для экспериментальных исследований, которые подтвердили хорошее совпадение расчетных и экспериментальных данных по величине щелевого зазора, скорости и производительности процесса дробления – измельчения.

По итогам исследования свойств измельченных материалов углепластиковых и стеклопластиковых отходов можно заключить, что применение новой дробилки-измельчителя позволяет получать микронные фракции порошков, которые после пластифицирования – грануляции

могут повторно использоваться в различных технологиях изготовления изделий из композиционных материалов [20].



Рис. 13. Конструктивное исполнение варианта измельчителя

Fig. 13. Design of the crusher version

В модернизированной конструкции дробилки-измельчителя реализуется сложная система сил (сжатия, трения, знакопеременных циклических нагрузок, сил резания), позволяющая повысить интенсивность, скорость и производительность процесса дробления – измельчения. Кроме того, за счет применения сборных валков, собранных из дисков в форме РК-профиля, снижаются затраты на изготовление, ремонт и восстановление конструкции.

Библиографические ссылки

1. Янюшкин А. С., Рычков Д. А., Лобанов Д. В. Исследование качества поверхности при формировании режущей кромки фрезерного инструмента для обработки композиционных материалов // Актуальные проблемы в машиностроении. 2014. С. 582–588.
2. Исследование процесса фрезерования стеклопластиков / Е. Ю. Лапенко, С. А. Катаева, С. В. Гайст и др. // Вестник Алтайской науки. 2015. № 3, 4. С. 39–44.
3. Раскутин А. У., Хрульков А. В., Гирш Р. И. Технологические особенности механообработки композиционных материалов при изготовлении деталей конструкций // Тр. ВИАМ 2016. № 9. С. 106–118.
4. Янюшкин А. С., Лобанов Д. В., Мулюхин Н. В. Пути решения проблем формообразования режущего инструмента для обработки неметаллических композитов // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). 2018. Т. 20, № 3. С. 36–46.
5. Высокоскоростное микрофрезерование деталей из композиционных материалов и алюминиевых сплавов / Е. В. Патраев, М. С. Вакулин, Ю. И. Гордеев, В. Б. Ясинский // Изв. вузов. Машиностроение. 2021. № 12 (741). С. 62–72.
6. Композитный мир, вторичная переработка композитов [Электронный ресурс]. URL: <https://compositeworld.ru/articles/market/id61a108718606de0019d9207f> (дата обращения: 10.10.2024).
7. Carbon Composites, утилизация и переработка карбона: методы и польза [Электронный ресурс]. URL: <https://comcarbo.ru/news/utilizatsiya-i-pererabotka-karbona-metody-i-polza/> (дата обращения: 15.09.2024).
8. Ильиных Г. В. Основные направления утилизации углепластиков // Бюллетень науки и практики. 2019. Т. 5, № 12. С. 69–78. DOI: <https://doi.org/10.33619/2414-2948/49/08>.

9. Малаховский С. С., Мишкин С. И. Основные тенденции получения и применения вторичных углеродных волокон // Тр. ВИАМ. 2019. №. 9 (81). С. 73–79.
10. Oliveux G., Dandy L. O., Leeke G. A. Current status of recycling of fibre reinforced polymers: Review of technologies, reuse and resulting properties // Progress in Materials Science. 2015. Vol. 72. P. 61–99. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2015.01.004>.
11. Barrios G. K. P., Tavares L. M. A preliminary model of high pressure roll grinding using the discrete element method and multi-body dynamics coupling // International Journal of Mineral Processing. 2016. Vol. 156. С. 32–42.
12. Lieberwirth H., Hillmann P., Hesse M. Dynamics in double roll crushers // Minerals Engineering. 2017. Vol. 103. P. 60–66. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.mineng.2016.08.009>.
13. Прикладная механико-математическая модель измельчения частицы твердого вещества статическим раздавливанием / Г. А. Гурьянов и др. // Вестник Пермского нац. исслед. политехн. ун-та. Механика. 2021. №. 3. С. 58–69.
14. Власенко Д. А. Уточненная методика определения энергосиловых параметров процесса измельчения в валковых дробилках // Вестник Донецкого нац. технич. ун-та. 2020. №. 3. С. 3–9.
15. Особенности процессов высокоскоростного фрезерования сложнопрофильным инструментом при обработке алюминиевых сплавов и композиционных материалов / М. С. Вакулин, Ю. И. Гордеев, В. Б. Ясинский и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 3. С. 570–588. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-3-570-588.
16. Влияние условий резания и геометрии режущей части концевых фрез на качество поверхности при высокоскоростной обработке углепластиков / Ю. И. Гордеев, А. С. Бинчуров, А. Б. Ясинский и др. // СТИН. 2023. № 4. С. 14–19.
17. Influence of Cutting Conditions and End Mill Geometry on the Surface Quality in High-Speed Machining of Carbon Composites / Yu. Gordeev, A. Binchurov, V. Yasinsky, Ya. Pikalo // Russian Engineering Research. 2023. С. 592–597.
18. Simulation of the stressstrain state of the combined rolls plates in the form of a Reuleaux Triangle Profile roller grinder / D. A. Krivov et al. // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1353, No. 1, P. 12–76. DOI: 10.1088/1742- 6596/1353/1/012076.
19. Krivov D. A., Gordeev Y. I., Krivova D. D. Destruction mechanisms of materials grinding in a crusher with plates in a form of Reuleaux Triangle profile // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science. 2021. Vol. 839, No. 5. P. 38–52. DOI: 10.1088/1755-1315/839/5/05203.
20. Леонтьев Н. А., Докучаев А. В., Гордеев Ю. И. Моделирование процессов подготовки порошковых суспензий в кавитационном лопастном смесителе-диспергаторе // Современные материалы, техника и технологии. 2024. №. 1. С. 15–20.

References

1. Yanushkin A. S., Rychkov D. A., Lobanov D. V. [Investigation of surface quality during the formation of the cutting edge of a milling tool for processing composite materials]. *Aktual'nye problemy v mashinostroenii*. 2014, P. 582–588 (In Russ.).
2. Lapenko E. Y., Kataeva S. A., Gaist S. V. et al. [Investigation of the fiberglass milling process]. *Vestnik Altayskoy nauki*. 2015, No. 3, 4, P. 39–44 (In Russ.).
3. Rasputin A. U., Khrulkov A. V., Girsh R. I. pTechnological features of mechanical processing of composite materials in the manufacture of structural parts]. *Tr. VIAM*. 2016, No. 9, P. 106–118 (In Russ.).
4. Yanushkin A. S., Lobanov D. V., Melyukhin N. V. [Ways to solve the problems of forming cutting tools for processing non-metallic composites]. *Obrabotka metallov (tekhnologiya, oborudovanie, instrumenty)*. 2018, Vol. 20, No. 3, P. 36–46 (In Russ.).
5. Patraev E. V., Vakulin M. S., Gordeev Y. I., Yasinsky V.B. High-speed micro milling of parts made of composite materials and aluminum alloys. *Izvestiya vuzov Mashinostroenie*. 2021, No. 12 (741), P. 62–72 (In Russ.).

6. *Kompozitnyy mir, vtorichnaya pererabotka kompozitov* [Composite world, recycling of composites]. Available at: <https://compositeworld.ru/articles/market/id61a108718606de0019d9207f> (accessed: 10.10.2024).
7. Carbon Composites, carbon recycling and recycling: methods and benefits. Available at: <https://comcarbo.ru/news/utilizatsiya-i-pererabotka-karbona-metody-i-polza/> (accessed: 15.09.2024).
8. Ilinykh G. V. [The main directions of carbon fiber recycling]. *Byulleten' nauki i praktiki*. 2019, Vol. 5, No. 12, P. 69–78 (In Russ.). DOI: <https://doi.org/10.33619/2414-2948/49/08>.
9. Malakhovsky S. S., Mishkin S. I. [The main trends in the production and use of secondary carbon fibers]. *Tr. VIAM*. 2019, No. 9 (81), P. 73–79 (In Russ.).
10. Oliveux G., Dandy L. O., Leeke G. A. Current status of recycling of fibre reinforced polymers: Review of technologies, reuse and resulting properties. *Progress in Materials Science*. 2015, Vol. 72, P. 61–99. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2015.01.004>.
11. Barrios G. K. P., Tavares L. M. A preliminary model of high pressure roll grinding using the discrete element method and multi-body dynamics coupling. *International Journal of Mineral Processing*. 2016, Vol. 156, P. 32–42.
12. Lieberwirth H., Hillmann P., Hesse M. Dynamics in double roll crushers. *Minerals Engineering*. 2017, Vol. 103, P. 60–66. DOI: [10.1016/j.mineng.2016.08.009](https://doi.org/10.1016/j.mineng.2016.08.009).
13. Guryanov G. A. et al. [Applied mechanical and mathematical model of crushing of a solid particle by static crushing]. *Vestnik Permskogo nats. issled. politekhn.un-ta. Mekhanika*. 2021, No. 3, P. 58–69 (In Russ.).
14. Vlasenko D. A. Refined methodology for determining the energy-strength parameters of the crushing process in roller crushers. *Vestnik Donetskogo nats. tekhnich. un-ta*. 2020, No. 3, P. 3–9 (In Russ.).
15. Vakulin M. S., Gordeev Yu. I., Yasinsky V. B. et al. [Features of high-speed milling of complex-profile tools in the processing of aluminum alloys and composite materials]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 3, P. 570–588 (In Russ.). DOI: [10.31772/2712-8970-2023-24-3-570-588](https://doi.org/10.31772/2712-8970-2023-24-3-570-588).
16. Gordeev Yu. I., Binchurov A. S., Yasinsky A. B., Pikalov Ya. Yu., Vakulin M.S., Kazakov I. S. [The influence of cutting conditions and geometry of the cutting part of end mills on surface quality during high-speed carbon fiber processing]. *STIN*. 2023, No. 4, P. 14–19 (In Russ.).
17. Gordeev Yu., Binchurov A., Yasinsky V., Pikalo Ya. Influence of Cutting Conditions and End Mill Geometry on the Surface Quality in High-Speed Machining of Carbon Composites. *Russian Engineering Research*. 2023, P. 592–597.
18. Krivov D. A. et al. Simulation of the stress-strain state of the combined rolls plates in the form of a Reuleaux Triangle Profile roller grinder. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019, Vol. 1353, No. 1, P. 12–76. DOI: [10.1088/1742-6596/1353/1/012076](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1353/1/012076).
19. Krivov D. A., Gordeev Y. I., Krivova D. D. Destruction mechanisms of materials grinding in a crusher with plates in a form of Reuleaux Triangle profile. *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*. 2021, Vol. 839, No. 5, P. 38–52. Doi: [10.1088/1755-1315/839/5/05203](https://doi.org/10.1088/1755-1315/839/5/05203)
20. Leontiev N. A., Dokuchaev A.V., Gordeev Yu. I. [Modeling of powder suspension preparation processes in a cavitation paddle mixer-dispersant]. *Sovremennye materialy, tekhnika i tekhnologii*. 2024, No. 1, P. 15–20 (In Russ.).

© Гордеев Ю. И., Букин А. А., Тимошев П. В., Бичуров А. С., Кривов Д. А., 2025

Гордеев Юрий Иванович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительных производств; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: Ygordeev@sfu-kras.ru. <https://orcid.org/0000-0002-9597-1699>.

Букин Алексей Александрович – магистр кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительных производств; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: KOMMYHUCT@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0006-3089-5804>.

Тимошев Павел Викторович – директор аэрокосмического колледжа; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: timoshevpv@yandex.ru.

Бинчуров Александр Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры конструкторско-технологического обеспечения машиностроительных производств; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: abinchurov@sfu-kras.ru. <https://orcid.org/0000-0002-8962-5554>.

Кривов Дмитрий Александрович – старший преподаватель кафедры общинженерных дисциплин; Красноярский государственный аграрный университет. E-mail: dm-08@mail.ru.

Gordeev Yuri Ivanovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Design and Technological Support of Machine-building Industries; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: Ygordeev@sfu-kras.ru. <https://orcid.org/0000-0002-9597-1699>.

Bukin Alexey Alexandrovich – Master of the Department of Design and Technological Support of Machine-building Industries; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: K0MMYHUCT@bk.ru. <https://orcid.org/0009-0006-3089-5804>.

Timoshev Pavel Viktorovich – Director of the Aerospace College; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: timoshevpv@yandex.ru.

Binchurov Alexander Sergeevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Design and Technological Support of Machine-building Industries; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: abinchurov@sfu-kras.ru. <https://orcid.org/0000-0002-8962-5554>.

Krivov Dmitry Aleksandrovich – Senior Lecturer at the Department of General Engineering Disciplines; Krasnoyarsk State Agrarian University. E-mail: dm-08@mail.ru.

Статья поступила в редакцию 02.06.2025; принята к публикации 24.06.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 02.06.2025; accepted for publication 24.06.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

УДК 620.197

Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-448-457

Для цитирования: Способ повышения адгезионной прочности плазменно-электролитического покрытия на сплавах титана / Савельев Д. О., Гирн А. В., Михеев А. Е. и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2025. Т. 26, № 3. С. 448–457. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-448-457.

For citation: Savelyev D. O., Girn A. V., Mikheev A. E., Rudenko M. S., Chizhevskaya M. V. [A method for increasing the adhesive strength of plasma electrolytic coatings on titanium alloys]. *Siberian Aerospace Journal*. 2025, Vol. 26, No. 3, P. 448–457. Doi: 10.31772/2712-8970-2025-26-3-448-457.

Способ повышения адгезионной прочности плазменно-электролитического покрытия на сплавах титана

Д. О. Савельев*, А. В. Гирн, А. Е. Михеев, М. С. Руденко, М. В. Чижевская

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

*E-mail: savelev.dobrynya@mail.ru

Аннотация. Целью работы является разработка методики формирования МДО-покрытия на титановом сплаве, способствующей повышению адгезионной прочности покрытия с подложкой, и установление влияния режима обработки на толщину и шероховатость покрытия. Предложена и исследована методика применения ультразвуковых колебаний (УЗК) во время процесса микродугового оксидирования (МДО). Описанный способ позволяет получить многофункциональное покрытие методом микродугового оксидирования с применением ультразвуковых колебаний на титановом сплаве ОТ-4 с повышенной адгезионной прочностью к основному металлу. А также достигается равномерная толщина и шероховатость покрытия по всей поверхности обрабатываемого изделия. Подтверждено положительное влияние УЗК на адгезионную прочность покрытия. Предложен режим обработки титановых сплавов методом МДО при УЗК и частоте следования импульсов тока равной 90 Гц, способствующий повышению адгезионной прочности МДО-покрытия более чем на 60 %.

Предположительно механизм роста покрытия заключается в том, что под воздействием ультразвука пузырьки водорода, образующиеся в процессе, разбиваются на более мелкие пузыри и интенсивно приближаются к поверхности подложки. По мере роста пузырьки лопаются под воздействием ультразвука и высвобождают большое количество тепла и энергии, которая ускоряет формирование пленки. В дальнейшем кавитационный эффект ультразвука уменьшается из-за покрытия и тогда ультразвуковые волны из-за отражения от покрытия формируют стоячую волну у поверхности, которая приводит к стабильному распределению и сжатию пузырьков у границы раствора и покрытия. Это способствует равномерному распределению микродуг и энергии по поверхности формируемого покрытия. Вследствие чего формируется равномерное по толщине покрытие с меньшей шероховатостью и прочно сцепленное с материалом подложки.

Ключевые слова: титановый сплав, микродуговое оксидирование, ультразвуковые колебания, частота следования импульсов тока, адгезионная прочность, метод отрыва.

A method for increasing the adhesive strength of plasma electrolytic coatings on titanium alloys

D. O. Savelyev*, A. V. Girn, A. E. Mikheev, M. S. Rudenko, M. V. Chizhevskaya

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

*E-mail: savelev.dobrynya@mail.ru

Abstract. The aim of the work is to develop a method for forming an MAO coating on a titanium alloy, which helps to increase the adhesive strength of the coating with the substrate and to establish the effect of the processing mode on the thickness and roughness of the coating. A method for using ultrasonic vibrations (US) during the microarc oxidation (MAO) process is proposed and studied. The described method allows obtaining a multifunctional coating by the microarc oxidation method using ultrasonic vibrations on the OT-4 titanium alloy with increased adhesive strength to the base metal. And also a uniform thickness and roughness of the coating over the entire surface of the workpiece is achieved. The positive effect of US on the adhesive strength of the coating is confirmed. A mode for processing titanium alloys by the MAO method under US and a current pulse repetition frequency of 90 Hz is proposed, which helps to increase the adhesive strength of the MAO coating by more than 60 %.

Presumably, the mechanism of coating growth is that under the influence of ultrasound, hydrogen bubbles formed in the process break into smaller bubbles and intensively approach the surface of the substrate. As they grow, the bubbles burst under the influence of ultrasound and release a large amount of heat and energy, which accelerates the formation of the film. Subsequently, the cavitation effect of ultrasound decreases due to the coating and then the ultrasonic waves, due to reflection from the coating, form a standing wave at the surface, which leads to a stable distribution and compression of bubbles at the boundary of the solution and the coating. This contributes to the uniform distribution of microarcs and energy over the surface of the coating being formed. As a result, a coating of uniform thickness with less roughness and firmly bonded to the substrate material is formed.

Keywords: titanium alloy, microarc oxidation, ultrasonic vibrations, pulse repetition rate, adhesive strength, tear-off method.

Введение

Развитие современных отраслей промышленности и машиностроения во многом определяет научно-технический прогресс, главной проблемой которого остается разработка новых и модифицирование существующих конструкционных материалов. Это связано с повышением требований к надежности и физико-механическим свойствам составных частей изделий. При этом современная авиационно-космическая отрасль требует применения соответствующих технологий производства и обработки деталей, которые обеспечивают необходимые свойства и гарантированный срок службы изделий.

Титан как конструкционный материал активно применяется в различных отраслях промышленности благодаря исключительному соотношению прочности сплава к его массе. Однако его применение ограничивают некоторые недостатки, такие как высокая склонность к хрупкости и солевой коррозии, высокая химическая активность с газами при повышенных температурах.

Расширение эксплуатационных возможностей изделий из титана может быть достигнуто за счет формирования на их поверхности защитных или функциональных покрытий.

Одним из таких методов является образование на поверхности титановых сплавов устойчивых против воздействия внешних факторов оксидных плёнок. Большой интерес с этой точки зрения представляет метод микродугового оксидирования (МДО), позволяющий получать многофункциональные керамикоподобные покрытия с уникальными свойствами. Такие покрытия могут применяться для создания на деталях прочного тепло- и электроизолирующего слоя, защиты поверхностей от эрозии в высокоскоростных газовых потоках, коррозии в агрессивных средах, износа трением, для повышения коэффициента излучения поверхности и т. п. [1–4].

Существуют различные способы формирования МДО-покрытия на титановом сплаве, но из-за наличия естественного оксидного слоя адгезионная прочность покрытия с подложкой значительно снижается. Поэтому разработка метода получения МДО-покрытия с высокой адгезионной прочностью к подложке из титанового сплава является в настоящее время актуальной задачей [1–3].

Цель исследования – разработать методику формирования МДО-покрытия на титановом сплаве, способствующую повышению адгезионной прочности покрытия с подложкой, и установление влияния режима обработки на толщину и шероховатость покрытия.

Теоретическое обоснование исследования

Тематике разработки способа повышения физико-механических свойств МДО-покрытия на титане посвящен ряд работ. Так, в работе [5] в качестве исходных материалов для нанесения кальций-фосфатных покрытий использовались образцы титана ВТ1-0, часть из которых предварительно была обработана ультразвуком. Оксидирование образцов проводилось в растворе 25 % $\text{H}_3\text{PO}_4 + \text{Ca}_{10}(\text{PO}_4)_6\text{OH}_2$, представляющем собой взвесь порошка гидроксиапатита. Сравнительные исследования адгезии покрытий методом царапания выявили улучшенные показатели по адгезионной и когезионной прочности по сравнению с покрытиями, нанесенными на титан без предварительной ультразвуковой обработки. Адгезия покрытия, нанесенного на обработанный ультразвуком титан в 6 раз выше, чем у аналогичного покрытия на необработанном титане.

В работе [6] нанесение кальций-фосфатных покрытий на образцы из титана марки ВТ1-0 проводили методом МДО на установке MicroArc-3.0 в электролите под влиянием ультразвукового воздействия. Были выбраны три основных режима нанесения покрытий: режим 1 – контрольный, МДО без внешнего ультразвука; режим 2 – МДО с внешним импульсным ультразвуком мощностью 35 Вт и частотой 37 кГц; режим 3 – МДО с внешним непрерывным ультразвуком мощностью 100 Вт и частотой 35 кГц. В работе для измерения адгезионной прочности покрытий к металлической основе был выбран метод равномерного отрыва (клеевой метод). В результате работы было установлено, что наложение ультразвукового поля в процессе синтеза покрытий приводит к уменьшению адгезионной прочности покрытий от 23 до 19 МПа.

По отношению к адгезионной прочности возможно выделить работу [7; 10–12] китайских ученых шанхайского института о получении покрытия в силикатно-фторидном электролите при частоте импульсов 300 Гц с применением ультразвуковых колебаний (УЗК). Образцы, обработанные методом ультразвукового микродугового оксидирования (УМДО), обладают значительно более высоким потенциалом, что указывает на то, что обработка значительно снизила склонность к коррозии сплавов, а также повысила гидрофильность и адгезионную прочность покрытия.

Отечественными исследователями ИХ ДВО РАН описан способ [8] обработки сплава магния методом МДО в силикатно-фторидном электролите при частоте импульсов 300 Гц. Технический результат – получение композитного биорезорбируемого материала (материалы, которые по мере растворения замещаются тканью организма с образованием нетоксичных продуктов растворения) высокой плотности из магния и гидроксиапатита с равномерным распределением последнего в матрице металла, а также с улучшенной сопротивляемостью растворению в физиологических средах за счет импрегнирования пористой части ПЭО-покрытия поликапролактамом.

Таким образом, описанные исследования основаны на формировании биоактивного композита с подслоем на сплавах магния или титана, полученного плазменно-электролитическим способом с применением импульсов тока высокой частоты и/или с наложением внешних ультразвуковых колебаний. В работах МДО-покрытия рассматриваются с целью применения в медицине, но мало внимания уделено адгезионной прочности данного покрытия к титановой подложке [5–13].

Предположительно влияние УЗК на процесс МДО связывают с более интенсивным обновлением состава электролита в зоне дуги и влиянием ультразвуковых давлений на парогазовый пузырь, образующийся в электролите у поверхности покрытия в результате пробоя и горения микродуги, т. е. появляется эффект раздробления (диспергирования) парогазового пузырька и, как следствие, увеличивается плотность микродуговых разрядов на единицу площади обрабатываемой поверхности (рис. 1), а также под воздействием ультразвука определенной интенсивности на жидкость возникает кавитация.

Ультразвуковая инерционная кавитация – кавитация, природа которой связана с образованием в жидкости парогазовых полостей вследствие растяжения жидкости во время отрицательного полупериода колебаний в акустической волне. После наступления полупериода сжатия эти полост-

ти резко захлопываются, при этом возникают локальный нагрев и гидродинамические возмущения в виде микроударных волн, кумулятивных струек и микропотоков жидкости [13–14].

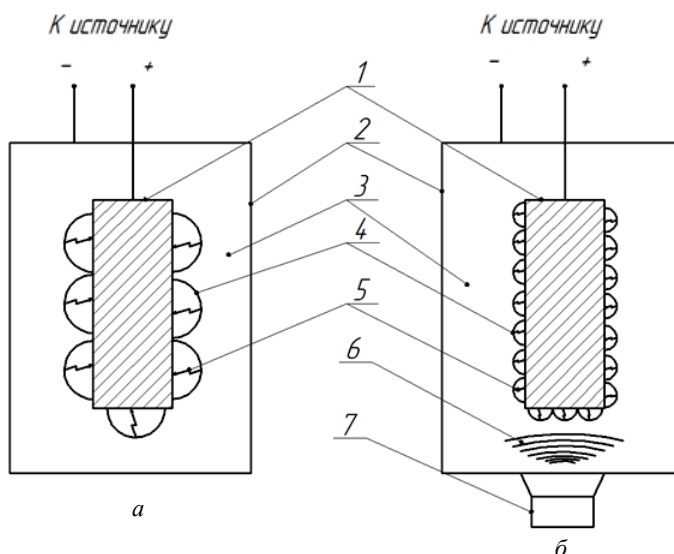


Рис. 1. Принципиальная схема влияния УЗК на формирование микродуговых разрядов:
 а – МДО без УЗК; б – МДО с применением УЗК. 1 – образец; 2 – электролизер; 3 – электролит;
 4 – парогазовый пузырь; 5 – микродуговой разряд; 6 – ультразвуковые колебания; 7 – источник УЗК

Fig. 1. Schematic diagram of the influence of ultrasonic vibrations on the formation of microarc discharges:
 а – MAO without ultrasonic vibrations; б – MAO with ultrasonic vibrations. 1 – sample; 2 – electrolytic bath;
 3 – electrolyte; 4 – steam-gas bubble; 5 – microarc discharge; 6 – ultrasonic vibrations;
 7 – source of ultrasonic vibrations

Оборудование и методы

В качестве объектов исследования использовались образцы $60 \times 30 \times 1,5$ мм из титанового сплава ОТ-4. Состав, концентрация компонентов электролита, продолжительность МДО и параметры режимов обработки указаны в табл. 1. Диапазон частоты следования импульсов тока обусловлен выходом пробойного напряжения для образования микродуговых разрядов [15].

Таблица 1

Параметры МДО при обработке титановых сплавов

Параметры МДО	Серия образцов	
	МДО	МДО с УЗК
Плотность тока, А/дм ²	26,7	
Соотношение катодной и анодной составляющих тока, $I_K:I_A$	1	
Частота следования тока, Гц	30–110	
Форма следования импульса	Синусоидальная	
Время обработки, с	600	
Температура электролита, °С	20–30	20–50
Состав электролита	NaH ₂ PO ₄ 2H ₂ O – 20 г/л; Na ₂ SiO ₃ – 5 г/л; K ₃ [Fe(CN) ₆] – 10 г/л; Na ₂ MoO ₄ – 5 г/л	

Проведены исследования влияния ультразвуковых колебаний на процесс микродугового оксидирования при варьировании частоты следования импульсов тока. Влияние частоты импульсов тока сводится к продолжительности горения микродугового разряда, а также к изменению их количества за одинаковый промежуток времени.

Предварительно перед обработкой все образцы обезжиривались ацетоном (ГОСТ 2768–84). Закреплялись в электролитической ванне параллельно её сторонам на титановом подвесе в медных зажимах. Оксидирование проводилось в анодно-катодном режиме.

Для реализации процесса плазменно-электролитического оксидирования с применением ультразвуковых колебаний была разработана электролитическая ванна на основе ванны ультразвуковой очистки. В качестве защиты элементов управления и блока питания от воздействия выходного напряжения источника тока была использована текстолитовая пластина толщиной 5 мм. Анодный токоподвод инсталлирован на текстолитовых стойках.

Изучение микроструктуры обработанных образцов проводили с помощью металлографического микроскопа Neophot 32 при увеличении в 160 раз.

Измерение шероховатости проводилось с помощью прибора CONDROL TR110 по шкале Ra. Профилометр соответствует требованиям стандартов ISO и DIN.

Стандарт, определяющий методы контроля гальванических покрытий, включает только качественные методы, основанные на различии физико-механических свойств металла покрытия и основного материала. Согласно ГОСТ 9.302–88, метод контроля выбирают в зависимости от вида покрытия с учетом свойств основного металла и металла покрытия, типа и назначения детали. Поскольку качественная оценка адгезионной прочности не подходит для достоверного сравнения методов обработки, было предложено определять величину прочности сцепления методом отрыва В (клеевая методика, клей ВК-9), согласно ГОСТ 209–75, как отношение усилия (до 10 кН), при котором происходит отрыв от склеенного с оксидным покрытием ответного образца к площади поперечного сечения ($490,9 \text{ мм}^2$) (рис. 2).

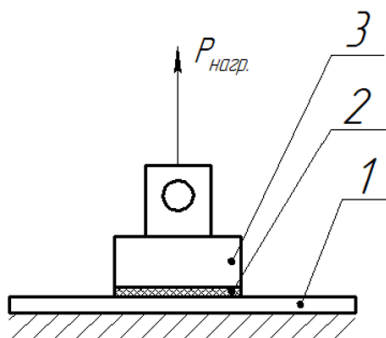


Рис. 2. Общий вид схемы испытания образцов на адгезионную прочность МДО-покрытия:

1 – образец; 2 – клеевой шов; 3 – ответный образец

Fig. 2. General view of the scheme for testing samples for the adhesion strength of the MAO coating:

1 – sample; 2 – adhesive seam; 3 – counter sample

Настоящий стандарт распространяется на резину и клей и устанавливает методы определения прочности связи их с металлом при отрыве.

Адгезионную прочность клеевого соединения определяли с помощью универсальной электромеханической испытательной машины с компьютерным управлением Eurotest T-50. Все испытания, проводимые на этой машине, выполняются с помощью программного приложения WinTEST32, установленного на компьютере.

Результаты исследований и обсуждение

На рис. 3 представлена микроструктура МДО-покрытия при частоте следования импульсов: а – 40 Гц; б – 50 Гц; в – 70 Гц.

При увеличении частоты следования импульсов тока поры покрытия уменьшаются, а поверхность становится более равномерной. Предположительно, это связано с уменьшением длительности импульса тока и, как следствие, горения микродуго, но при этом увеличивается об-

щее время воздействия микродуговых разрядов при равном времени обработки образцов. При частоте менее 40 и свыше 70 Гц пробойное напряжение не достигало зоны искровых разрядов.

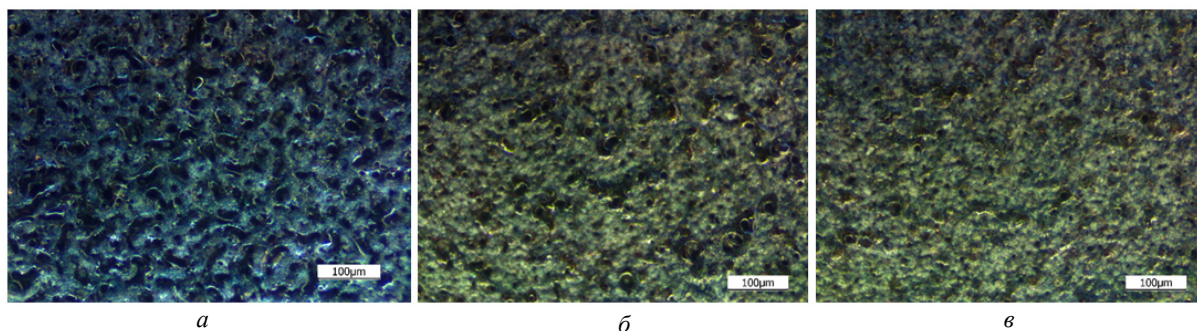


Рис. 3. Микроструктура МДО-покрытия при частоте следования импульсов:
а – 40 Гц; б – 50 Гц; в – 70 Гц

Fig. 3. Microstructure of MAO coating at pulse repetition frequency:
а – 40 Гц; б – 50 Гц; в – 70 Гц

На рис. 4 представлена микроструктура МДО-покрытия стандартного режима (а) и стандартного режима при УЗК (б). Размер пор покрытия уменьшается и становится нормированным, а поверхностный слой становится более равномерный при наложении УЗК.

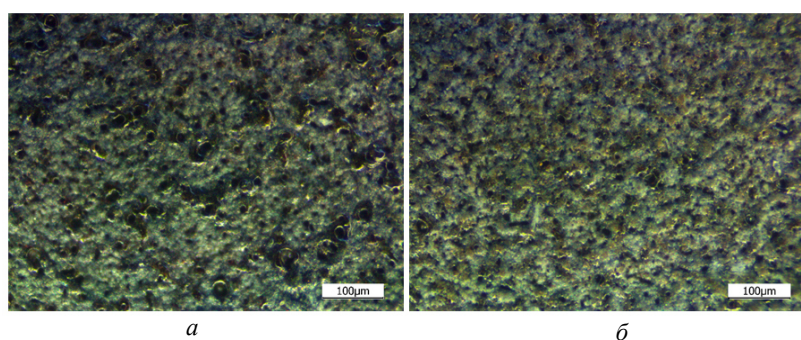


Рис. 4. Микроструктура МДО-покрытия:
а – режим МДО при частоте следования импульсов тока 50 Гц;
б – режим МДО при частоте следования импульсов тока 50 Гц и УЗК

Fig. 4. Microstructure of MAO coating:
а – MAO mode at a current pulse repetition frequency of 50 Hz;
б – MAO mode at a current pulse repetition frequency of 50 Hz and with ultrasonic vibrations

На рис. 5 представлен график зависимости толщины МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока с применением ультразвуковых колебаний и без их воздействия при процессе формирования покрытия.

Максимальная толщина покрытия достигала 18 мкм при частоте следования импульсов тока 60 Гц. При этом, практически во всем диапазоне частоты, обработка без ультразвука способствовала достижению большей толщины покрытия. В случае с применением УЗК в диапазоне частоты следования импульсов тока от 40 до 70 Гц толщина оставалась постоянной и в среднем равной 11,5 мкм по всей поверхности образца. Это подтверждает суждение о влиянии эффекта кавитации при наложении УЗК.

На рис. 6 представлен график зависимости шероховатости МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока с применением УЗК и без их воздействия при процессе формирования покрытия.

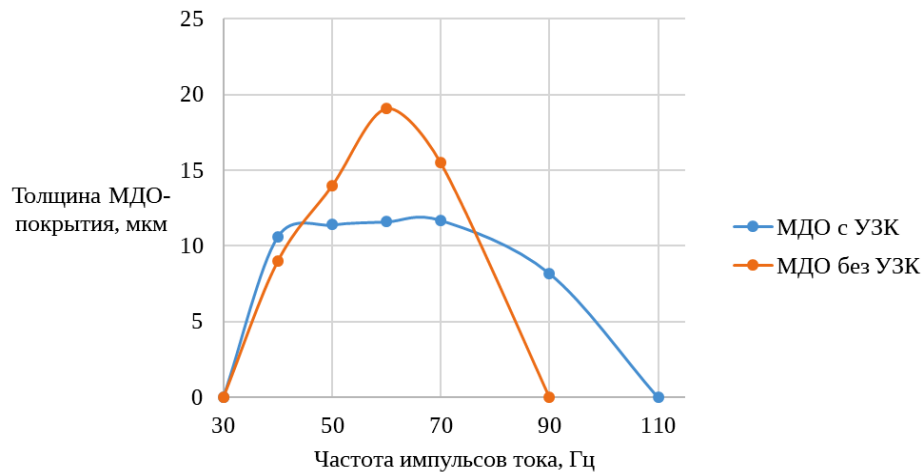


Рис. 5. График зависимости толщины МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока

Fig. 5. Graph of the dependence of the MAO coating thickness on the current pulse repetition frequency

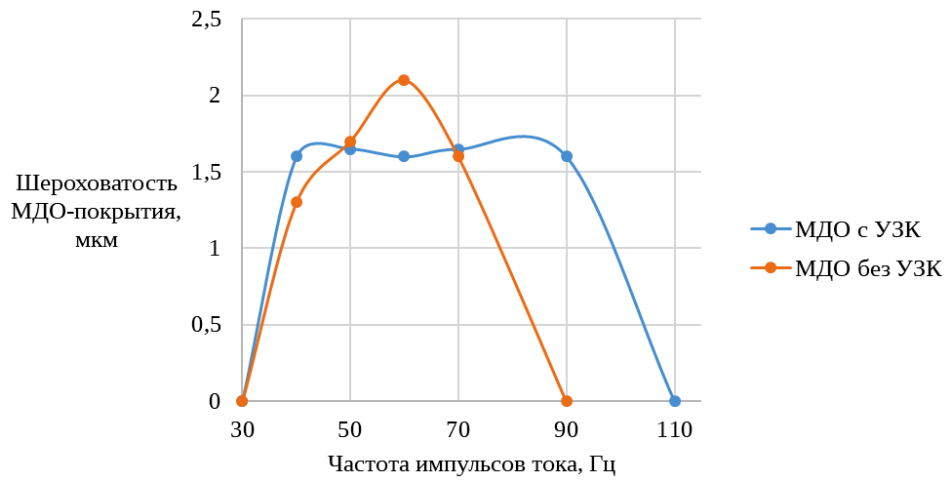


Рис. 6. График зависимости шероховатости МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока

Fig. 6. Graph of the dependence of the roughness of the MAO coating on the frequency of the current pulses

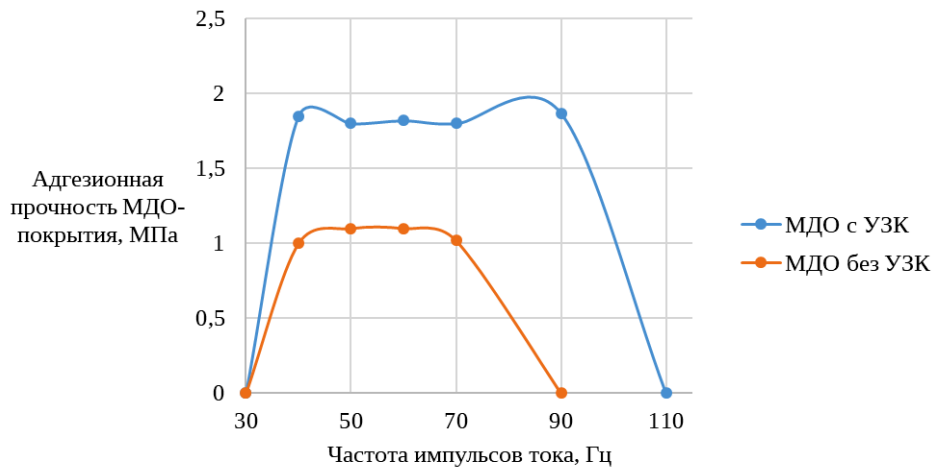


Рис. 7. График зависимости адгезионной прочности МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока

Fig. 7. Graph of the dependence of the adhesion strength of the MAO coating on the frequency of the current pulses

На рис. 7 представлен график зависимости адгезионной прочности МДО-покрытия от частоты следования импульсов тока с применением УЗК и без их воздействия при процессе формирования покрытия. Наибольшее значение адгезионной прочности МДО-покрытия без применения УЗК достигается при частоте следования импульсов тока 40 Гц и составляет 1,12 МПа. В случае МДО с применением УЗК наблюдается два максимума адгезионной прочности при частоте 40 и 90 Гц и составляет 1,85 МПа.

Заключение

В работе проведен анализ влияния УЗК и тока высокой частоты на структуру, толщину, шероховатость и адгезионную прочность МДО-покрытия на титановых сплавах.

Подтверждено положительное влияние УЗК на адгезионную прочность покрытия. Предложен режим обработки титановых сплавов методом МДО при УЗК и частоте следования импульсов тока равной 90 Гц, способствующий повышению адгезионной прочности МДО-покрытия более чем на 60 %.

Предположительно, механизм роста покрытия заключается в том, что под воздействием ультразвука пузырьки водорода, образующиеся в процессе, разбиваются на более мелкие пузырьки и интенсивно приближаются к поверхности подложки. По мере роста пузырьки лопаются под воздействием ультразвука и высвобождают большое количество тепла и энергии, которая ускоряет формирование пленки. В дальнейшем кавитационный эффект ультразвука уменьшается из-за покрытия и тогда ультразвуковые волны из-за отражения от покрытия формируют стоячую волну у поверхности, которая приводит к стабильному распределению и сжатию пузырьков у границы раствора и покрытия. Это способствует равномерному распределению микродуг и энергии по поверхности формируемого покрытия, вследствие чего формируется равномерное по толщине покрытие с меньшей шероховатостью и прочно сцепленное с материалом подложки.

Библиографические ссылки

1. Суминов И. В. Плазменно-электролитическое модифицирование поверхности металлов и сплавов. М. : Техносфера, 2011. 512 с.
2. Гордиенко П. С., Гнеденков С. В. Микродуговое оксидирование титана и его сплавов. Владивосток : Дальнаука, 1997. 185 с.
3. Процесс формирования структуры и состава МДО-покрытий на алюминиевых сплавах / А. Е. Михеев, А. В. Гирн, Е. В. Вахтеев и др. // Вестник СибГАУ. 2013. № 2 (48). С. 206–212.
4. Нечаев Г. Г. Модель микроарка в процессе микродугового оксидирования // Вестник Саратовского гос. техн. ун-та. 2013. № 1 (69). С. 107–112.
5. Федчишин О. В., Клименов В. А., Трофимов В. В. Формирование и свойства оксидных кальций-фосфатных покрытий, полученных методом МДО на титан Вt 1-0, обработанный ультразвуком // Сиб. мед. журн. 2009. № 8. С. 18–20.
6. Казанцева Е. А., Комарова Е. Г. Влияние ультразвука при микродуговом оксидировании на формирование структуры кальцийфосфатных покрытий // Перспективные материалы. 2018. № 5. С. 45–46.
7. Effect of ultrasonic on microstructure and growth characteristics of micro-arc oxidation ceramic coatings on 6061 aluminum alloy / D. Shen, J. Cai, G. Li et al. // Vacuum. 2014. No. 99. P. 143–148. DOI: 10.1016/j.vacuum.2013.05.022.
8. Патент № 2763138 Рос. Федерация, МПК C1 A61L 27/00 (2006.01) Способ получения биорезорбируемого материала на основе магния и гидроксиапатита с защитным многокомпонентным покрытием: №2021117211.; заявл. 15.06.2021; опубл. 27.12.2021 / Подгорбунский А. Б., Шичалин О. О., Имшинецкий И. М., Машталар Д. В., Гнеденков А. С., Сидорова М. В., Синебрюхов С. Л., Гнеденков С. В. ; заявитель ИХ ДВО РАН. 12 с.

9. Влияние ультразвука на свойства функциональных гальванических покрытий / А. А. Хмыль, Л. К. Кушнер, И. И. Кузьмар и др. // Приборостроение. 2016. № 8. С. 97–99.
10. Microstructure and corrosion resistance of ultrasonic micro-arc oxidation biocoatings on magnesium alloy / L. Qu, M. Li, M. Liu et al. // Northeastern University. 2013. No 3. P. 227–234. DOI: 10.1007/s40145-013-0064-y.
11. Effects of ultrasonic treatment and current pulse frequency on properties of micro-arc oxidation coating on Mg alloy LAZ931 / Yishun Tian, Di Mei, Zhipeng Liu et al. // Corrosion Communications. 2024. No. 102. P. 103–112. DOI: 10.1016/j.jma.2013.12.003.
12. Delaminated structure of Zn-doped TiO₂ coatings induced by ultrasound-auxiliary micro-arc oxidation: the influence of ultrasonic power / Y. H. Gao, Y. Lv, J. M. Xie et al. // Materials Today Communications. 2024. Vol. 41. P. 80–93. Doi:10.1016/j.mtcomm.2024.110814.
13. Preparation of Coating on the Titanium Surface by Micro-Arc Oxidation to Improve Corrosion Resistance / Yulong Hu, Zhiqiao Wang, Jianyang Ai et al. // Coatings. 2021. No. 11. P. 218–230. DOI: 10.3390/coatings11020230.
14. Ультразвук. Воздействие на системы с несущей жидкой фазой / Р. Н. Голых, В. Н. Хмелев, А. В. Шалунов и др. Бийск : Изд-во Алт. гос. техн. ун-та, 2018. 235 с.
15. Нанесение оптически черного светопоглощающего покрытия на сплавы алюминия и титана / А. Е. Михеев, Д. О. Савельев, Д. В. Раводина, А. В. Гирн // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 2. С. 305–314. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-2-305-314.

References

1. Suminov I. V. *Plazmenno-elektroliticheskoe modifitsirovanie poverhnosti metallov i spлавov* [Plasma-electrolytic modification of the surface of metals and alloys]. Moscow, Tehnosfera Publ., 2011, 512 p.
2. Gordienko P. S., Gnedenkov S. V. *Mikrodugovoe oksidirovanie titana i ego сплавov* [Microarc oxidation of titanium and its alloys]. Vladivostok, Dal'nauka Publ., 1997, 185 p.
3. Mikheev A. E., Girn A. V., Vakhteev E. V. et al. [The process of formation of the structure and composition of MAO coatings on aluminum alloys]. *Vestnik SibGU*. 2013, No. 2(48), P. 206–212 (In Russ.).
4. Nechaev G. G. [A model of micro-discharges in the process of microarc oxidation]. *Vestnik Saratovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2013, No. 1 (69), P. 107–112 (In Russ.).
5. Fedchishin O. V., Klimenov V. A., Trofimov V. V. [Formation and properties of calcium phosphate oxide coatings obtained by the MDO method on titanium Vt 1-0 treated with ultrasound]. *Sibirskiy meditsinskiy zhurnal*. 2009, No. 8, P. 18–20 (In Russ.).
6. Kazantseva E. A., Komarova E. G. [The effect of ultrasound during microarc oxidation on the formation of the structure of calcium phosphate coatings]. *Perspektivnye materialy*. 2018, No. 5, P. 45–46 (In Russ.).
7. Shen D., Cai J., Li G. et al. Effect of ultrasonic on microstructure and growth characteristics of micro-arc oxidation ceramic coatings on 6061 aluminum alloy. *Vacuum*. 2014, No. 99, P. 143–148. DOI: 10.1016/j.vacuum.2014.04.015.
8. Podgorbunskiy A. B., Shichalin O. O., Imshinetskiy I. M., Mashtalyar D. V., Gnedenkov A. S., Sidorova M. V., Sinebryukhov S. L., Gnedenkov S. V. *Sposob polucheniya bioresorbiruемого materiala na osnove magniya i gidroksiapatita s zashchitnym mnogokomponentnym pokrytiem* [A method for obtaining a bioresorbable material based on magnesium and hydroxyapatite with a protective multicomponent coating]. Patent RF, no. 2763138, 2021.
9. Hmyl' A. A., Kushner L. K., Kuz'mar I. I. et al. [The effect of ultrasound on the properties of functional electroplating]. *PriBORostroenie*. 2016, No. 8, P. 97–99 (In Russ.).
10. Qu L., Li M., Liu M. et al. Microstructure and corrosion resistance of ultrasonic micro-arc oxidation biocoatings on magnesium alloy. *Northeastern University*. 2013, No. 3, P. 227–234. DOI: 10.1007/s40145-013-0064-y.

11. Yishun Tian, Di Mei, Zhipeng Liu et al. Effects of ultrasonic treatment and current pulse frequency on properties of micro-arc oxidation coating on Mg alloy LAZ931. *Corrosion Communications*. 2024, No. 102, P. 103–112. DOI: 10.1016/j.jma.2013.12.003.
12. Gao Y. H., Lv Y., Xie J. M. et al. Delaminated structure of Zn-doped TiO₂ coatings induced by ultrasound-auxiliary micro-arc oxidation: the influence of ultrasonic power. *Materials Today Communications*. 2024, Vol. 41, P. 80–93. DOI: 10.1016/j.mtcomm.2024.110814.
13. Yulong Hu, Zhiqiao Wang, Jianyang Ai et al. Preparation of Coating on the Titanium Surface by Micro-Arc Oxidation to Improve Corrosion Resistance. *Coatings*. 2021, No. 11, P. 218–230. DOI: 10.3390/coatings11020230.
14. Golykh R. N., Khmelev B. N., Shalunov A. V. et al. *Ul'trazvuk. Vozdeystvie na sistemy s nesushchey zhidkoy fazoy* [Ultrasound. Effects on systems with a carrier liquid phase]. Biysk, Alt. gos. tekhn. un-t Publ., 2018, 235 p.
15. Mikheev A. E., Savelyev D. O., Ravodina D. V., Girn A. V. [Application of optically black lightabsorbing coating on aluminum and titanium alloys]. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*, 2022, Vol. 23, No. 2, P. 305–314. DOI: 10.31772/2712-8970-2022-23-2-305-314. (In Russ.).

© Савельев Д. О., Гирн А. В., Михеев А. Е., Руденко М. С., Чижевская М. В., 2025

Савельев Добрыня Олегович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: savelev.dobrynya@mail.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Руденко Михаил Сергеевич – старший преподаватель кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0002-1074-2548>

Чижевская Марина Валерьевна – кандидат биологических наук, заведующий кафедрой аналитической химии; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: chigevskaia@sibsau.ru.

Savelyev Dobrynya Olegovich – postgraduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: savelev.dobrynya@mail.ru.

Girn Alexey Vasilievich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Mikheev Anatoly Egorovich – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: michla@mail.ru.

Rudenko Mikhail Sergeevich – Senior Lecturer of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru. <https://orcid.org/0000-0002-1074-2548>

Chizhevskaya Marina Valerievna – Cand. Sc., Head of the Department of Analytical Chemistry; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: chigevskaia@sibsau.ru.

Статья поступила в редакцию 28.03.2025; принята к публикации 23.04.2025; опубликована 13.10.2025
The article was submitted 28.03.2025; accepted for publication 23.04.2025; published 13.10.2025

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0
The article can be used under the Creative Commons Attribution 4.0 License

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Файлы со статьей принимаются по электронной почте vestnik@sibsau.ru.

Электронная копия. Статья набирается в программе Microsoft Office Word 2003 (**расширение имени файла DOC**)!

Объем статьи: 5–20 страниц (включая рисунки, таблицы и библиографические ссылки), краткое сообщение – 4–5 страниц, обзорная статья – до 20 страниц.

Параметры страницы. Формат A4 (210×297). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см.

Текст. Шрифт Times New Roman 11. Подзаголовки: шрифт Times New Roman 11 bold.

Межстрочный интервал – одинарный, межбуквенный и междусловный интервал – нормальный, перенос слов не допускается.

Абзацный отступ равен 0,5 см.

Не допускается (!) набирать тексты прописными (заглавными) буквами и жирным шрифтом (кроме названия), а также размещать все указанные элементы в рамках и имитировать оформления набора, выполняемого в журнале.

Статья должна содержать предмет, тему, цель работы; метод или методологию проведения работы; результаты работы; область применения результатов; выводы.

Страницы не нумеруются.

СТРУКТУРА СТАТЬИ:

1. Индекс УДК предшествует названию статьи, соответствует заявленной теме и проставляется в верхнем левом углу листа.

2. Название статьи: не более 15 слов. Аббревиатуры и сокращения в названии не допускаются.

3. Авторы. Инициалы и фамилия. Количество авторов одной статьи не более пяти. Автор имеет право публиковаться в выпуске один раз, второй в соавторстве.

4. 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 Ф.И.О. автора, ученая степень, ученое звание, должность, название организации. Например:

Иванов Иван Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru.

Ivanov Ivan Ivanovich – Dr. Sc, Professor, Head of the Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru.

