

# ИССЛЕДОВАНИЯ НАУКО ГРАДА

Издается с января 2012 года  
Научный журнал

ISSN 2225-9449

Том 1  
№ 2 (20)

апрель – июнь 2017  
Выходит один раз в три месяца



Экспресс-АМ8  
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

## НИСС

Национальная информационная  
спутниковая система



Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: [tp.iss-reshetnev.ru](http://tp.iss-reshetnev.ru)



## БГТУ «ВОЕНМЕХ» 85 лет!

**Уважаемые коллеги!**

В 2017 году Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова отмечает свое восьмидесятипятилетие, и приятно сознавать, что в столь почтенном возрасте вуз полон сил, энергии и замыслов, которые предстоит реализовать. На этот год приходится еще один юбилей – шестьдесят лет с начала космической эры человечества: 4 октября 1957 года в Советском Союзе был запущен первый искусственный спутник Земли. Началось же все в 1946 году с принятием постановления Совета Министров СССР «Вопросы реактивного вооружения», в соответствии с которым в Ленинградском военно-механическом институте были созданы конструкторский факультет – факультет реактивной техники и первая в стране кафедра ракетостроения. Таким образом, можно смело утверждать, что Военмех стоял у истоков создания отечественной аэрокосмической отрасли.

При этом явно был учтен большой опыт успешно начинать и развивать новые направления подготовки кадров, которым уже тогда обладал коллектив Военмеха, ведь не зря одним из авторов этого исторического постановления был выпускник вуза Д. Ф. Устинов. Так что Военмех, что называется, с колес включился в выполнение пункта 29 исторического постановления: «...организовать в высших учебных заведениях и университетах подготовку инженеров и научных работников по реактивной технике, а также переподготовку студентов старших курсов других специальностей на специальность по реактивному вооружению».

С 1946 года Военмех подготовил целую плеяду выдающихся конструкторов, внесших большой вклад в развитие отечественной аэрокосмической отрасли, достаточно вспомнить имена Дмитрия Ильича Козлова, Владимира Федоровича Уткина, Герберта Александровича Ефремова, Николая Алексеевича Тестоедова. Всего же в стенах университета было подготовлено более десяти тысяч инженеров-ракетчиков.

Впрочем, университет славен не только выпускниками, труды которых способствовали тому, что наша страна и сегодня продолжает находиться в космонавтике на передовых позициях, но и своей научно-исследовательской работой, позволяющей вузу находиться на переднем крае создания ракетно-космической техники.

Военмех в этом номере журнала представлен четырьмя интересными, разноплановыми статьями, касающимися создания элементов космической техники (А. В. Колычев и В. А. Керножицкий) и космической инфраструктуры (Б. В. Синильщиков и В. Б. Синильщиков), применения новых материалов (А. В. Побелянский, А. И. Мустейкис, А. А. Галаджун, Д. С. Круглов) и технологий в космонавтике (О. А. Толпегин, П. Ю. Литвинова). Их авторами являются и маститые ученые, и молодое поколение исследователей, возвращенное в стенах Военмеха.

Мы надеемся на плодотворное сотрудничество профессорско-преподавательского и научного состава Военмеха с журналом «Исследования наукограда» – сотрудничество, которое будет, несомненно, способствовать дальнейшему развитию аэрокосмической науки.

**К. М. Иванов**  
**Ректор БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,**  
**доктор технических наук, профессор**

ISSN 2225-9449

**ИССЛЕДОВАНИЯ**  
**НАУКО**  
Издается с января 2012 года  
Научный журнал  
**ГРАДА**

---

---

Том 1

№ 2 (20)

апрель – июнь 2017

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край  
Железногорск

2017

# Исследования наукограда

## Научный журнал

Издается с января 2012 года

Главный редактор  
**Тестоедов Николай Алексеевич**  
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, председатель редакционного совета  
(Железногорск)

Заместитель главного редактора  
**Халиманович Владимир Иванович**  
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь  
**Хныкин Антон Владимирович**  
канд. техн. наук (Железногорск)

Редакционная коллегия  
**Гарин Евгений Николаевич**  
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

**Головёнкин Евгений Николаевич**  
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

**Двирный Валерий Васильевич**  
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

**Ковель Анатолий Архипович**  
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

**Косенко Виктор Евгеньевич**  
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

**Лопатин Александр Витальевич**  
д-р техн. наук (Красноярск)

**Охоткин Кирилл Германович**  
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

**Пономарев Сергей Васильевич**  
д-р физ.-мат. наук (Томск)

**Цибульский Геннадий Михайлович**  
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

**Чеботарёв Виктор Евдокимович**  
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

**Матвеев Станислав Алексеевич**  
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

**Непомнящий Олег Владимирович**  
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

**Смотров Андрей Васильевич**  
канд. техн. наук (Жуковский)

**Сухотин Виталий Владимирович**  
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

**Хартов Станислав Викторович**  
канд. техн. наук (Красноярск)

**Глез Мари-Пьер**  
профессор (Тулуза, Франция)

**Фернандес Кабальеро Антонио**  
профессор (Альбасете, Испания)

**Нинкович Деян**  
д-р техн. наук (Белград, Сербия)

Редакционный совет  
**Аннин Борис Дмитриевич**  
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Новосибирск)

**Шабанов Василий Филиппович**  
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

**Попов Гарри Алексеевич**  
академик РАН, д-р техн. наук (Москва)

**Васильев Валерий Витальевич**  
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Хотьково)

**Махутов Николай Андреевич**  
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Москва)

**Псахье Сергей Григорьевич**  
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Томск)

**Шайдуров Владимир Викторович**  
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

**Чернявский Александр Григорьевич**  
(Королёв)

**Медведский Александр Леонидович**  
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

**Ковалев Игорь Владимирович**  
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

**Овчинников Сергей Геннадьевич**  
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

**Пчеляков Олег Петрович**  
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

**Хартов Виктор Владимирович**  
д-р техн. наук, профессор (Королёв)

ISSN 2225-9449

Издатель  
Ассоциация «Технологическая платформа  
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Исследования наукограда» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС 77 - 61605 от 07.05.2015 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2016 г. – 0,268

«Исследования наукограда» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги;
- инновации и экономика космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (слепое) рецензирование.

Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе.

Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах [www.elibrary.ru](http://www.elibrary.ru), [scholar.google.com](http://scholar.google.com), [www.cyberleninka.ru](http://www.cyberleninka.ru)

Учредитель  
Общество с ограниченной ответственностью «Умный город»

Свидетельство о регистрации ПИ № ФС 77 - 61605 от 07.05.2015

Адрес редакции: 662971, г. Железногорск, ул. Кирова, 12а  
E-mail: [isercit@gmail.com](mailto:isercit@gmail.com); <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:  
662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52

Допечатная подготовка:  
ООО «Центр информации»  
660079, г. Красноярск, ул. Свердловская, 23, к. 32  
[lev\\_zhivilo@mail.ru](mailto:lev_zhivilo@mail.ru)

Разработка макета Л. М. Живило  
Редактор Н. Ф. Ткачук  
Компьютерная верстка: Л. М. Живило, И. В. Манченкова

Тираж 200 экз. Заказ 2702  
Распространяется бесплатно

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом  
Сибирского федерального университета  
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а  
Тел. (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>  
E-mail: [publishing\\_house@sfu-kras.ru](mailto:publishing_house@sfu-kras.ru)

ISSN 2225-9449

**THE RESEARCH OF THE  
SCIENCE  
CITY**

Published since 2012  
Scientific quarterly journal

---

---

Volume 1  
№ 2 (20)  
April – June 2017

Zheleznogorsk  
Krasnoyarsk region  
2017

# The Research of the Science City

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2225-9449

*Publisher*

Association «Technology Platform  
«National Information Satellite System»

«The Research of the Science City» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS 77 - 61605, May 05, 2015).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal directions:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovation and economics of the space industry.

«The Research of the Science City» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on [www.elibrary.ru](http://www.elibrary.ru), [scholar.google.com](http://scholar.google.com), [www.cyberleninka.ru](http://www.cyberleninka.ru)

*Founder*

Limited Liability Company «Smart city»

Chief Editor

**Testoyedov N. A.**

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Chairman of Editorial Board

Deputy Chief Editor

**Khalimanovich V. I.**

PhD in Physics and Mathematics, Professor

Executive Secretary

**Khnykin A. V.**

PhD in Engineering

Editorial Staff

**Garin E. N.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Golovenkin E. N.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Dvirny V. V.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Kovel A. A.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Kosenko V. E.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Lopatin A. V.**

Doctor of Engineering (Russia)

**Okhotkin K. G.**

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russia)

**Ponomarev S. V.**

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Tsybulsky G. M.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Chebotarev V. E.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Matveev S. A.**

PhD in Engineering (Russia)

**Nepomnyashy O. V.**

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

**Smotrov A. V.**

PhD in Engineering (Russia)

**Sukhotin V. V.**

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

**Khartov S. V.**

PhD in Engineering (Russia)

**Gleizes Marie-Pierre**

Professor (France)

**Fernández-Caballero Antonio**

Professor (Spain)

**Ninković Dejan**

Doctor of Engineering (Serbia)

Editorial Board

**Annin B. D.**

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Shabanov V. Ph.**

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Popov G. A.**

Academician of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

**Vasiliev V. V.**

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

**Makhutov N. A.**

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

**Psakhie S. G.**

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Shaidurov V. V.**

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Cherniavsky A. G.**

(Russia)

**Medvedtskiy A. L.**

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

**Kovalev I. V.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**Ovchinnikov S. G.**

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

**Pchelyakov O. P.**

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

**Khartov V. V.**

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

**А. В. Кольчев, В. А. Керножицкий**  
ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ СПОСОБ  
И УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ  
ЛОПАТОК ТУРБИН  
ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ  
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДЛИТЕЛЬНЫМ  
СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

**Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков**  
ИССЛЕДОВАНИЕ  
ТЕРМОСИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ  
ГАЗОТРАЖАТЕЛЕЙ  
СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТ  
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ  
ПРИ РАБОТЕ СИСТЕМ ВОДОПОДАЧИ

**КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ**

**Р. Б. Ковалёв**  
СИНХРОНИЗАЦИЯ БОРТОВОЙ ШКАЛЫ  
ВРЕМЕНИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С  
СИСТЕМНЫМ ВРЕМЕНЕМ ГЛОНАСС ПРИ  
ПОМОЩИ АППАРАТУРЫ РАДИОНАВИГАЦИИ

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ  
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**А. В. Побелянский, А. И. Мустейкис,  
А. А. Галаджун, Д. С. Круглов**  
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ  
ПРИМЕНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТЕРМОСТОЙКИХ  
ПЛАСТИКОВ И ИХ ИСПЫТАНИЕ В СОСТАВЕ  
МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО  
ДВИГАТЕЛЯ

**О. А. Толпегин, П. Ю. Литвинова**  
СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ  
АППАРАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ  
ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА НА ОСНОВЕ МЕТОДА  
УПРАВЛЕНИЯ С ПОВОДЫРЕМ

**ИННОВАЦИИ И ЭКОНОМИКА  
КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**Е. А. Морозов, Ю. В. Вилков**  
ВОПРОСЫ КОММЕРЦИАЛИЗАЦИИ  
ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ  
В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

**ROCKET AND SPACE EQUIPMENT**

55 **A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy**  
THERMIONIC METHOD AND DEVICE OF  
COOLING TURBINE BLADES OF SPACECRAFT  
GAS TURBINE CONVERTERS WITH LONGTIME  
LIFECYCLE

61 **B. E. Sinilshchikov, V. B. Sinilshchikov**  
INVESTIGATION OF FORCE AND THERMAL  
LOADING OF JET DEFLECTORS OF LAUNCH  
COMPLEXES OF SPACE ROCKETS DURING  
THE WORK OF WATER SUPPLY SYSTEMS

**SPACE INSTRUMENT ENGINEERING**

72 **R. B. Kovalyov**  
SYNCHRONIZATION OF ON-BOARD SCALE  
IN SPACECRAFT WITH GLONASS SYSTEM TIME  
USING RADIONAVIGATION EQUIPMENT

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES  
IN SPACE EQUIPMENT**

76 **A. V. Pobelyansky, A. I. Musteikis, A. A. Galadzhun,  
D. S. Kruglov**  
RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF USING PARTS  
FROM HEAT-RESISTANT PLASTICS AND THEIR  
TESTING AS PART OF A SMALL-SIZED GAS  
TURBINE ENGINE

82 **O. A. Tolpegin, P. U. Litvinova**  
SYNTHESIS OF A SMALL SPACECRAFT'S  
CONTROL USING A FLYWHEEL ENGINE BASED  
ON THE CONTROL METHOD WITH A GUIDE

**INNOVATION AND ECONOMICS OF  
THE SPACE INDUSTRY**

88 **E. A. Morozov, Yu. V. Vilkov**  
QUESTIONS OF COMMERCIALIZATION OF  
INTELLECTUAL PROPERTY IN THE SPACE  
INDUSTRY

# ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

**А. В. Колычев, В. А. Керножицкий**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

*Описаны термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов, основанные на новом физическом принципе – явлении термоэлектронной эмиссии, испускании электронов нагретым металлом. Реализация термоэмиссионного способа и устройства охлаждения лопаток турбин позволяет повысить температуру рабочего тела перед турбиной до 2600–2700 К для органических топлив и выше для других рабочих тел и источников тепловой энергии (достигается при величине работы выхода электронов 1,6–1,7 эВ), увеличить КПД газотурбинных преобразователей космических аппаратов до 43–44 %, снизить в два-три раза температурные напряжения в лопатках турбин газотурбинных преобразователей, снизить стоимость их изготовления и эксплуатации, а также дает возможность проводить диагностику теплового состояния турбины и других высокотемпературных элементов непрерывно в режиме реального времени. Все это обеспечивает потенциал для создания космических аппаратов повышенной энергоемкости с длительным сроком активного существования.*

*Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, лопатки турбины, газотурбинный преобразователь, эмиссионный слой, работа выхода, электронный контур охлаждения.*

## Введение

В настоящее время в Российской Федерации идут разработки транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса с газотурбинным преобразователем (ГП) тепловой энергии в электрическую энергию. Аналогичные разработки ведутся в ряде стран. Кроме того, в ближайшем будущем возникнет необходимость создания крупногабаритных спутниковых платформ с длительным сроком активного существования, где также может потребоваться ГП.

Одной из основных проблем разработки и создания космических летательных аппаратов с ГП является обеспечение длительного ресурса турбины ГП и ее элементов, например лопаток турбин.

При разработке ГП космических аппаратов необходимо стремиться к максимальному уменьшению его массы при сохранении высокого уров-

ня надежности в течение заданного промежутка времени (15–25 лет).

Газотурбинный преобразователь требуемой массы должен иметь высокий КПД. Этого можно достигнуть путем увеличения температуры рабочего тела перед турбиной. Однако в этом случае возникает проблема охлаждения элементов турбины, например, рабочих и сопловых лопаток [1–4]. Существующие методы охлаждения лопаток турбин достаточно сложны и дорогостоящи, при этом вопрос об обеспечении заданного уровня надежности ГП в течение 15–25 лет непрерывной работы остается открытым. Необходим поиск новых технических решений, направленных на увеличение надежности и долговечности ГП и обеспечивающих уменьшение массы и стоимости конструкции ГП и космического летательного аппарата (КЛА) в целом.

Кроме того, для надежного функционирования ГП космического аппарата требуется непрерывная диагностика теплового состояния элементов турбины ГП.

## Способ и устройство охлаждения лопаток турбины на основе явления термоэлектронной эмиссии

Решить указанные проблемы могут разрабатываемые в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова термоэмиссионный способ и устройство охлаждения (ТСУО) лопаток турбин ГП и других высокотемпературных элементов, суть которых заключается в следующем. Лопатки турбин ГП покрывают эмиссионным слоем из материала с низким значением работы выхода электронов при высокой температуре. При нагреве лопаток будет происходить термоэлектронная эмиссия, т. е. с их поверхности начнут выходить «горячие» электроны, забирая с собой теплоту. Лопатки с эмиссионным слоем в данном случае являются катодом. Таким образом, электронами отводится теплота, что способствует поддержанию температуры лопаток на уровне, обеспечивающем их длительную эксплуатацию. При этом эмиссия электронов происходит в поток рабочего тела.

Поскольку электроны являются носителями заряда, то полученную ими энергию при нагреве катода можно использовать для совершения полезной работы на электрической нагрузке. Для этого за турбиной с эмиссионным слоем располагают элемент – анод, последовательно соединенный с катодом через полезную электрическую нагрузку. Анод воспринимает «горячие» электроны эмиссии из потока рабочего тела. С анода «горячие» электроны переходят на электрическую нагрузку и совершают на ней полезную работу. На электрической нагрузке электроны отдают полученную при нагреве ка-

тода тепловую энергию и при этом охлаждаются. Далее «остывшие» электроны вновь оказываются на лопатках турбины, и цикл охлаждения повторяется. При этом электроны попадают на быстровращающийся вал через токосъем, например механический в виде электрических щеток. Таким образом, система охлаждения лопаток ГП дополнительно генерирует электрическую энергию, что тоже повышает его КПД. Кроме того, увеличиваются надежность и долговечность ГП, одновременно снижается стоимость их изготовления и эксплуатации.

Принципиальная схема реализации описанного ТСУО лопаток турбины представлена на рис. 1, устройство охлаждения – на рис. 2.

Определяющей характеристикой эмиссионного слоя является *работа выхода  $A_{\text{вых}}$  электрона из металла*. Ее влияние на температуру при соответствующей тепловой нагрузке сплошных лопаток турбины показано на рис. 3 [5–7].

Как видно из рис. 4, значения температуры лопаток турбины от величины работы выхода электронов материала эмиссионного слоя при тепловых потоках к лопаткам турбины в пределах  $3 \text{ МВт/м}^2$  увеличивались, следовательно, путем подбора или разработки материала эмиссионного слоя с низкой работой выхода можно получить температуру лопаток турбины на уровне  $400 \text{ К}$ , что является основой для обеспечения ресурса ГП КЛА на уровне не ниже требуемого (15–25 лет).

Для оценки характеристик предлагаемого ТСУО лопаток турбины применялись зависимости для плотности тока эмиссии и тепловых потоков электронного охлаждения [5, 6].

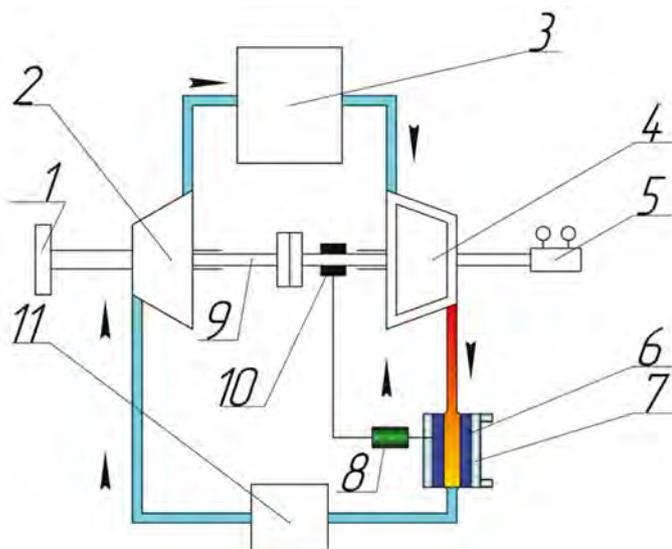


Рис. 1. Схема реализации предлагаемого ТСУО лопаток турбины ГП:  
1 – стартер; 2 – компрессор; 3 – источник тепловой энергии (например, камера сгорания);  
4 – турбина, на лопатки которой нанесен эмиссионный слой; 5 – полезная механическая нагрузка; 6 – анод турбины; 7 – система охлаждения анода; 8 – электрическая нагрузка;  
9 – холодильник; 10 – токосъем; 11 – вал

С точки зрения реализации ГП с ТСУО лопаток турбины в космических аппаратах с длительным сроком активного существования необходимо подобрать эмиссионный слой с такой работой выхода, которая обеспечивала бы заданное снижение температуры лопаток или увели-

чение тепловой нагрузки на лопатки турбины. Появляется возможность путем подбора материала эмиссионного слоя, наносимого на лопатки турбины, существенно повысить ее надежность и КПД и одновременно снизить стоимость изготовления лопаток и эксплуатации ГП в целом [5–7].

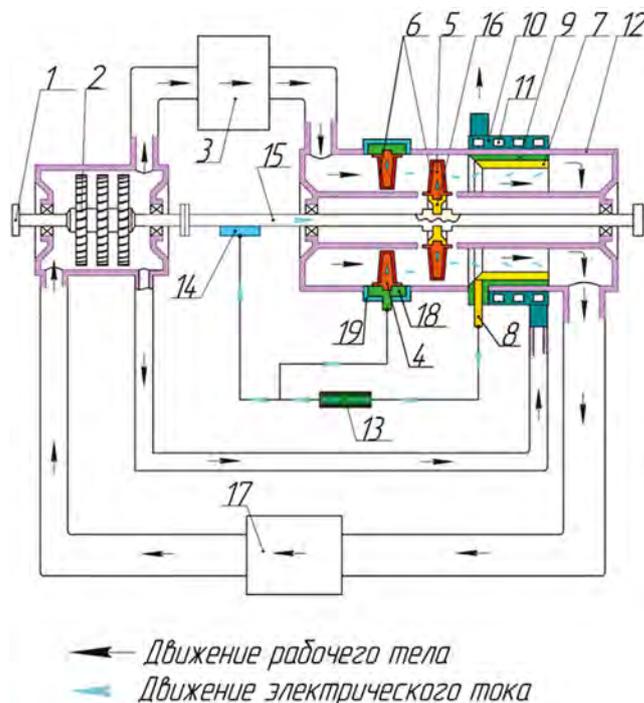


Рис. 2. Устройство охлаждения лопаток турбины ГП на основе явления термоэлектронной эмиссии: 1 – стартер; 2 – компрессор; 3 – источник тепловой энергии; 4 – эмиссионный слой; 5 – рабочие лопатки; 6 – колесо турбины; 7 – элемент системы охлаждения анода; 8 – каналы элемента системы охлаждения анода; 9, 14 – слои электроизоляции; 10 – анод; 11 – корпус ГП; 12 – токосъем; 13 – вал ГП; 15 – сопловые лопатки; 16 – токопроводящая подложка сопловых лопаток; 17 – токовывод; 18 – потребитель электрической энергии; 19 – холодильник

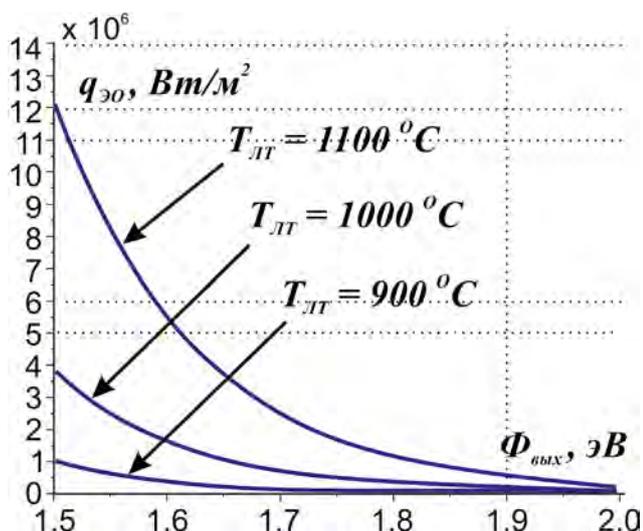


Рис. 3. Зависимость величины тепловых потоков электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии от величины работы выхода электронов металла при различных температурах поверхности

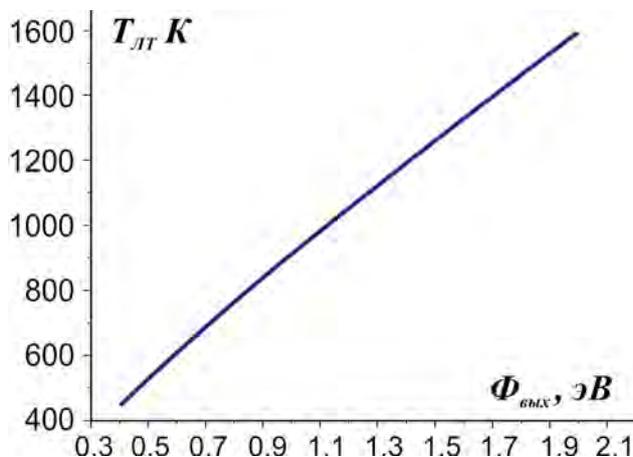


Рис. 4. Зависимость температуры лопаток турбины от величины работы выхода электронов металла при тепловой нагрузке в пределах 3 МВт/м²

## Достоинства и перспективы использования термоэмиссионного способа охлаждения

Реализация разработанной технологии позволит достигнуть следующих возможностей при создании и эксплуатации объектов газотурбинной техники КЛА:

1. Возможность повышения температуры рабочего тела (газа) перед турбиной до максимальной температуры сгорания органических топлив 2600–2700 К и выше (для других источников тепловой энергии) при максимальной температуре лопаток турбин в 300–400 К, что обусловлено большим количеством тепловой энергии (1,5–9,0 МВт и до 100 МВт с 1 м<sup>2</sup>), отводимой электронами при термоэлектронной эмиссии.

2. Рост КПД простого цикла ГТУ и ГД до 43–44 % как за счет возможности повышения температуры рабочего тела (газа) (см. п. 1), так и за счет дополнительной электрогенерации, а также за счет отсутствия необходимости отбора воздуха от компрессора.

3. Снижение или полное исключение температурных напряжений в лопатках турбин по причине, близкой к экспоненциальной зависимости электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии от температуры, являющейся фундаментальным свойством явления термоэлектронной эмиссии, что приводит к более интенсивному отводу тепла электронами от более нагретых поверхностей лопаток турбин, а изменение величины отвода тепла с ростом температуры происходит без задержек с нулевой инерцией. Известно, что в настоящее время температурные напряжения примерно равны механическим напряжениям в лопатках турбин.

4. Снижение стоимости изготовления и эксплуатации ГТУ и ГД за счет существенного упрощения конструкции ЛТ, при котором исключается необходимость создания каналов охлаждения воздухом. При этом с учетом п. 3 появляется возможность создавать основные элементы ГТУ и ГД при помощи 3D-принтеров, печатающих металлами и сплавами.

5. Диагностика теплового состояния турбины и других высокотемпературных элементов в режиме реального времени на основе измерения электротехнических параметров, зависящих от количества воспринимаемых анодом электронов эмиссии.

6. Масштабирование технологии на основе независимости явления термоэлектронной эмиссии от размеров охлаждаемых элементов позволяет применять предлагаемый термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин ГП на КЛА любой размерности, в том числе на-

носпутниках и микроспутниках. Это позволит повысить срок их службы в 2–3 раза по сравнению с лучшими мировыми образцами и обеспечить их характеристики не хуже более крупных КЛА.

7. Большой ресурс ГП с ТСУО позволит создавать крупногабаритные орбитальные платформы с изменяемыми модулями полезных нагрузок и бортовых обеспечивающих систем.

Мировая новизна и работоспособность метода подтверждены патентом на изобретение № 2573551 «Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки» (заявка от 27.05.2014), патентом на изобретение № 2578387 «Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок» (заявка от 27.05.2014), патентом на полезную модель № 151082 (заявка от 30.05.2014). В настоящее время получено решение о выдаче патента на изобретение по заявке № 2015131403.

При этом патент на изобретение № 2573551 «Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки» входит в список СТА ЛУЧШИХ ИЗОБРЕТЕНИЙ РОССИИ 2015 года, что подтверждено дипломом Роспатента.

## Заключение

В настоящей статье сформулированы аспекты создания ГП космических аппаратов с длительным сроком активного существования и предложено решение этих проблем на основе разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова ТСУО лопаток турбин и других теплонапряженных элементов. Показано, что при относительно низких значениях подводимых тепловых потоков можно достигнуть температуры сплошных лопаток турбины с эмиссионным слоем до 300–400 К путем подбора материала эмиссионного слоя с наиболее низким значением работы выхода. Очевидно, что при больших тепловых потоках и высоких температурах лопаток турбин, когда плотность тока эмиссии и интенсивность электронного охлаждения возрастают согласно зависимости, близкой к экспоненциальной, можно достигнуть еще большего снижения температуры. Предложенный способ охлаждения обладает свойствами, которые позволяют увеличить КПД, надежность и долговечность ГП космического аппарата, обеспечив при этом их безаварийное функционирование в течение 15–25 лет без технического обслуживания. К таким свойствам относится и возможность непрерывной диагностики нагрева лопаток турбин и других высокотемпературных элементов за счет измерения электротехнических параметров, значения которых пропорциональны числу воспринимаемых анодом (анодами) электронов из потока рабочего тела.

## Список литературы

1. Трянов А. Е. Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок : учеб. пособие. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королёва, 2011. 202 с.
2. Фалалеев С. В. Современные проблемы создания двигателей летательных аппаратов. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королёва, 2012. 106 с.
3. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В. П. Данильченко, С. В. Лукачев, Ю. Л. Ковылов [и др.]. Самара : Изд-во СНЦ РАН, 2008. 620 с.
4. Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М. : Машиностроение, 2008. Т. 2. 366 с.
5. Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М. : Атомиздат, 1974. 288 с.
6. Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М. : Изд-во МАИ, 2001. 240 с.
7. Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев : Наук. думка, 1981. 338 с.
8. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Способ охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2573551, Российская Федерация, 2016, бюл. № 2. 7 с.
9. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2578387 Российская Федерация, 2016, бюл. № 9. 8 с.
10. Колычев А. В., Керножицкий В. А., Охочинский М. Н. Устройство охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Пат. № 151082 Российская Федерация, 2015, бюл. № 8. 8 с.

*История статьи*

*Поступила в редакцию 29 мая 2017 г.*

*Принята к публикации 27 июня 2017 г.*

## THERMIONIC METHOD AND DEVICE OF COOLING TURBINE BLADES OF SPACECRAFT GAS TURBINE CONVERTERS WITH LONGTIME LIFECYCLE

**A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy**

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,  
Saint Petersburg, Russian Federation*

*We describe a thermionic method and device for cooling turbine blades of spacecraft gas turbine converters, based on a new physical principle called thermionic emission, i.e. electrons being emitted by heated metal. This device will allow the reliability and durability of turbine blades of gas turbine converters to be enhanced, and their efficiency factor to be significantly increased, leading to the possibility of creating different mass-class spacecraft with higher power consumption and with longtime lifecycle. The thermoionic way and device of cooling of the shovels of turbines of the gas-turbine converters of spacecrafts based on the new physical principle — the phenomenon of a thermionic emission, emission of electrons are described by heated metal. These way and the device will allow to increase reliability and durability of shovels of turbines of gas-turbine converters of spacecrafts of any dimension, and also to considerably increase their efficiency, having provided a possibility of creation of spacecrafts of the increased power consumption with the long term of the fissile existence. Realization of a thermoionic way and the device of cooling of shovels of turbines allows to increase temperature of a working body in front of the turbine till 2600 ... 2700 K for organic fuels above for other working bodies and sources of thermal energy (it is reached at the size of a work function of electrons about 1.6 ... 1,7 eV), to increase efficiency of gas turbine converters of spacecraft to 43-44%, to reduce by two-three times temperature stresses in turbine blades, to reduce the cost of manufacture and operation of turbine blades of gas turbine converters of spacecraft, and also to carry out diagnostics of a thermal condition of the turbine and other high-temperature elements continuously in real time.*

*Keywords: thermionic emission, turbine blades, gas turbine converter, emission layer, work function, electronic cooling loop.*

## References

1. Tryanov A. E. *Osobennosti konstruktсии uzlov i sistem aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Design specifics of aircraft engine and power plant units and systems]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2011. 202 p. (In Russian)

2. Falaleev S. V. *Sovremennyye problemy sozdaniya dvigateley letatelnykh apparatov* [Contemporary challenges in creating aircraft engines]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2012. 106 p. (In Russian)
3. Danilchenko V. P. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Aviation gas turbine engine design]. Samara, Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences Publ., 2008. 620 p. (In Russian)
4. Inozemtsev A. A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Fundamentals of aircraft engine and power plant design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. Vol. 2. 366 p. (In Russian)
5. Ushakov B. A., Nikitin V. D., Emelyanov I. Ya. *Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974. 288 p. (In Russian)
6. Kvasnikov L. A., Kaybyshev V. Z., Kalandarishvili A. G. *Rabochie protsessy v termoemissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh energeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow, MAI Publ., 2001. 240 p. (In Russian)
7. Fomenko V. S. *Emissionnye svoystva materialov* [Emission properties of materials]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1981. 338 p. (In Russian)
8. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Sposob okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A method of turbine blade cooling for gas turbine installations]. Patent RU 2573551, 2016, bulletin no. 2. 7 p.
9. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Ustroystvo okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A device for cooling turbine blades of gas turbine installations]. Patent RU 2578387, 2016, bulletin no. 9. 8 p.
10. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Okhochinskiy M. N. (RU) *Ustroystvo okhlazhdeniya lopatok turbiny gazoturbinnoy ustanovki* [A device for cooling turbine blades in a gas turbine installation]. Patent RU 151082, 2015, bulletin no. 8. 8 p.

*Article history*

*Received 29 May 2017*

*Accepted 27 June 2017*

# ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМОСИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ ГАЗООТРАЖАТЕЛЕЙ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПРИ РАБОТЕ СИСТЕМ ВОДОПОДАЧИ

**Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

*В большинстве современных стартовых комплексов ракет космического назначения для защиты от оплавления поверхностей, испытывающих непосредственное воздействие высокотемпературных газовых струй и акустическое воздействие, используются системы водоподачи. В статье производится оценка параметров силового и теплового нагружения газоотражателя при работе систем водоподачи на основе численного моделирования трехмерных двухфазных газокapельных течений и описывается математическая модель. Для описания течений газа используются уравнения Навье-Стокса, дополненные алгебраической моделью турбулентности подобной модели Прандтля, но учитывающей влияние капельной фазы. Термодинамические параметры определяются по модели идеального газа для механической смеси трех компонент: продуктов сгорания, атмосферного воздуха и пара, образовавшегося при испарении воды. Течение капельной фазы рассчитывается на основе континуального подхода с использованием элементов траекторного подхода. Учитываются сопротивление, испарение и дробление капель. Расчет проводится для области от среза сопла ракетного двигателя до газоотражателя. По параметрам газокapельного потока, натекающего на преграду, оцениваются значения тепловых потоков в поверхности. Приводятся результаты расчетов для вариантов, различающихся схемой водоподачи, расположением патрубков, скоростью и дисперсностью распыла.*

*Ключевые слова: ракетный двигатель, струя, газоотражатель водоподачи, тепловые потоки, испарение.*

## 1. Постановка задачи

При старте ракет космического назначения (РКН) элементы конструкций стартовых комплексов (СК) подвергаются интенсивному комплексному воздействию струй ракетных двигателей (РД). В частности, при воздействии неохлажденных струй современных керосин-кислородных РД в зоне воздействия достигаются значения температуры до 3600 К, давления – до 10–15 атм, тепловых потоков – до 3–4 кВт/см<sup>2</sup>. При таких значениях тепловых потоков оплавление поверхности металла начнется менее чем через 1 с после начала воздействия. В наиболее тяжелых условиях оказывается газоотражатель (ГО), который на протяжении нескольких секунд подвергается интенсивному воздействию горячих газов.

Как показано в [1, 2], наиболее эффективным способом снижения теплового воздействия

на ГО является использование систем водоподачи. Эффект снижения теплового воздействия при этом связан с несколькими механизмами. Капли, попадающие на обтекаемую поверхность, снижают ее температуру за счет теплообмена. Капли, попавшие в высокотемпературную газовую струю, за счет теплообмена с газом и испарения снижают температуру газов. Кроме того, при силовом взаимодействии струи РД с водой скорости газа уменьшаются, что приводит к уменьшению давления в зоне воздействия и увеличению размеров самой зоны, а попадание капель в турбулентный слой смешения снижает уровень турбулентных пульсаций. Все перечисленные факторы также уменьшают тепловые потоки.

Несмотря на то, что системы водоподачи используются в большинстве современных СК РКН, систематические исследования эффективности разных вариантов водоподачи к настоящему времени отсутствуют. Отметим, что данная задача не может быть решена путем физического моделирования из-за невозможности соблюдения

основных критериев подобия, описывающих, с одной стороны, течение каждой из фаз, а с другой – нелинейное силовое и тепловое межфазное взаимодействие, испарение и дробление капель: числа Маха (по скорости газа и по относительной скорости капель), Рейнольдса (для газа и для отдельной капли), Вебера и Нуссельта (для капли). Сравнительные расчеты для натуральных и модельных условий показывают, что процессы, которые являются определяющими для натурального масштаба, зачастую менее значимы для модели и наоборот.

62

Основной сложностью численного моделирования газокапельных течений при старте с системой водоподдачи является весьма большая размерность задачи. Действительно, корректный расчет газокапельного течения в полузаглубленном сооружении должен проводиться для расчетной области, включающей в себя всё сооружение, а также часть пространства над ним и сбоку от него (чтобы описать эффекты повышения и последующего понижения давления во всем сооружении и переход к режиму установившейся эжекции). В результате общие размеры расчетной области могут достигать 100 м [3], а при расчете нестационарных процессов и еще более [4]. При этом размер расчетных ячеек должен быть достаточным для корректного описания течения в области распылителей (их размер составляет 10–20 см), а также водяных струй, подаваемых через элементы распылителей (около сантиметра). Требуемый объем вычислений, по-видимому, находится за пределами возможностей вычислительной техники, которой располагают отечественные проектные организации. Отметим, что в США в 2012 г. был проведен расчет на супер-ЭВМ (7000 параллельно работающих процессоров) на сетке с числом ячеек около 600 млн [5]. С использованием метода LES проводился расчет газокапельного течения при старте комплекса Space Shuttle. За трое суток компьютерного времени был проведен расчет 0,3 с физического времени. Таким образом, расчет газокапельных течений при старте с использованием доступных ЭВМ может проводиться только на основе ряда упрощений, которые существенно снижают размерность и вычислительную трудоемкость задачи.

## 2. Математическая модель и метод расчета

В основе математической модели лежат уравнения динамики двухфазной среды (газ + капли). Газ рассматривается как механическая смесь трех компонентов – продуктов сгорания, воздуха и пара, образующегося при испарении воды. Химическое взаимодействие компонентов

не учитывается, поскольку при работе систем водоподдачи температура газа обычно не превышает 2500–2800 К. Газ считается идеальным (описывается уравнением Менделеева – Клапейрона), теплоемкости компонент принимаются константами. Теплообмен излучением не учитывается. Для описания турбулентных эффектов используется алгебраическая модель. Коэффициент турбулентной вязкости определяется по эмпирической зависимости для струйных течений с поправкой на гашение турбулентности каплями. Отметим, что использование дифференциальных моделей применительно к подобным задачам требует специальной адаптации как по турбулентности газа, так и по влиянию капель на турбулентность (с учетом значительной относительной скорости последних, делающей некорректным применение линейных соотношений, подобных описанным в [6]). Капли описываются в рамках континуального подхода [7]: в каждой локальной области пространства их параметры осредняются по этой области. Такой подход менее точен, чем траекторный [6] (в котором рассчитывается движение некоторого количества пробных частиц, моделирующих полный набор частиц), однако его вычислительная трудоемкость существенно ниже. Лишь в окрестности распылителя используются элементы траекторного подхода. Учитываются квазитурбулентные процессы в капельной фазе. При описании межфазного взаимодействия газа и капель учитываются силы сопротивления и Архимеда [7]. Иные силы не берутся во внимание. Тепловое взаимодействие описывается в рамках однотемпературной модели (температура по всему объему капли принимается постоянной). Процесс испарения считаем равновесным (в соответствии с тепловым балансом капли), причем полагаем, что он происходит только при температуре 373 К. Поскольку в области газокапельного течения давление газа обычно незначительно отличается от атмосферного, влиянием давления на испарение пренебрегаем. Для описания дробления капель газовым потоком используем упрощенную модель, построенную в предположении, что дробление происходит при превышении критического значения числа Вебера  $We = 12$ . Само дробление рассматривается как непрерывный процесс уменьшения радиуса капель, причем скорость процесса пропорциональна превышению числом Вебера указанного значения, а характерное время уменьшения числа Вебера равно характерному времени дробления по [7].

За основу при выводе уравнений были взяты дифференциальные соотношения для бесстолкновительной монодисперсной газозвеси [7], дополненные турбулентными слагаемыми и слагаемыми, характеризующими дробление капель в потоке газа. Поскольку для решения задачи используется

метод конечных объемов, запишем уравнения в интегральной форме. Уравнения для газовой фазы (изменения полной массы; массы продуктов сгорания; массы пара и количества движения):

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial \rho_1}{\partial t} dV &= - \int_S \rho_1 U^n dS + \int_V n_s j dV, \\ \int_V \frac{\partial (\rho_1 (1-\phi) \psi)}{\partial t} dV &= \\ &= - \int_S (\rho_1 U^n (1-\phi) \psi) dS - \int_S (1-\alpha_s) \bar{I}_T \bar{n} dS, \\ \int_V \frac{\partial (\rho_1 \phi)}{\partial t} dV &= \\ &= - \int_S (\rho_1 U^n \phi) dS - \int_S (1-\alpha_s) \bar{K}_T \bar{n} dS + \int_V n_s j dV, \quad (1) \\ \int_V \frac{\partial (\rho_1 \bar{U})}{\partial t} dV &= - \int_S \rho_1 \bar{U} U^n dS - \int_S (1-\alpha_s) p \bar{n} dS - \\ &\quad - \int_V p \nabla \alpha_s dV + \int_S (1-\alpha_s)^2 \bar{\tau}_T^n dS + \\ &\quad + \int_V \sum_{i=1}^3 \bar{\tau}_T^i \frac{\partial \alpha_s}{\partial x_i} dV - \int_V n_s (1-\alpha_s) \bar{f}_\mu dV + \\ &\quad + \int_V n_s j ((1-\alpha_s) \bar{U}_s + \alpha_s \bar{U}) dV + \int_V \rho_1 \bar{g} dV. \end{aligned}$$

Здесь  $V$  – объем ячейки (полагаем, что ее границы стационарны);  $S$  – граница;  $\bar{n}$  – внешняя нормаль к границе;  $t$  – время;  $\rho_1 = \rho (1 - \alpha_s)$  – эффективная плотность (масса в единице объема) газовой фазы, где  $\rho$  – истинная плотность газовой фазы;  $\alpha_s = \rho_s / \rho_b$  – объемная доля капельной фазы, где  $\rho_s$  – эффективная плотность капельной фазы,  $\rho_b$  – истинная плотность воды;  $\bar{U}$  и  $\bar{U}_s$  – скорости газа и капельной фазы;  $j$  – скорость фазовых превращений на одну каплю, численно равная уменьшению массы капли при испарении за единицу времени;  $\phi$  – массовая доля пара, образовавшегося при испарении воды в общей смеси трех компонент;  $\psi$  – массовая доля продуктов сгорания в смеси с воздухом;  $\bar{I}_T$  – турбулентная диффузия (перенос массы) продуктов сгорания;  $\bar{K}_T$  – турбулентная диффузия пара;  $\bar{\tau}_T^n$  и  $\bar{\tau}_T^i$  – турбулентные касательные напряжения в площадке на границе ячейки и в площадке, перпендикулярной  $i$ -й оси координат;  $n_s = 3\alpha_s / (4\pi r_s^3)$  – число капель в единице объема, где  $r_s$  – радиус капли,  $\bar{f}_\mu$  – сила сопротивления, действующая на одну каплю в потоке газа;  $\bar{g}$  – гравитационная сила на единицу массы. Верхний индекс « $n$ » в векторных величинах характеризует проекцию на внешнюю нормаль к границе ячейки. При выводе предполагалось, что напряжения, связанные с давлением газа, действуют как в газе, так и в каплях, а напряжения, связанные с турбулент-

ностью газа, – только в газе. Уравнения изменения массы, внутренней энергии, количества движения и радиуса для капельной фазы:

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial \rho_s}{\partial t} dV &= - \int_S \rho_s U_s^n dS - \int_V n_s j dV + \int_S \bar{L}_{Ts} \bar{n} dS, \\ \int_V \frac{\partial (\rho_s \bar{U}_s)}{\partial t} dV &= - \int_S \rho_s \bar{U}_s U_s^n dS - \int_S p_s \bar{n} dS + \\ &\quad + \int_S \bar{\tau}_{Ts}^n dS - \int_S \alpha_s p \bar{n} dS + \int_V p \nabla \alpha_s dV + \\ &\quad + \int_S \alpha_s (1-\alpha_s) \bar{\tau}_T^n dS - \int_V (1-\alpha_s) \sum_{k=1}^3 \frac{\partial \alpha_s}{\partial x^k} \bar{\tau}_{Tk}^n dV + \\ &\quad + \int_V n_s (1-\alpha_s) \bar{f}_\mu dV - \\ &\quad - \int_V n_s j ((1-\alpha_s) \bar{U}_s - \alpha_s \bar{U}) dV + \int_V \rho_s \bar{g} dV, \quad (2) \\ \int_V \frac{\partial (\rho_s e_s)}{\partial t} dV &= - \int_S (\rho_s e_s U_s^n) dS + \\ &\quad + \int_V n_s (q - j e_s) dV + \int_S \bar{Q}_{Ts} \bar{n} dS, \\ \int_V \frac{\partial (\rho_s r_s)}{\partial t} dV &= - \int_S (\rho_s r_s U_s^n) dS + \int_S \bar{R}_{Ts} \bar{n} dS - \\ &\quad - \int_V \frac{4n_s j r_s}{3} dV - \int_V \rho_s \frac{\max(0, r_s - r_s^*)}{\tau_{др}} dV. \end{aligned}$$

Здесь  $\bar{K}_{Ts}$  – турбулентная диффузия капельной фазы;  $p_s$  – квазидавление капельной фазы (вводится в областях с высокой плотностью капельной фазы для обеспечения устойчивости счета);  $\bar{\tau}_{Ts}^n$  – турбулентные касательные напряжения каплей в площадке на границе ячейки;  $e_s = c_s T_s + \Delta q_s$  – удельная внутренняя энергия капельной фазы, где  $T_s$  – температура каплей,  $c_s$  – теплоемкость воды,  $\Delta q_s = (c_{рп} - c_s) T_{кип} - q_{пар}$  – нормировочная константа для учета изменения энергии при фазовых переходах, где  $c_{рп}$  – теплоемкость водяного пара при постоянном давлении;  $T_{кип}$  – температура кипения,  $q_{пар}$  – удельная теплота парообразования;  $q$  – межфазный теплообмен (суммарное количество тепла, передаваемое от газа к одной капле);  $\bar{Q}_{Ts}$  – турбулентный теплоперенос в капельной фазе;  $\bar{R}_{Ts}$  – турбулентный перенос радиусов каплей;  $\tau_{др} = 4r_s \sqrt{\rho_b / \rho} / |\bar{U}_s - \bar{U}|$  – характерное время дробления каплей. Уравнение изменения полной энергии обеих фаз:

$$\begin{aligned} \int_V \frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho_1 \left( e + \frac{U^2}{2} \right) + \rho_s \left( e_s + \frac{U_s^2}{2} \right) \right] dV &= \\ &= - \int_S \left[ \rho_1 \left( h + \frac{U^2}{2} \right) U^n + \rho_s \left( e_s + \frac{U_s^2}{2} \right) U_s^n \right] dS + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & + \int_S (1 - \alpha_s) \overline{E}_T n dS + \int_S (1 - \alpha_s) \overline{\tau}_T^n \overline{U} dS + \\
 & + \int_S \overline{E}_{TS} n dS + \int_S \overline{\tau}_{TS}^n \overline{U}_s dS - \int_S (p \alpha_s + p_s) U_s^n dS + \quad (3) \\
 & + \int_V (\rho_1 \overline{g} \overline{U} + \rho_s \overline{g} \overline{U}_s) dV.
 \end{aligned}$$

Здесь  $e = p / ((k - 1) \rho)$  – внутренняя энергия газа;  $h = kp / ((k - 1) \rho)$  – энтальпия газа,  $\overline{E}_T$  и  $\overline{E}_{TS}$  – тепловые потоки, связанные с турбулентностью газа и капельной фазы.

Данные дифференциальные уравнения дополняем алгебраическими. Уравнение состояния и выражения для термодинамических характеристик газа (по модели механической смеси):

$$T = p / (\rho R), \quad k = C_p / (C_p - R),$$

$$C_p = C_{pT} (1 - \phi)(1 - \psi) + C_{pB} (1 - \phi)\psi + C_{pП} \phi,$$

$$R = R_T (1 - \phi)(1 - \psi) + R_B (1 - \phi)\psi + R_{П} \phi. \quad (4)$$

Здесь  $T$  – температура газа;  $C_p$  – коэффициент теплоемкости при постоянном давлении;  $R$  – газовая постоянная. Индексы «г», «в» и «п» относятся к продуктам сгорания, воздуху и водяному пару соответственно.

Параметры силового и теплового межфазного взаимодействия:

$$\begin{aligned}
 \overline{f}_\mu &= C_\mu \rho \pi r_s^2 (\overline{U} - \overline{U}_s) |\overline{U} - \overline{U}_s| / 2, \\
 q &= 2\pi r_s \lambda \text{Nu} (T - T_s). \quad (5)
 \end{aligned}$$

Здесь  $C_\mu = C_0 \Psi_{We} \Psi_\alpha \Psi_M$  – коэффициент сопротивления с учетом поправок  $\Psi_\alpha = (1 - \alpha_s)^m$  ( $m = 2.75 - 5$ ) – на стесненность обтекания,  $\Psi_M = 1 + e^{-0.427 / M_{12}^{4.63} - 3 / \text{Re}_{12}^{0.88}}$  – на сжимаемость газа и  $\Psi_{We}$  – на деформацию капель ( $\Psi_{We} = e^{0.03 We_{12}^{1.5}}$  – при  $\text{Re} \geq 700$  и  $We < 3,606$ ;  $\Psi_{We} = ((1 + 0.03 We)^2 (700 - \text{Re}) + e^{0.03 We_{12}^{1.5}} (\text{Re} - 100)) / 600$  – при  $100 < \text{Re} < 700$  и  $We < 3,606$  и  $\Psi_{We} = (1 + 0.03 We)^2$  – в остальных случаях);  $C_0 = 24 / \text{Re}_{12} + 4 / \sqrt{\text{Re}_{12}} + 0.4$  – коэффициент обтекания сферической частицы бесконечным потоком, где  $\text{Re}_{12} = 2r_s U_{12} \rho / \mu$  – число Рейнольдса,  $We_{12} = 2r_s \rho U_{12}^2 / \sigma$  – число Вебера;  $M_{12} = U_{12} / c$  – число Маха;  $U_{12} = |\overline{U} - \overline{U}_s|$ ;  $c = \sqrt{kp / \rho}$  – скорость звука;  $\text{Nu}_{12} = 2 + 0.6 \sqrt{\text{Re}_{12}} \text{Pr}^{1/3}$  – число Нуссельта;  $\text{Pr} = C_p \mu / \lambda$  – число Прандтля для газа;  $\lambda$  и  $\mu$  – молекулярные вязкость и теплопроводность, которые для механической смеси определяются соответственно по формулам Брокау и Мана соответственно:

$$\begin{aligned}
 \lambda &= 0.5 (\chi_{гв} \lambda_{гв} + \chi_{лп} \lambda_{лп} + 1 / (\chi_{гв} / \lambda_{гв} + \chi_{лп} / \lambda_{лп})), \\
 \mu &= \mu_{гв} \mu_{п} / (\mu_{п} (1 - \phi) + \mu_{гв} \phi), \\
 \chi_{гв} &= \phi R_{п} / (\phi R_{п} + (1 - \phi) R_{гв}), \\
 \chi_{лп} &= 1 - \chi_{гв}, \quad R_{гв} = \psi R_T + (1 - \psi) R_B.
 \end{aligned}$$

Индексом «гв» обозначены параметры смеси продуктов сгорания с воздухом, которые определяются аппроксимацией в зависимости от температуры, давления и концентрации продуктов сгорания в этой смеси  $\psi$ .

Турбулентные касательные напряжения в газе и в каплях в площадке, перпендикулярной вектору  $\overline{n}$ , и другие характеристики турбулентного переноса газа и капель:

$$\begin{aligned}
 \overline{\tau}_T^n &= \rho v_T \frac{\partial (\overline{U} - U^n \overline{n})}{\partial n}, \quad \overline{\tau}_{TS}^n = v_{TS} \frac{\partial (\rho_s (\overline{U}_s - U_s^n \overline{n}))}{\partial n}, \\
 \overline{I}_T &= \frac{\rho v_T}{\text{Pr}_T} \nabla ((1 - \phi) \psi), \quad \overline{K}_T = \frac{\rho v_T}{\text{Pr}_T} \nabla \phi, \quad \overline{E}_T = \frac{\rho v_T}{\text{Pr}_T} \nabla h, \quad (6) \\
 \overline{L}_{TS} &= v_{TS} \nabla \rho_s, \quad \overline{Q}_{TS} = v_{TS} \nabla (\rho_s e_s), \quad \overline{R}_{TS} = v_{TS} \nabla (\rho_s r_s),
 \end{aligned}$$

Здесь  $v_T$  и  $v_{TS}$  – турбулентные кинематические вязкости газа и капельной фазы;  $\text{Pr}_T \approx 0.9$  – турбулентное число Прандтля для газа. Для капельной фазы турбулентное число Прандтля принято равным 1. Значения турбулентной кинематической вязкости газа в области струйного газочапельного течения определяются как произведение значения для струйного течения при отсутствии капель на поправочный коэффициент, учитывающий гашение турбулентности каплями:

$$v_T = v_{T0} \overline{\mathcal{G}}_r. \quad (7)$$

Коэффициент турбулентной вязкости при отсутствии капель  $v_{T0}$  определяется в зависимости от попадания данной точки пространства в турбулентные зоны (слой смешения струи с окружающей средой, след от патрубка, попавшего в струйное течение и т.п.). На пересечении зон квадрат турбулентной вязкости принимается равным сумме квадратов значений, вызванных каждым из факторов. В частности, для свободной струи РД  $v_{T0}$  в произвольной точке пространства определяется по следующей эмпирической зависимости (основана на 2-й модели пути смешения Прандтля и обработке экспериментальных данных для ряда струй РД):

$$v_{T0} = \max \left( \overline{v}_T (\overline{\xi}) \theta U_{a\text{эКВ}} D_{a\text{эКВ}}, \mu / \rho \right) \quad (8)$$

Здесь  $\overline{v}_T (\overline{\xi}) = \min \left( \overline{v}_T^* \cdot \overline{\xi}, v_{T\text{max}} \right)$  – безразмерное значение турбулентной вязкости свободной струи;  $\overline{\xi} = l / l_T$ ,  $l$  – расстояние от среза сопла до сечения, в котором находится данная точка,  $l_T = D_{a\text{эКВ}} \left( 0.22 + 4.985 k_T M_{a\text{эКВ}}^2 \right)^{0.45} \left( 0.64 + 0.36 \varepsilon_H \right)$  – характерная длина начального участка [8];  $\theta = \min \left( 1, (10 \psi_i / \psi_{\text{max}} (l))^2 \right)$  – поправочный коэффициент, учитывающий уменьшение турбулентной вязкости на наружной границе струи,  $\psi_i$  – концентрация продуктов сгорания в данной

точке пространства,  $\Psi_{\max}(l)$  – максимальная концентрация продуктов сгорания в сечении, расположенном на таком же расстоянии от среза сопла  $l$  (к которому принадлежит данная точка);  $\bar{v}'_v = 0,0055 + 0,00079 \ln(1,352\varepsilon_H)$  – безразмерная производная от кинематической вязкости на начальном участке;  $v_{\text{тmax}} = 0,015\varepsilon_H^{0,2}$  – безразмерная кинематическая вязкость на основном участке,  $\varepsilon_H = C_{\text{рв}} T_{\text{н}} / (C_{\text{пр}} T_a + U_a^2/2)$  – энтальпийный фактор, индексами «н», «а» и «эКВ» обозначены параметры окружающей среды, параметры на срезе реального сопла и параметры на срезе эквивалентного расчетного (с атмосферным давлением на срезе) сопла. Число Маха и скорость на срезе такого сопла определяются по формулам:

$$M_{a \text{ экв}} = \sqrt{\frac{2}{k_r - 1} \left( \left( 1 + \frac{k_r - 1}{2} M_a^2 \right) \left( \frac{P_a}{P_{\text{н}}} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}} - 1 \right)},$$

$$U_{a \text{ экв}} = M_{a \text{ экв}} \sqrt{k_r R_r T_a \left( \frac{P_{\text{н}}}{P_a} \right)^{\frac{k_r - 1}{k_r}}}$$

Диаметр среза эквивалентного сопла выражается через диаметр среза реального сопла по формуле

$$D_{a \text{ экв}} = D_a \sqrt{\frac{M_a}{M_{a \text{ экв}}} \left( \frac{1 + (k_r - 1) M_{a \text{ экв}}^2 / 2}{1 + (k_r - 1) M_a^2 / 2} \right)^{\frac{k_r + 1}{2(k_r - 1)}}}$$

Коэффициент  $\bar{\mathcal{G}}'_r$  в формуле (7), учитывающий гашение турбулентности каплями, определяется по полуэмпирической методике. Общие положения, лежащие в основе методики, описаны в [9], хотя сам способ представления результатов несколько иной:

$$\bar{\mathcal{G}}'_r(\gamma, b) = \mathcal{G}'_{r\infty}(\gamma, \Delta\mathcal{G}_{sy}) + \left( 1 - \mathcal{G}'_{r\infty}(\gamma, \Delta\mathcal{G}_{sy}) \right) e^{-k_j b}, \quad (9)$$

Здесь

$\mathcal{G}'_{r\infty}(\gamma, \Delta\mathcal{G}_{sy}) = -\frac{\gamma \Delta\mathcal{G}_{sy}}{(1 + \gamma) \ln(1 - \rho_{\text{в}} \gamma \Delta\mathcal{G}_{sy} / (\rho_{\text{в}} + \gamma \rho))}$ ,  $\gamma = \rho_s / \rho_l$  (отношение массовых долей капель и газа),  $b = 3\rho C_{\mu} U_{12} l_u / (8\rho_{\text{в}} r_s u'_{r0})$ ,  $\Delta U_{s\Sigma} \approx \sqrt{U_{12}^2 + u'_{r0}{}^2} / 4$  – среднее значение скорости движения капель относительно газа с учетом турбулентных пульсаций,  $u'_{r0} = v_{\text{т0}} / l_u$  – пульсационная скорость газа в данной точке при отсутствии капель,  $l_u$  – длина пути смешения (для точки в свободной струе РД на расстоянии  $l$  от среза сопла  $l_u \approx 0,0095l$ );

$\Delta\mathcal{G}_{sy} = U_{12} / u'_{r0}$ ,  $k_1 = 2,28$  – эмпирический коэффициент, полученный методом наименьших квадратов по результатам решения модельной задачи о перемещении турбулентного моля газа в среде с каплями [9].

Такое же решение используется и для определения первой составляющей турбулентной кинематической вязкости капельной фазы. Эта составляющая учитывает движение капельной фазы, вызванное турбулентностью газа. Вторая составляющая учитывает разброс скоростей капель, имеющих разные размеры (по [10] отношение радиусов распыленных капель, соответствующих значениям функции распределения 0,8 и 0,2, составляет около 2, эта же величина принята в данной работе):

$$v_{\text{тс}} = v_{\text{тс1}} + v_{\text{тс2}}. \quad (10)$$

Здесь  $v_{\text{тс1}} = \bar{v}_{\text{тс1}} v_{\text{т0}}$ ,  $\bar{v}_{\text{тс1}} = v_{\text{тс1}\infty}(\gamma, \Delta\mathcal{G}_{sy}) (1 - e^{-k_2 b^k})$ ,

$k_2 = 0,233$ ,  $k_3 = 1,144$ ,

$$v_{\text{тс1}\infty}(\gamma, \Delta\mathcal{G}_{sy}) =$$

$$= \begin{cases} \frac{\gamma \Delta\mathcal{G}_{sy}}{(1 + \gamma) \ln(1 - \gamma \Delta\mathcal{G}_{sy}) (1 - (1 + \gamma) \ln(1 - \gamma \Delta\mathcal{G}_{sy}) / \gamma)}, & \gamma \Delta\mathcal{G}_{sy} < 1 \\ 0, & \gamma \Delta\mathcal{G}_{sy} \geq 1 \end{cases}$$

$v_{s2} = \lambda_s u'_{s20}$ ,  $\lambda_s = \min(r_s / (3\sqrt{2}\alpha_s), 8r_s u'_{s20} \rho_{\text{в}} / (3\rho C_{\mu} U_{12}))$  – длина свободного пробега капель,  $u'_{s20} = \min(\Delta a_{\mu s} \tau, U_{12} / 2)$  – разброс скоростей движения капель разного размера,  $\Delta a_{\mu s} = 3\rho U_{12}^2 [C_{\mu 2} / r_{s2} - C_{\mu 1} / r_{s1}] / (8\rho_{\text{в}})$  – разброс ускорений капель разного размера,  $r_{s2} = r_s \sqrt{2}$  и  $r_{s1} = r_s / \sqrt{2}$  – больший и меньший радиусы,  $C_{\mu 1}$  и  $C_{\mu 2}$  – значения коэффициентов сопротивления (см. пояснения к формуле (5)) при радиусах капель  $r_{s1}$  и  $r_{s2}$  соответственно,  $\tau_{U12} = \frac{8r_s \rho_{\text{в}}}{3C_{\mu} U_{12} (\rho_s + \rho_l)}$  –

характерное время установления скорости движения капель (динамической релаксации). В качестве граничных условий при расчете на стенках ставятся условия непротекания, скольжения и отсутствия теплоотдачи, а на свободной границе – «неотражающие» граничные условия, построенные так, чтобы избежать отражения волн разрежения и сжатия от границы, а при установившемся течении – поддерживать статическое давление, равное атмосферному при дозвуковом выходе газа из расчетной области, и давление торможения, равное атмосферному, – при втекании в расчетную область воздуха. В основе этих условий – представление внешней (по отношению к расчетной области) среды как массы газа, которая приходит в движение под действием сил давления и им-

пульса газа, истекающего из расчетной области. На срезе сопел задаются параметры истекающих продуктов сгорания, на срезе распылителей – параметры водокапельного потока (расход, размеры и скорость капель).

Задача решается с использованием явной схемы 1-го порядка по времени. Для определения потоковых слагаемых в газе использовался метод Годунова с ограничителем Чакравати-Оши 3-го порядка точности [11]; для капельной фазы – аналогичная схема с введением квазидавления на границах, на которых происходит столкновение потоков высокой плотности. Для обеспечения устойчивости при расчете быстротекающих процессов межфазного взаимодействия использовалась схема с расщеплением по физическим процессам. Один расчетный шаг состоит из 5 этапов. На первом учитываются все процессы, кроме межфазного взаимодействия и дробления капель. На втором учитывается силовое, а на третьем – тепловое взаимодействие газовой и капельной фаз. Для обеспечения устойчивости при малых размерах капель на обоих этапах используются аналитические приближения. На четвертом этапе учитывается испарение капель, а на пятом – их дробление в газовом потоке. Для повышения точности расчета течения капельной фазы в окрестности распылителей используются элементы траекторного подхода.

### 3. Численные исследования

В работе рассматриваются следующие схемы водоподачи.

1) Внутрискруйная [2]. В данной схеме патрубков водоподачи (в сечении имеет форму, близкую к квадрату) подводится в приосевую часть струи РД и там производится впрыск воды. Поскольку верхняя часть патрубка испытывает прямое воздействие высокотемпературной и высоконапорной струи, часть воды подается через щели на верхнюю поверхность для ее охлаждения и с них стекает вниз. В процессе дальнейшего течения капли постепенно перемешиваются с газом и испаряются, уменьшая его температуру. Такая система использовалась в СК РКН «Зенит», «Зенит-3SL» и в одном из вариантов СК «РКН» «Энергия» и используется ныне в СК РКН «Наро-1» (KSLV-1) и «Ангара».

2) Внешнеискруйная. Так будем называть систему, в которой одна или несколько водокапельных струй подаются извне в направлении струи РД, взаимодействуют с ней, начиная от периферийной части, после чего капли проникают во внутреннюю часть струи РД, постепенно перемешиваясь с ней. Такая схема использовалась в другом варианте СК «РКН» «Энергия» и в некоторых зарубежных СК.

Были проведены сравнительные расчеты для перечисленных систем. Рассматривался СК для односопловой РКН с РД типа РД-191. Принимались следующие параметры на срезе (пересчет к модели идеального газа): давление на срезе  $p_a = 0,080$  МПа, число Маха  $M_a = 3,6$ , температура газа на срезе  $T_a = 2000$  К, газовая постоянная  $R_r = 310$  Дж/кг/К, коэффициент адиабаты  $k_r = 1,2$ , диаметр среза  $D_a = 1,43$  м, угол полураскрыва сопла  $8^\circ$ . Расход продуктов сгорания через сопло 630 кг/с. Рассматривалось воздействие струи на газоотражатель, наклоненный к оси струи под углом  $30^\circ$ . Расстояние от среза сопла до точки пересечения оси РД с плоскостью ГО принималось равным 14,5 м.

Сначала рассмотрим внутрискруйную систему водоподачи. Некоторые результаты исследований – расчетных и экспериментальных (масштаб 1/5) для такой системы были приведены в [12]. Там же приводится сопоставление расчетных и экспериментальных данных, доказывающее адекватность используемой модели. Отметим, что результаты, приводимые ниже, получены по усовершенствованной модели (учет турбулентного переноса капельной фазы) и на более подробной сетке.

Анализ расчетных и экспериментальных данных показывает, что для повышения эффективности охлаждения вода должна вводиться в струю вблизи среза сопла (чем меньше расстояние от среза до распылителя, тем больше длина газокапельной струи от распылителя до ГО и тем сильнее капли перемешиваются с газом). По этой причине, а также учитывая, что в свободном газокапельном струйном течении возмущения практически не распространяются навстречу струе, данную задачу удобно разбить на две: расчет свободной струи РД от среза сопла, ее взаимодействия с патрубком водоподачи и дальнейшего свободного газокапельного струйного течения и расчет взаимодействия газокапельного струйного течения с газоотражателем. При этом результаты расчета свободного течения над газоотражателем (на расстоянии 1,5–2,0 диаметра струи от его поверхности) могут быть использованы в качестве входных граничных условий. При этом, «разворачивая» и «сдвигая» свободную струю, можно смоделировать разное взаимное расположение патрубка относительно газоотражателя.

Результаты расчета свободной газокапельной струи приводятся на рис. 1. Цветом показаны температура торможения газа (рис. 1, а) и плотность капельной фазы (рис. 1, б), линиями – изолинии чисел Маха, векторами (направление – от точки) – направления скоростей газа (рис. 1, а) и капельной фазы (рис. 1, б). Слева показаны поля в плоскости симметрии патрубка, справа – в сечении А-А. На рис. 1, б толстыми голубыми стрелка-

ми показаны области водопадачи I (распылитель) и II (щели на верхней поверхности наклонного патрубка). В данном примере расход воды через щели составляет 400 кг/с; через распылитель – 500 кг/с. Из рис. 1 видно, что ниже подводящего патрубка образуется след с высокой концентрацией капельной фазы (более 4 кг/м<sup>3</sup>) и низкой температурой и скоростью газа. При взаимодействии с газовыми струями капли воды дробятся, нагреваются и начинают испаряться; происходит выравнивание скоростей капель и газа. Часть воды выбрасывается из струи (область  $y < -2$  м). Более высокоскоростной и высокотемпературный газ распространяется в подковообразной области (рис. 1, а, сечение А-А).

Поля течения при взаимодействии газокapельной струи с наклонной преградой (газоотражателем) представлены на рис. 2. Рассматриваются два варианта: с подводом патрубка со стороны вершины газоотражателя – вариант 1 и с противоположной стороны – вариант 2. В первом случае капли, распыляемые из щелей на верхней поверхности патрубка, распространяясь в следе под патрубком вместе с охлажденным газом, попадают в окрестность критической точки (точка на поверхности ГО, из которой газ растекается во все стороны; в варианте 1 точка расположена левее края рисунка) и далее растекаются вместе с газом по поверхности ГО. В результате ГО практически по всей поверхности защищается каплями и те-

пловые потоки в его поверхности, рассчитанные по полуэмпирической методике, не превышают  $q_{\max} = 0,16$  кВт/см<sup>2</sup> (а в пределах пятна воздействия близки к нулю), а максимальное давление на ГО составляет  $\Delta p_{\max} = 1,4$  ати. При обратном расположении патрубка область с повышенной концентрацией капельной фазы находится со стороны, противоположной ГО. В результате в критическую точку попадает высокотемпературный газ из «подковообразной» струи, не содержащий капель. Этот газ растекается по поверхности ГО, изолируя ее от капель, распространяющихся в приосевой части струи. В результате параметры теплового и силового воздействия ( $q_{\max} = 1,2$  кВт/см<sup>2</sup>,  $\Delta p_{\max} = 4,8$  ати) оказываются соизмеримыми с параметрами при отсутствии охлаждения.

Далее рассмотрим схему внешеструйного охлаждения. В этой схеме вода подается под большим напором из патрубка, расположенного вне струи, – в ее периферийную часть. Из описанных выше расчетов ясно, что предпочтительной является подача воды со стороны ГО (в этом случае вода может попасть в окрестность критической точки, что позволит эффективно охладить ГО). Была проведена серия расчетов, в которых варьировались расположение патрубка, скорость и дисперсность распыла. Результаты расчетов сведены в таблицу. В качестве примера на рис. 3 приводятся результаты расчетов для варианта 4. Расчеты показывают, что внешеструйная система может

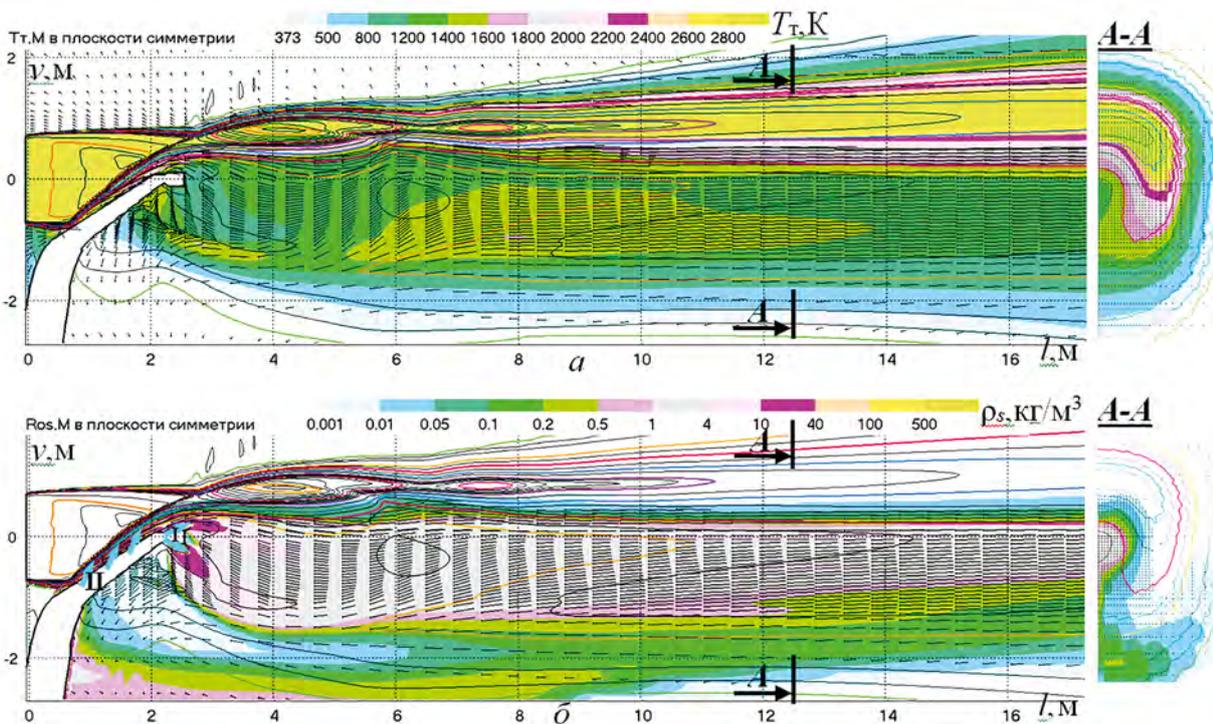


Рис. 1. Внутреструйная система охлаждения. Свободная газокapельная струя. Течение в плоскости симметрии патрубка: а – температура газа; б – плотность капельной фазы. Толстыми голубыми векторами показаны направления водопадачи: I – из распылителя; II – из охлаждающих щелей

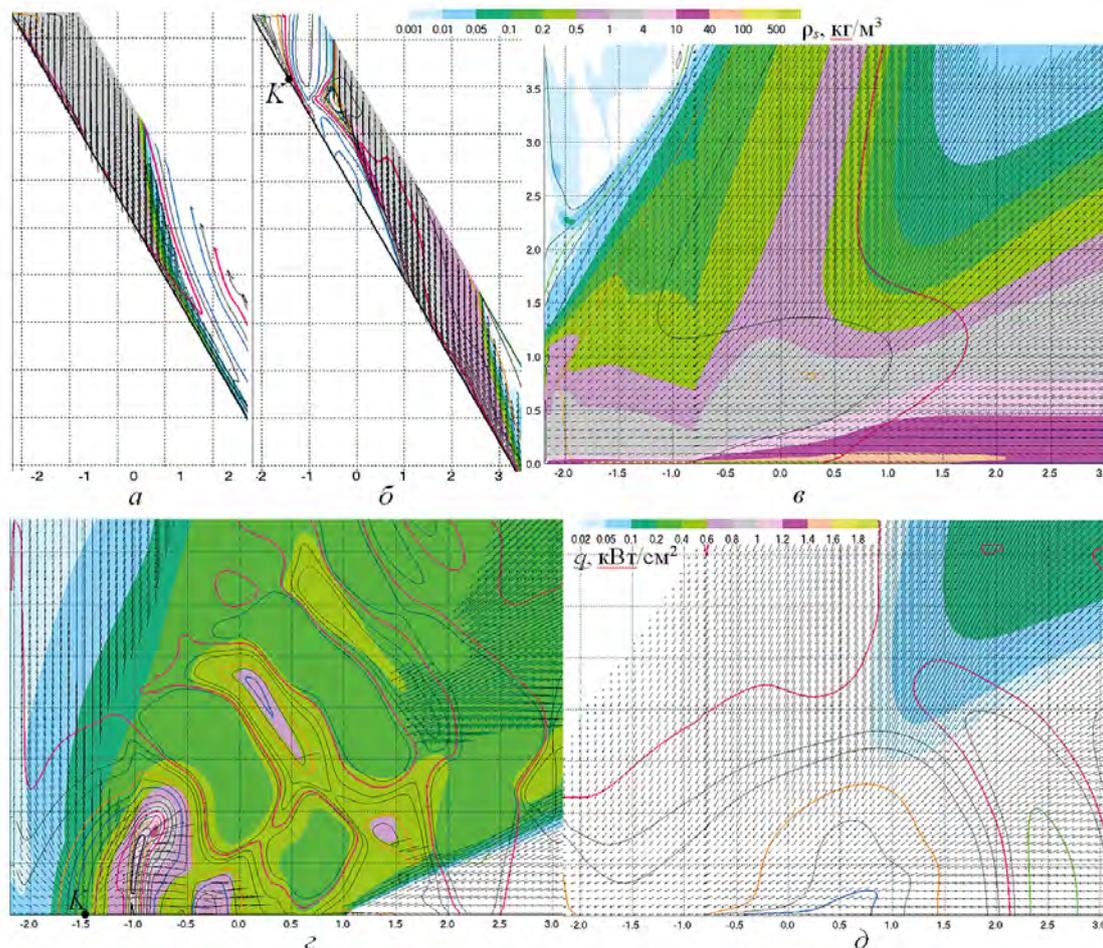


Рис. 2. Взаимодействие газокapельной струи с ГО при работе внутрискapульной системы охлаждения: *a* – течение в плоскости симметрии, поле плотности капельной фазы и изолинии числа Маха, вариант 1; *b* – то же, вариант 2; *c* – то же, течение по ГО, вариант 1; *d* – плотности тепловых потоков и изолинии давления, вариант 1; *d* – то же, вариант 2

Таблица

№	Схема	Углы распыла воды, °		Высота распылителя над ГО, м	Радиус капель, мкм	Расход воды, кг/с	Скорость распыла, м/с	Плотн. кап. фазы в кр. точке, кг/м <sup>3</sup>	Макс. давление на ГО, ати	Макс. тепловой поток в ГО, кВт/см <sup>2</sup>
		a	a							
1	внутр.	0	45	10	250	900	30	50	1,4	0,16
2	внутр.	180	45	10	250	900	30	0	4,8	1,2
3	внеш.	0	45	8,3	100	1100	35	200	2,27	≤ 0,02*
4	внеш.	0	45	8,3	100	1350	27	70	2,7	0,6
5	внеш.	0	45	8,3	100	1250	20	40	3,3	0,75
6	внеш.	0	45	8,3	100	1170	15	30	4,1	0,8
7	внеш.	0	45	8,3	250	1070	35	100	-	≤ 0,02
8	внеш.	0	0	3,8	100	1280	35	15	2,3	0,5
9	внеш.	0	0	3,4	100	1280	35	50	3,5	1,1
10	внеш.	0	0	14	100	1280	35	35	1,45	≤ 0,02
11	внеш.	0	0	14	100	1000	27	25	1,7	0,5
12	внеш.	180	0	14	100	1280	35	0	2,7	0,8

\*Значения максимальных тепловых потоков для внешнеструйной системы определялись в пределах пятна воздействия газовой струи на ГО.

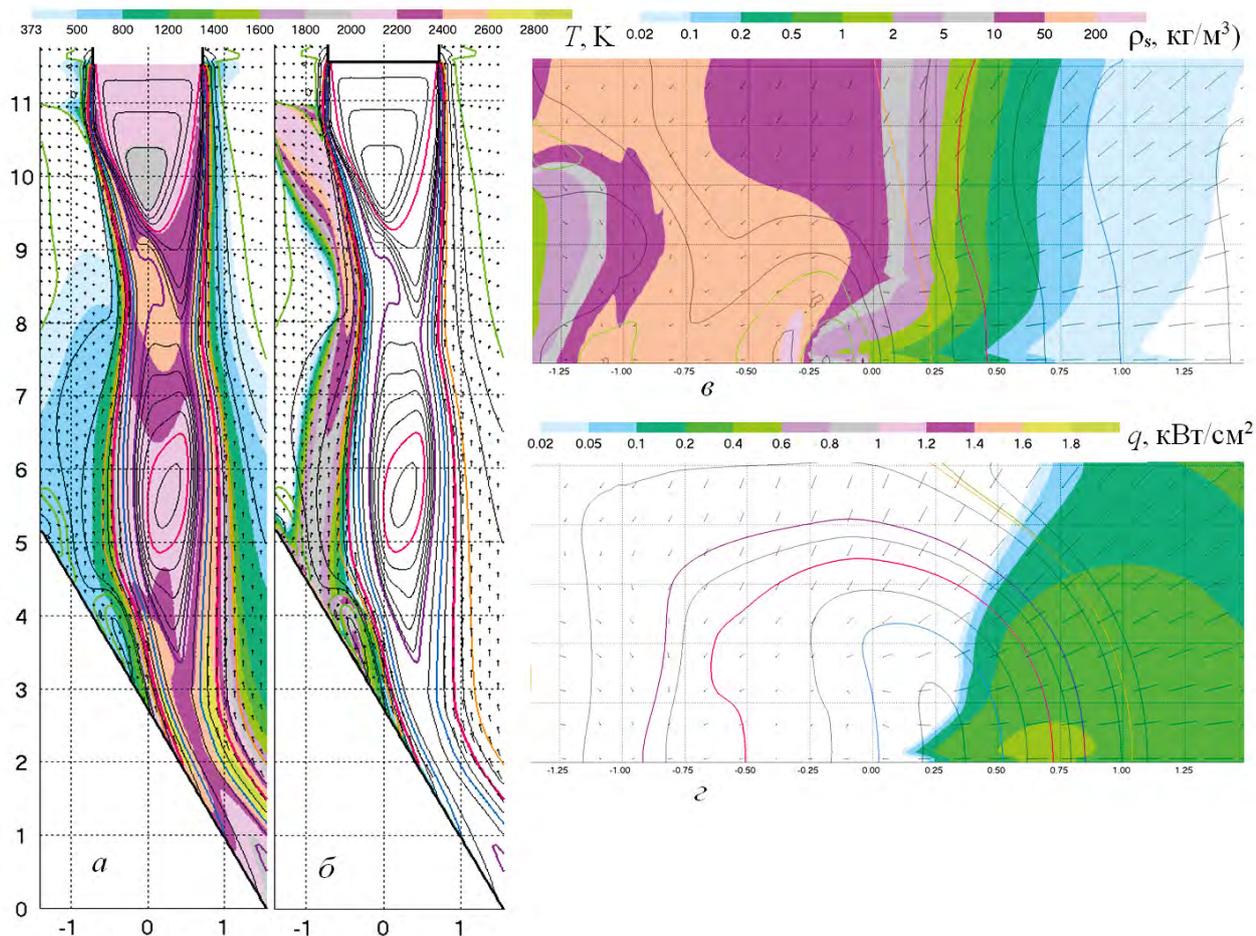


Рис. 3. Результаты расчета для системы внешеструйного охлаждения (вариант 4):  
 а – поле температур газа в плоскости симметрии; б – поле плотности капельной фазы  
 в плоскости симметрии; в – поле плотности капельной фазы по ГО;  
 г – тепловые потоки в поверхность ГО

сравниться по эффективности охлаждения с внутреструйной только при повышенной скорости распыла (повышенном напоре воды). Следует, однако, отметить, что при выборе схемы водоподдачи эффективность охлаждения газотражателя не является единственным критерием. Часто необходимо, чтобы эта система снижала акустическое излучение струи. С этой точки зрения внешеструйная

система, подающая воду в зарождающийся слой смешения, турбулентность в котором является основной причиной шумоизлучения, может иметь преимущество. Другим ее достоинством является конструктивная простота.

## Список литературы

1. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Инженерное пособие. Кн. 1 / под общ. ред. И. В. Бармина. М. : Полиграфикс-РПК, 2005. 416 с.
2. Газодинамика стартовых комплексов / Г. П. Бирюков, А. Б. Бут, В. А. Хотулев, А. С. Фадеев. М. : Рестарт, 2012. 364 с.
3. Результаты расчётно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газотражателем стартового сооружения / В. Г. Дегтярь, Е. С. Меркулов, А. В. Сафронов, В. И. Хлыбов // Космонавтика и ракетостроение. № 1 (70). 2013. С. 37–45.
4. Расчетные исследования газодинамики старта в обеспечение создания СК РН сверхтяжелого класса / А. В. Сафронов, М. О. Кравчук, Т. О. Абдурашидов, А. Б. Бут // Сб. трудов XLI Академических чтений по космонавтике. М. : МГТУ им. Баумана, 2017.
5. Development of Modeling Capabilities for Launch Pad Acoustics and Ignition Transient Environment Prediction/ Jeff West, Louise L. Strutzenberg, Gabriel C. Putnam, Peter A. Liever, Brandon R. Williams// 18th AIAA/CEAS

- Aeroacoustics Conference; Colorado Springs, CO; 4-6 Jun. 2012; United States 33rd AIAA Aeroacoustics Conference; Colorado Springs, CO; 4-6 Jun. 2012.
6. Волков К. Н., Емельянов В. Н. Течения газа с частицами. М. : Физматлит, 2008. 600 с.
  7. Нигматулин Р.И. Динамика многофазных сред. Ч.1. М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 464 с.
  8. Сафронов А. В. О применимости моделей турбулентной вязкости для расчета сверхзвуковых струйных течений // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2012. Т. 13, вып. 1.
  9. Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б., Андреев О. В. Использование модели Г. Н. Абрамовича для учета влияния частиц на турбулентность при прикладных численных расчетах сверхзвуковых струйных течений // Сб. трудов VII международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2008). Алушта, 2008.
  10. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей : учеб. пособие / под ред. В. П. Глушко. М. : Машиностроение, 1989. 464 с.
  11. Сравнение некоторых схем сквозного счета. Ч. 1. Стационарные течения / Ю. М. Белецкий, П. А. Войнович, С. А. Ильин, Е. В. Тимофеев, А. А. Фурсенко. Л. : Препринт ИТФ им. А.Ф. Иоффе № 1383, 1989. 67 с.
  12. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных о взаимодействии струи с газоотражателем в случае приосевого впрыска воды / О. В. Андреев, В. П. Зюзликов, Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков, А. Г. Гончар, Т. Т. Соколова, Л. А. Шилов // Космонавтика и ракетостроение. № 3 (56). 2009. С. 5–14.

*История статьи*

*Поступила в редакцию 29 мая 2017 г.*

*Принята к публикации 27 июня 2017 г.*

## INVESTIGATION OF FORCE AND THERMAL LOADING OF JET DEFLECTORS OF LAUNCH COMPLEXES OF SPACE ROCKETS DURING THE WORK OF WATER SUPPLY SYSTEMS

**B. E. Sinilshchikov, V. B. Sinilshchikov**

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D .F. Ustinov,  
Saint Petersburg, Russian Federation*

*In the most of modern launch complexes of space rockets the water supply systems are used to defend the surfaces acted directly upon by high-temperature jet flows from melting. The paper presents the estimation for parameters of force and heat loads of jet deflector during the work of intra-jet and extra-jet water supply systems. The method of numerical simulation for two-phase gas-droplet flows is used. The description of a mathematical model is given. For description of gas flow the Navier-Stokes equations completed with an algebraic model of turbulence are applied, this model being similar to the Prandtl one but taking into account the influence of a droplet phase. Thermodynamic parameters are determined by the model of ideal gas for a mechanical mixture of three components: combustion products, atmospheric air, and vapor (steam) formed as a result of water evaporation. The flow of a droplet phase is calculated on the base of continual approach with using the elements of trajectory approach. The resistance, evaporation of droplets, and droplet breakup are taken into consideration.*

*The calculation is performed for the range from the nozzle section of the rocket engine to the jet deflector. The values of heat flows in the surface are estimated by means of the parameters of a gas-droplet flow impinging upon a barrier. The results of calculation are presented for the versions which differ in the scheme of water supply systems, disposition of branch tubes, and spray velocity and dispersability.*

*Keywords: rocket engine, jet, jet deflector, water supply, heat flows, evaporation, breakup.*

### References

1. *Tekhnologicheskiye ob'ekty nazemnoy infrastruktury raketno-kosmicheskoy tekhniki* [Technological objects of ground-based infrastructure of rocket-and-space engineering]. Engineering manual. Book 1. Edited by I. V. Barmin. Moscow, Poligraphiks-RPK Publ., 2005, 416 p. (In Russian)
2. Biryukov G. P., But A. B., Khotulev V. A., Fadeev A. S. *Gazodinamika startovykh kompleksov* [Gasdynamics starting complexes]. Moscow, Restart Publ., 2012, 364 p. (In Russian)
3. Degtyar' V. G., Merkulov E. S., Safronov A. V., Khlybov V. I. *Rezul'taty raschetno-eksperimentalnykh issledovaniy gazodinamicheskikh protsessov pri vzaimodeistvii mnogoblochnykh struy raketnykh dvigateley s gazootrazhatelem startovogo sooruzheniya* [Results of calculation and experimental studies of gas-dynamic processes in the interaction of multi-block jets of rocket engines with the gas reflector of the launch facility]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, no. 1 (70), 2013, pp. 37–45. (In Russian)

4. Safronov A. V., Kravchuk M. O., Abdurashidov T. O., But A. B. *Raschetnye issledovaniya gazodinamiki starta v obespecheniye sozdaniya SK RN sverkhlyazhelogo klassa* [Calculation studies of the gasdynamics of the launch in ensuring the creation of the launch complex of the super-heavy-class launch vehicle]. *Sbornik trudov XLI Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. Moscow, MGTU im Baumana Publ., 2017. (In Russian)
5. Jeff West, Louise L. Strutzenberg, Gabriel C. Putnam, Peter A. Liever, Brandon R. Williams. Development of Modeling Capabilities for Launch Pad Acoustics and Ignition Transient Environment Prediction. 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference; Colorado Springs, CO; 4-6 Jun. 2012; United States 33rd AIAA Aeroacoustics Conference; Colorado Springs, CO; 4-6 Jun. 2012.
6. Volkov K. N., Emel'yanov V. N. *Techniya gaza s chastitsami* [Gas flows with particles ]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 600 p. (In Russian)
7. Nigmatulin R.I. *Dinamika mnogofaznykh sred* [Dynamics of multiphase media]. Part I. Moscow, Nauka. Fiz.-mat.lit Publ., 1987, 464 p. (In Russian)
8. Safronov A. V. *O primenimosti modeley turbulentnoy vyazkosti dlya rascheta sverkhzvukovykh struynykh techeniy* [About the applicability of models of turbulent viscosity for the calculation of supersonic jet flows]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike*, 2012. vol. 13, no. 1. (In Russian)
9. Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B., Andreev O. V. *Ispol'zovaniye modeli G. N. Abramovicha dlya ucheta vliyaniya chastits na turbulentnost' pri prikladnykh chislennykh raschetakh sverkhzvukovykh struynykh techeniy* [Using the model of GN Abramovich to take into account the effect of particles on turbulence in applied numerical calculations of supersonic jet flows ]. *Sb. trudov VII Mezhdunarodnoy konferentsii po neravnovesnym protsessam v soplakh i struyakh (NPNJ-2008)*. Moscow, 2008. (In Russian)
10. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [The theory of rocket engines]. Edited by V. P. Glushko, Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1989, 464 p. (In Russian)
11. Beletskiy Yu. M., Voynovich P. A., Il'in S. A., Timofeev E. V., Fursenko A. A. *Sravnenie nekotorykh skhem skvoznogo scheta* [Comparison of some cross-account schemes]. *Chast' 1. Statsionarnye techeniya*, L. Preprint ITF im. A.F. Ioffe no. 1383, 1989, 67 p. (In Russian)
12. Andreev O. V., Zyuzlikov V.P., Sinilshchikov B.E., Sinilshchikov V.B., Gonchar A.G., Sokolova T.T., Shilov L.A. *Sopostavleniye raschetnykh i eksperimental'nykh dannykh o vzaimodeistvii strui s gazootrazhatelem v sluchae priosevogo vpryska vody* [A comparison of the calculated and experimental data on the interaction of a jet with a gas reflector in the case of an axial injection of water]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, № 3 (56), 2009, pp. 5-14. (In Russian)

**Article history**

Received 29 May 2017

Accepted 27 June 2017

## СИНХРОНИЗАЦИЯ БОРТОВОЙ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С СИСТЕМНЫМ ВРЕМЕНЕМ ГЛОНАСС ПРИ ПОМОЩИ АППАРАТУРЫ РАДИОНАВИГАЦИИ

**Р. Б. Ковалёв**

*АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва»,  
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

*Спутниковая навигационная система представляет собой комплекс орбитальных объектов, контрольных станций и приёмников потребителей, имеющих жёсткую привязку по пространственно-временным параметрам. Более того, большинство параметров орбитального движения навигационных космических аппаратов с точки зрения потребителя выражается через функции от времени. Обычно коррекция бортовой шкалы времени происходит эпизодически, при её уходе относительно системной шкалы больше допустимого значения.*

*В данной статье рассматривается метод синхронизации бортовой шкалы времени космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах с системной шкалой времени ГЛОНАСС по измерениям навигационных параметров при помощи аппаратуры радионавигации. Представлены результаты компьютерного моделирования для подтверждения реализуемости алгоритма синхронизации. Данный материал относится к измерительной технике и может быть использован для улучшения определения частотно-временных параметров высокостабильных генераторов (мер времени и частоты), размещённых на подвижных объектах, например на самолётах или космических аппаратах системы ГЛОНАСС.*

*Ключевые слова: бортовая шкала, космический аппарат, контур синхронизации.*

Для многих космических аппаратов (КА) в настоящее время актуальна проблема наличия высокостабильной бортовой шкалы времени (БШВ). Традиционно для обеспечения высокой стабильности БШВ используются бортовые синхронизирующие устройства, построенные на базе цезиевых или водородных атомных стандартов частоты [2, 3], которые имеют суточную нестабильность частоты порядка  $10^{-13} \dots 10^{-14}$ . Для поддержания столь высокой стабильности создаются сложные бортовые аппаратные комплексы, обеспечивающие функционирование атомного стандарта в условиях постоянной температуры, минимального влияния внешних и внутренних электромагнитных полей, исключения вибраций, что приводит к увеличению массогабаритных параметров КА и его стоимости. При этом для обеспечения синхронизации БШВ с наземными опорными шкалами требуется проводить периодические сеансы сверки и коррекции с использованием специального контура синхронизации на борту и специальных наземных средств. Для обеспечения погрешности

синхронизации шкал на уровне единиц или сотен наносекунд требуется проводить от одного до нескольких сеансов сверки с наземной опорной шкалой времени в сутки.

Система ГЛОНАСС является источником точного времени, и ее применение для синхронизации бортовых шкал времени и получения сигналов высокостабильной частоты позволит отказаться от использования сложных и дорогих бортовых атомных стандартов частоты.

Использование синхронизации БШВ по сигналам системы ГЛОНАСС позволяет разгрузить и упростить наземный контур управления и обеспечить возможность реализации длительного автономного функционирования КА на геостационарной орбите (ГСО) и высокоэллиптической орбите (ВЭО) в условиях, когда КА долгое время могут находиться вне зоны видимости наземных комплексов и когда не представляется возможным обеспечить синхронизацию БШВ традиционным способом.

В настоящей статье рассматриваются результаты исследования способа синхронизации частоты и времени по измерениям навигационных

сигналов системы ГЛОНАСС и GPS при использовании относительно недорогих и малогабаритных прецизионных термостатированных кварцевых опорных генераторов с возможностью подстройки частоты.

ШВ в аппаратуре радионавигации формируется из гармонического сигнала 10 МГц от кварцевого генератора, суточная нестабильность частоты которого составляет  $5 \cdot 10^{-10}$ , а кратковременная секундная нестабильность на уровне  $2 \cdot 10^{-12}$  [4, 5]. Без коррекции этот тип генератора обеспечивает относительное отклонение действительного значения частоты на уровне  $10^{-7} \dots 10^{-8}$  и без дополнительных систем сверки и синхронизации не пригоден для использования в качестве источника высокостабильной БШВ. Для обеспечения высокой стабильности был разработан метод подстройки частоты опорного генератора аппаратуры радионавигации (АРН) и синхронизации ШВ АРН с системной шкалой времени ГЛОНАСС на основе измерений навигационных параметров (псевдодальности и псевдоскорости) по сигналам навигационных космических аппаратов (НКА) ГЛОНАСС/GPS при помощи АРН.

В разработанном алгоритме учитываются исходные данные, которые можно получить при помощи АРН, а именно:

- измеренные значения псевдодальности  $PD$  и доплеровского смещения частоты (ДСЧ)  $FD$ ;
- векторы кинематических параметров (ВКП) КА и НКА;
- цифровая информация, извлеченная из эфемерид и альманахов НКА и содержащая поправки ШВ НКА к ШВ систем ГЛОНАСС, GPS.

Путем ряда математических операций из исходных данных получаются выражения для отклонения времени ШВ АРН от системной шкалы времени ГЛОНАСС и относительного отклонения частоты опорного генератора по измерениям от  $i$ -го НКА [1]:

$$dt[i] = \tau_{\text{НКА}}[i] + \frac{r[i] - PD[i]}{c},$$

$$d\gamma[i] = \gamma_{\text{НКА}}[i] - \frac{FD[i]}{F_{\text{ЛIT}}[i]} - (1 + \gamma_{\text{НКА}}[i]) \frac{V[i]}{c},$$

где дальность  $r$  и скорость  $V$  рассчитываются по векторам кинематических параметров; литерная частота  $F_{\text{ЛIT}}$ , временная  $\tau_{\text{НКА}}$  и частотная  $\gamma_{\text{НКА}}$  поправки извлекаются из альманахов НКА.

Так как имеет место наличие погрешностей в исходных данных, рассчитанные по вышеописанным формулам величины подвергаются отбраковке для исключения аномальных измерений, усредняются по всем НКА и оцениваются путем линейной фильтрации Калмана. Полученные оценки отклонения времени  $\hat{dt}$  и относительного отклонения частоты  $\hat{d\gamma}$  используются для формирования управляющего воздействия, которое, изменяя частоту опорного генератора, сводит отклонение ШВ АРН от системной шкалы времени ГЛОНАСС к минимально возможному. Обобщенная схема контура управления частотой и временем представлена на рис. 1.

Для подтверждения реализуемости алгоритма синхронизации ШВ АРН с системной шкалой времени ГЛОНАСС/GPS, определения ошибки синхронизации по времени и нестабильности частоты генератора было проведено компьютерное моделирование для варианта опорного генератора с кратко-

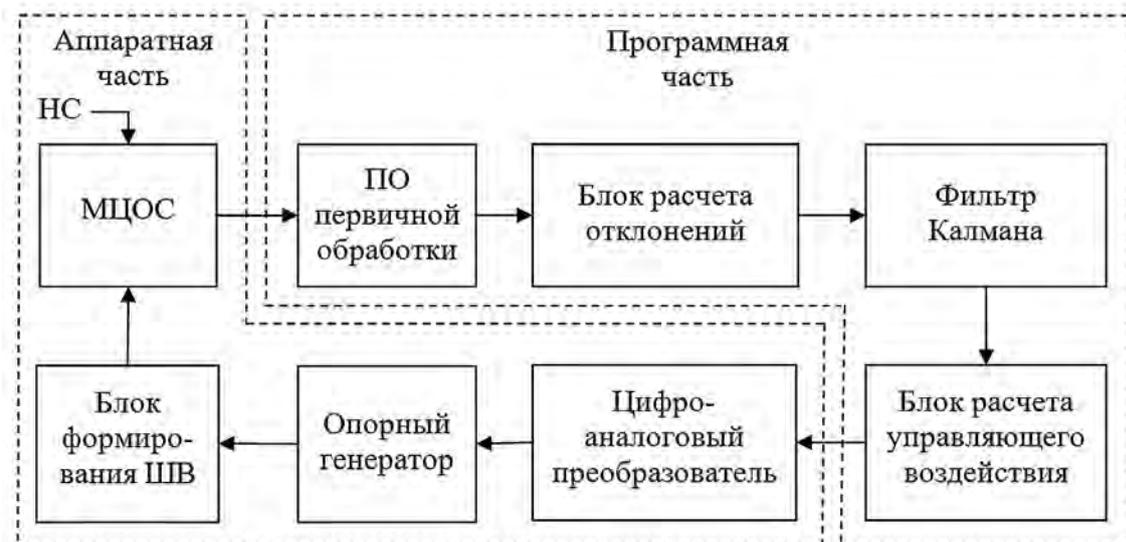


Рис. 1. Обобщенная схема контура управления частотой и временем:  
 НС – навигационный сигнал; МЦОС – модуль цифровой обработки сигнала;  
 ПО – программное обеспечение

временной нестабильностью частоты  $2 \cdot 10^{-12}$  за 1 секунду и долговременной –  $5 \cdot 10^{-10}$  за сутки.

В результате моделирования среднеквадратичного отклонения (СКО) времени составило 50 нс, нестабильность частоты за час (сутки, год) не больше  $5 \cdot 10^{-11}$  при условии постоянного наличия измерений аппаратурой радионавигации. При условиях разрывного навигационного поля (наличие перерывов в измерениях длительностью до 2 часов с интервалом повторения не менее 6 часов), характерных для КА, находящихся на ГСО и ВЭО, достижимое СКО времени составляет око-

ло 500 нс при нестабильности частоты за сутки (год) не более  $10^{-10}$ . Нестабильность частоты за 1 секунду в обоих случаях не превышает значения  $3 \cdot 10^{-12}$ . В дополнение добавим, что при использовании рассмотренного метода синхронизации на нестабильность частоты генератора не будет оказывать влияния смена температурных режимов, флуктуация напряжения питания и смещение рабочей точки, вызванное старением элементов генератора. Алгоритм, разработанный по данному методу, внедряется в БА АРН для одного из КА, проектируемых АО «ИСС» в настоящее время.

## Список литературы

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина. М. : ИПРЖР, 1998. 400 с.
2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.
3. Технология производства космических аппаратов : учеб. / Н. А. Тестоедов, М. М. Михнев, А. Е. Михнев [и др.] ; Федер. агентство по образованию, Сиб. гос. аэрокосм. ун-т им. М. Ф. Решетнева, ОАО «Информ. спутниковые системы» им. М. Ф. Решетнева. Красноярск : СибГАУ, 2009. 349 с.
4. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с., ил.
5. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцев [и др.] ; под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. – 408 с.

*История статьи*

*Поступила в редакцию 5 мая 2017 г.*

*Принята к публикации 14 июня 2017 г.*

## SYNCHRONIZATION OF ON-BOARD SCALE IN SPACECRAFT WITH GLONASS SYSTEM TIME USING RADIONAVIGATION EQUIPMENT

**R. B. Kovalyov**

*JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

*Currently there is a problem of spacecraft time scale synchronization. One of the main problems is trajectory parameters and satellite coordinates measurement. The satellite navigation system is a complex of orbital objects, control stations and user receivers that have space-time referencing. Moreover the most parameters of the orbital motion of the navigation space craft are expressed through time functions from consumer point of view. Usually the on-board time scale correction occurs sporadically, under its offsetting relative to the system scale more than allowable value.*

*The spacecraft on-board time scale synchronization method on Geostationary and High Elliptical Orbits with the GLONASS time scale system based on measurements of navigation parameters using radionavigation equipment is considered. The computer simulation results for acknowledgement of synchronization algorithm feasibility are presented here. This report relates to the instrumentation and can be used to improve the determination of the time - frequency parameters of very stable oscillators (time and frequency measure) placed on mobile objects, for example, aircraft or spacecraft of the GLONASS system.*

*Keywords: board scale, spacecraft, synchronization circuit.*

## References

1. Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. *Global'naya sputnikovaya radionavigacionnaya sistema GLONASS* [Global satellite radio navigation system GLONASS]. Moscow, IPRZHR, 1998. 400 p. (In Russian)

2. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
3. Testoyedov N. A., Mikhnev M. M., Mikhnev A. E. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology of spacecraft production]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2009., 352 p. (In Russian)
4. Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. [e. a.] *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya*. [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian)
5. Shebshaevich V. S., Dmitriev P. P., Ivantsevich N. V., Kalugin A. V., Kovalevsky E. G., Kudryavtsev I. V., Kutikov V. Yu., Molchanov Yu. B., Maksyutenko Yu. A. *Setevye sputnikovye radionavigacionnye sistemy* [Network satellite radio navigation systems]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1993, 408 p. (In Russian)

**Article history**

Received 5 May 2017

Accepted 14 June 2017

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТЕРМОСТОЙКИХ ПЛАСТИКОВ И ИХ ИСПЫТАНИЕ В СОСТАВЕ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

**А. В. Побелянский, А. И. Мустейкис,  
А. А. Галаджун, Д. С. Круглов**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

*В рамках сотрудничества БГТУ «ВОЕНМЕХ» с ООО «Современное оборудование» (группа компаний «Солвер») был реализован проект по изготовлению основных узлов мало-размерного газотурбинного двигателя, оценке деталей, их дальнейшему испытанию, а также проведена предварительная оценка применения аддитивных технологий в аэрокосмической отрасли.*

*В качестве объекта исследования в данном проекте был выбран малогабаритный газотурбинный двигатель с расчетной тягой 10 кгс. Актуальность выбора объекта исследования объясняется тем, что в настоящее время в России активно разрабатываются беспилотные летательные аппараты, а также силовые установки для них.*

*Все детали малогабаритного газотурбинного двигателя можно условно отнести к трём температурным диапазонам эксплуатации, что позволило выделить ряд его деталей, которые могут быть изготовлены методом FDM из термостойкого пластика.*

*В рамках проекта были решены следующие задачи:*

- проведение предварительных расчетов теплового состояния деталей в составе малогабаритного газотурбинного двигателя;*
- печать деталей, оценка точности изготовления, качества поверхности;*
- проведение испытаний деталей в составе малогабаритного газотурбинного двигателя;*
- съём деталей и проведение дефектации;*
- анализ полученных данных, выводы и рекомендации по применению аддитивных технологий термостойких пластиков в авиакосмической отрасли.*

*Печать проводилась на производственных мощностях ООО «Современное оборудование» на 3D-принтере Stratasys Fortus 900 mc. После удаления поддерживающих структур была проведена оценка качества поверхности деталей и замеры шероховатости исследуемых элементов. Собранный двигатель был испытан на кафедре «Двигатели и энергоустановки ЛА» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.*

*Предварительные результаты проекта позволяют утверждать, что внедрение аддитивных технологий термостойких пластиков в процесс разработки малогабаритных газотурбинных двигателей позволяет в достаточно короткие сроки создать и испытать различные варианты конструкций, что позволит сократить время разработки подобных двигателей и теоретически повысить их эффективность за счет снижения массы конструкции.*

*Ключевые слова: аддитивные технологии, малогабаритный газотурбинный двигатель, термостойкие пластики.*

В настоящее время в рамках сотрудничества ООО «Современное оборудование» (группа компаний «Солвер») и БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова реализуются проекты, направ-

ленные на исследование возможности изготовления и функционального применения деталей аэрокосмической отрасли, полученных методами аддитивных технологий из термостойких пластиков.

Аддитивные технологии термостойких пластиков находят все больше применение в аэрокосмической отрасли, например, проекты компании

Stratasys [2], проект «Aurora» [1, 4] (рис. 1) и многие другие. Наиболее подходящими для таких целей являются пластики типа PPSF и линейка пластиков ULTEM, в частности ULTEM 1010, специально разработанный для аэрокосмической отрасли.

Можно перечислить следующие преимущества применения аддитивной технологии термостойких пластиков методом экструзии полимерных нитей (FDM):

- повышение гибкости проектирования;
- уменьшение сроков изготовления функциональных прототипов, переход к прямому цифровому производству;
- снижение массы деталей на 40–50 %.

В качестве объекта исследования в данном проекте был выбран малоразмерный газотурбинный двигатель (МГТД) с расчетной тягой 10 кгс (рис. 2).

Такой двигатель способен поднимать в воздух беспилотный летательный аппарат (БПЛА) массой до 50 кг. Актуальность выбора объекта исследования объясняется тем, что в настоящее время в России активно ведутся разработки БПЛА, а также силовых установок для них. В качестве силовых установок для БПЛА могут использоваться малоразмерные электродвигатели, ДВС или ГТД, но при этом применение именно ГТД в качестве силовой установки БПЛА обеспечивает большую скорость и маневренность аппарата.

Все детали МГТД могут быть условно отнесены к трем температурным диапазонам эксплуатации (рис. 3):

- I – низкотемпературный (150–220 °С);
- II – среднетемпературный (300–400 °С);
- III – высокотемпературный (свыше 500 °С).



Рис. 1. Проекты компаний Stratasys и Aurora Flight Sciences

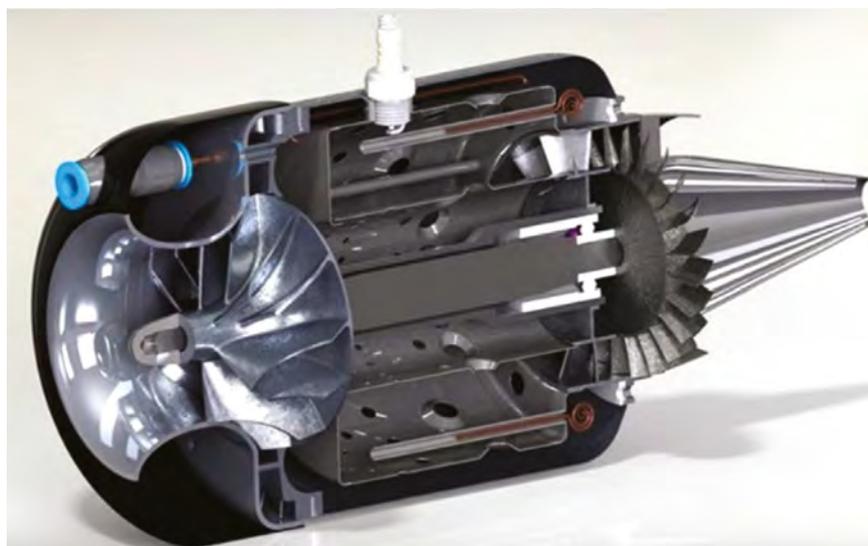


Рис. 2. Модель выбранного МГТД

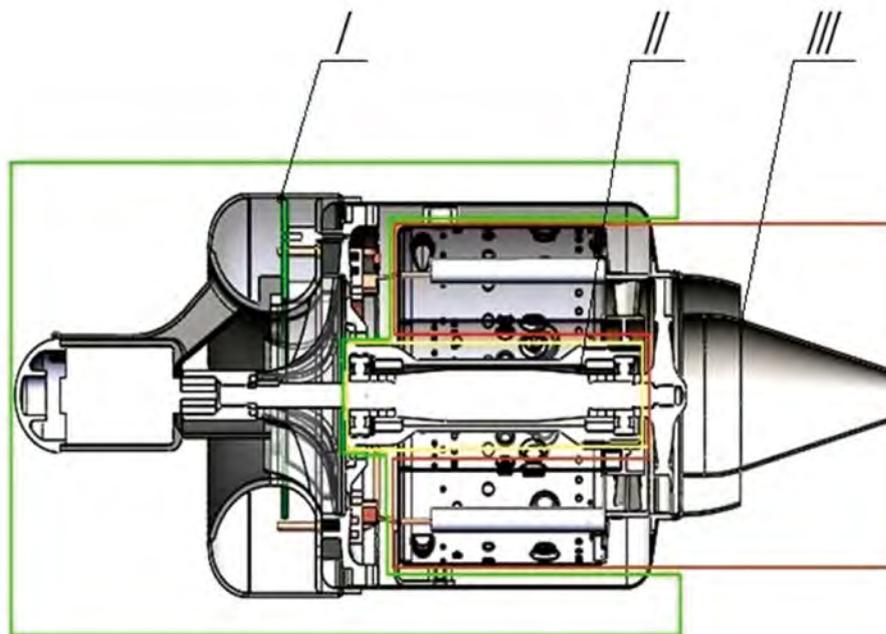


Рис. 3. Температурные зоны эксплуатации

Это позволило выделить ряд деталей МГТД (рис. 4): крышку компрессора; колесо компрессора; диффузор, а также корпус камеры сгорания, которые могут быть изготовлены методом FDM из термостойкого пластика.

Далее был проведен расчет теплового состояния конструкции МГТД для условий, соответствующих максимальному режиму работы (рис. 5). Анализ распределения температуры по сечению МГТД показал, что выбранные детали испытывают умеренную тепловую нагрузку с температурой до 200 °С. При этом в зоне контакта корпуса камеры сгорания с корпусом соплового аппарата турбины имеется локальное превышение температуры свыше 200 °С, что говорит о необходимости использования в данной области теплоизолирующих материалов, например, прокладок из паронита.



Рис. 4. Детали, изготовленные методом FDM

Из имеющихся в настоящее время термостойких пластиков стоит рассматривать для данной задачи следующие (табл. 1): PPSF; ULTEM 1010; ULTEM 9085 [3, 5]. В ходе сравнения названных пластиков с наиболее распространенным в авиастроительной отрасли материалом дюралюминием (дюраль Д16) для печати деталей был выбран материал ULTEM 1010, как наиболее подходящий по температуре эксплуатации.

Печать деталей проводилась на производственных мощностях ООО «Современное оборудование» на 3D-принтере Stratasys Fortus 900 mc.

После удаления поддерживающих структур была проведена оценка качества поверхности деталей. На исследуемых поверхностях корпуса камеры сгорания и диффузора шероховатость Ra составила примерно 20 мкм (рис. 6). При этом профиль шероховатости имеет повторяющуюся волнообразную структуру с четким разделением слоев наносимого материала. Данный тип шероховатости получается в результате обработки поверхности при удалении поддержек.

Собранный МГТД был установлен на испытательном стенде кафедры «Двигатели и энергоустановки ЛА» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. МГТД размещался на подвижной платформе, связанной с тягоизмерительной системой. Предварительная раскрутка ротора МГТД обеспечивалась электростартером, связанным с ротором через обгонную муфту. Подача топлива (керосин ТС-1) осуществлялась шестеренным насосом и регулировалась сигналом ШИМ от пульта управления.

Состав испытательного стенда (рис. 7): топливный насос 1, клапан запального топлива 2, клапан основного топлива 3, запальное устрой-

Таблица 1

Сравнительная характеристика термостойких пластиков

Материал	Температура тепловой деформации (1,82 МПа), °С	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Временное сопротивление разрыву, МПа	Линейный коэффициент термического удлинения, 10 <sup>-6</sup> °С <sup>-1</sup>
PPSF	189	1280	55	55
ULTEM 1010	213	1270	37–81	47
ULTEM 9085	153	1340	42–69	65
Дюраль Д16	Рекомендуемая T <sub>экспл.</sub> не более 230 °С	2800	460	22

ство 4, тягоизмерительная система 5, датчик давления в КС 6, датчик числа оборотов ротора 7.

В ходе испытаний МГТД из-за сбоя циклограммы запуска режимных параметров достичь не удалось. При частоте вращения ротора примерно 10 000 об/мин произошел прогар стенки корпуса камеры сгорания и разрушение топливного коллектора, которое привело к возгоранию задней стенки диффузора и ее частичному короблению. Однако в целом детали из термостойких пластиков даже в условиях локального возгорания со-

хранили свои геометрические размеры и частично функционал.

В связи с вышеперечисленными обстоятельствами результаты испытаний деталей из термостойких пластиков в составе МГТД следует считать предварительными. Тем не менее полученные результаты позволяют сделать некоторые выводы.

1. Детали, изготовленные из термостойких пластиков методами аддитивных технологий, пригодны для использования в качестве испытательных макетов МГТД с незначительными доработ-

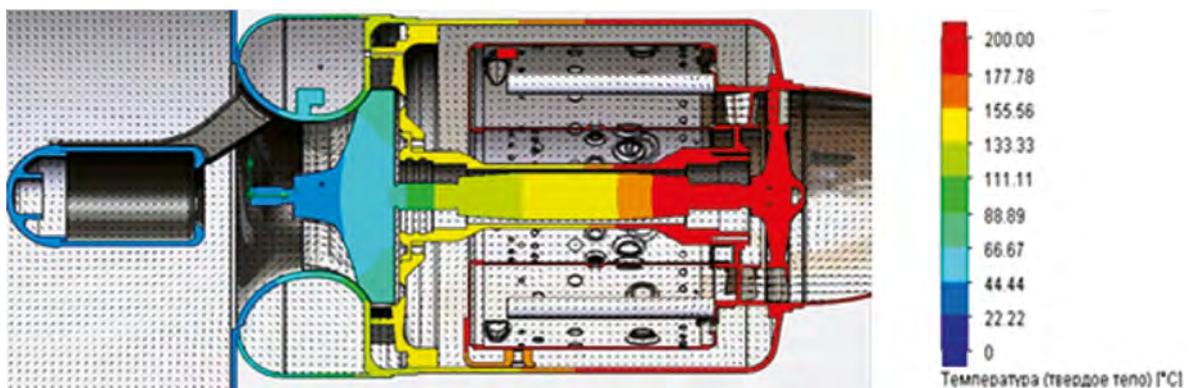


Рис. 5. Результаты теплового расчёта конструкции МГТД

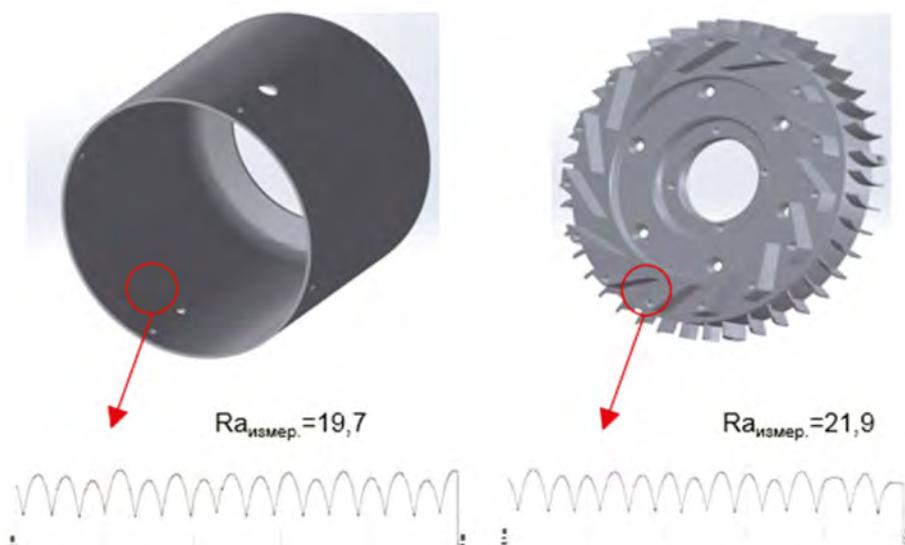


Рис. 6. Профиль шероховатости поверхности деталей

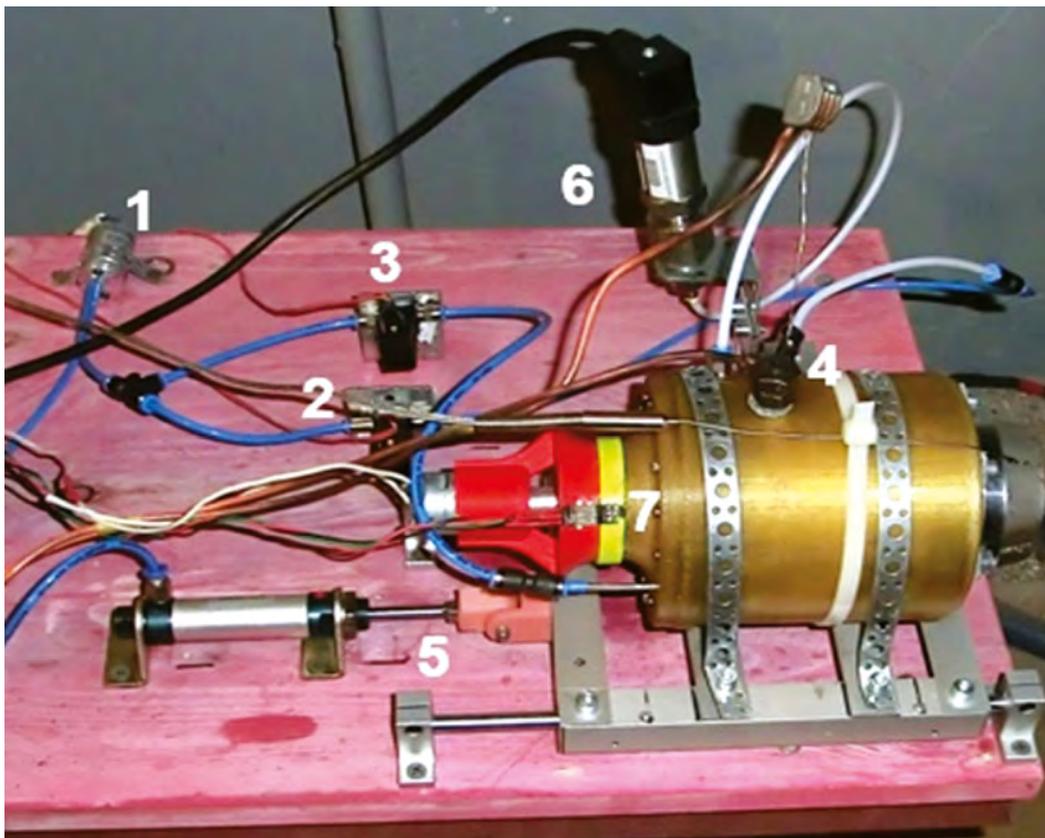


Рис. 7. Испытательный стенд

ками (увеличение толщины стенок, использование теплоизоляции при сборке).

2. Требуются дополнительные испытания для подтверждения возможности использования подобных деталей в качестве полнофункциональных изделий.

3. Современный уровень 3D-печати методом FDM не позволяет изначально достичь качества поверхности и точности размеров деталей, требуемого для аэрокосмической отрасли. Требуется дополнительная механическая постобработка.

4. Желательно разрабатывать немеханические методы постобработки, особенно для деталей сложных форм.

В заключение стоит отметить, что внедрение технологии FDM в процесс разработки МГТД даст возможность в достаточно короткие сроки создать и испытать различные варианты конструкций, что позволит сократить время разработки подобных двигателей и теоретически повысить их эффективность за счет снижения массы конструкции.

## Список литературы

1. Проект «Аврора». 3D печать. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://articles.sae.org/13170/> (дата обращения 11.05.2017).
2. Материалы, готовые для космоса. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://blog.stratasys.com/2016/03/23/atlas-rocket-3d-printed-parts/> (дата обращения 11.05.2017).
3. Инновации в ракетостроении при помощи 3D печати. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.stratasysdirect.com/blog/high-power-rocketry-using-3d-printing/> (дата обращения 11.05.2017).
4. Партнёрство со Stratasys. Проектировка и разработка в проекте «Аврора». [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.cimetrixsolutions.com/resources/case-studies/aerospace> (дата обращения 11.05.2017).
5. Термостойкие пластики для FDM. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.stratasys.com/materials/fdm> (дата обращения 11.05.2017).

**История статьи**

Поступила в редакцию 29 мая 2017 г.  
Принята к публикации 27 июня 2017 г.

## RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF USING PARTS FROM HEAT-RESISTANT PLASTICS AND THEIR TESTING AS PART OF A SMALL-SIZED GAS TURBINE ENGINE

A. V. Pobelyansky, A. I. Musteikis, A. A. Galadzhun, D. S. Kruglov

Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,  
Saint Petersburg, Russian Federation

Within the framework of the cooperation between BSTU «VOENMEH» and LLC «Modern Equipment» (Solver Group of Companies), a project was implemented to manufacture the main components of a small-sized gas turbine engine, evaluate the details, further test them, and also make a preliminary assessment of the application of additive technologies in aerospace industry.

As an object of research in this project was selected small-sized gas turbine engine with a calculated thrust of 10 kgf. The urgency of the choice of the object of the study is explained by the fact that at the present time unmanned aerial vehicles are actively being developed in Russia, as well as power installation for them. All the details of a small-sized gas turbine engine can be conditionally attributed to three temperature ranges of operation, which made it possible to identify a number of parts that can be manufactured by the FDM method from heat-resistant plastic.

Within the framework of the project the following tasks were formulated:

- Preliminary calculations of the thermal state of parts in the small-sized gas turbine engine;
- Printing of parts, evaluation of manufacturing accuracy, surface quality;
- Testing of parts in the small-sized gas turbine engine;
- Removal of parts and defect management;
- Analysis of the data obtained, conclusions and recommendations on the use of additive technologies of heat-resistant plastics in the aerospace industry.

Printing was carried out at the production facilities of OOO Modern Equipment on the Stratasys Fortus 900 mc 3D printer. After removing supporting structures, the surface quality of the parts was measured and the roughness of the test elements was measured. The collected small-sized gas turbine engine was tested at the Department «Engines and power plants of aircrafts» BSTU «VOENMEH» named after D. F. Ustinov. The preliminary results of the project allow us to state that the introduction of additive technologies of heat-resistant plastics in the process of developing a small-sized gas turbine engine makes it possible to create and test various versions of structures in a short time, which will shorten the development time of such engines and theoretically increase their efficiency by reducing the weight of the structure.

Keywords: additive technologies, small-sized gas turbine engine, heat-resistant plastics.

## References

1. *Proekt Avrora. 3D pechat* [Project Aurora. 3D printing]. Available at: <http://articles.sae.org/13170/> (accessed 11 May 2017). (In Russian)
2. *Materialyi, gotovyye dlya kosmosa* [Materials ready for space]. Available at: <http://blog.stratasys.com/2016/03/23/atlas-rocket-3d-printed-parts/> (accessed 11 May 2017). (In Russian)
3. *Innovatsii v raketostroenii pri pomoschi 3D pechati* [Innovations in rocket engineering with the help of 3D printing]. Available at: <https://www.stratasysdirect.com/blog/high-power-rocketry-using-3d-printing/> (accessed 11 May 2017). (In Russian)
4. *Partnyorstvo so Stratasys. Proektirovka i razrabotka v proekte Avrora* [Partnership with Stratasys. Design and development in the project Aurora]. Available at: <http://www.cimetrixsolutions.com/resources/case-studies/aerospace/> (accessed 11 May 2017). (In Russian)
5. *Termostoykie plastiki dlya FDM* [Heat-resistant plastics for FDM]. Available at: <http://www.stratasys.com/materials/fdm/> (accessed 11 May 2017). (In Russian)

**Article history**

Received 29 May 2017

Accepted 27 June 2017

## СИНТЕЗ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА НА ОСНОВЕ МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ С ПОВОДЫРЕМ

**О. А. Толпегин, П. Ю. Литвинова**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

*Рассматривается управление малым космическим аппаратом с использованием двигателя-маховика при действии возмущений, статистические свойства которых неизвестны, но ограничены по абсолютной величине. Задача рассматривается как дифференциальная игра двух игроков, так как в качестве одного игрока, стратегия которого неизвестна, выступает возмущающий момент, а в качестве другого игрока – космический аппарат, управление которого нужно выбрать. Особенность решения состоит в том, что множество управлений малого космического аппарата разбивается на два подмножества: одно подмножество управлений используется для компенсации возмущений, а второе – для решения исходной задачи при отсутствии возмущений. Полученная траектория называется траекторией поводыря. Множество управлений разделить на два удается в редких случаях, поэтому в данной работе заранее выделяется подмножество управлений для решения исходной задачи при отсутствии возмущений, строится траектория поводыря, а затем в результате моделирования определяется допустимый диапазон возмущений с заданными статистическими свойствами, при которых возможно решение исходной задачи с допустимой точностью. Этот подход можно использовать как для линейных, так и нелинейных систем.*

*В статье данный подход используется для стабилизации малого космического аппарата по углу тангажа. Траектория движения поводыря выбрана с помощью метода фазовых траекторий. Влияние возмущений оценивается по времени переходного процесса. Результаты моделирования иллюстрируют работоспособность предлагаемого подхода для оценки влияния возмущений на возможности управления малого космического аппарата.*

*Ключевые слова: малый космический аппарат, двигатель-маховик, дифференциальные игры, метод управления с поводырем.*

Рассмотрим систему стабилизации по углу тангажа малого космического аппарата (МКА) с двигателем-маховиком. В полете на МКА действует возмущающий момент, статистические характеристики которого неизвестны, но известны пределы, в которых изменяется величина возмущающего момента.

Данную задачу будем рассматривать как дифференциальную игру двух игроков, так как в качестве одного игрока, стратегия которого неизвестна, выступает возмущающий момент, а в качестве другого игрока – космический аппарат, управление которого нужно выбрать.

Рассмотрим систему управления МКА с помощью двигателя-маховика вокруг поперечной

оси, динамика которой определяется системой уравнений:

$$\begin{cases} d\omega_z/dt = 1/J_3 \cdot (-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u + \xi); \\ d\vartheta/dt = \omega_z + v_0, \end{cases} \quad (1)$$

где  $J_3 = J_z - I$ ;  $u = M_{\text{упр}z} = dK/dt = I \cdot d\Omega_z/dt$ ;  $J_3$  – момент инерции космического аппарата без учета момента инерции маховика;  $J_z$  – момент инерции космического аппарата по оси  $Oz$ ;  $I$  – момент инерции маховика;  $u$  – управляющий сигнал;  $M_{\text{упр}z}$  – управляющий момент двигателя-маховика по оси  $Oz$ , который появляется при разгоне маховика и приложен к корпусу летательного аппарата;  $K$  – кинетический момент двигателя-маховика;

$\Omega_z$  – проекция абсолютной угловой скорости маховика по оси Oz;  $\omega_z$  – угловая скорость космического аппарата по оси Oz;  $\vartheta$  – угол тангажа;  $v_0$  – круговая скорость вращения космического аппарата;  $k_\omega$  и  $k_u$  – передаточные числа системы управления;  $\xi$  – возмущающий момент [1].

Управляющий момент удовлетворяет заданному ограничению:

$$|u| \leq \alpha. \tag{2}$$

Возмущающий момент  $\xi$  характеризует внешние силы и внешние неконтролируемые возмущения, действующие на космический аппарат и удовлетворяющие ограничению:

$$|\xi| \leq \beta = \rho \cdot \alpha, \quad 0 < \rho < 1. \tag{3}$$

Задание ограничения на возмущения в виде (3) дает возможность оценить влияние возмущений на управление МКА по углу тангажа.

Заданы граничные условия:

$$\begin{cases} \text{при } t = t_0 = 0, \quad \omega_z(0) = \omega_{z0} = -v_0, \vartheta(0) = \vartheta_0; \\ \text{при } t = T, \quad \omega_z(T) = \omega_{zT} = -v_0, \vartheta(T) = \vartheta_3. \end{cases} \tag{4}$$

Требуется найти управление, обеспечивающее минимум критерия быстродействия системы:

$$\mathfrak{J} = \int_0^T 1 dt \rightarrow \min_u. \tag{5}$$

Момент окончания переходного процесса  $T$  не фиксирован.

Управление системой (1) при наличии возмущений будем рассматривать как антагонистическую дифференциальную игру двух игроков: первый игрок выбирает управление  $u(t)$ , а второй игрок – возмущение  $\xi(t)$ .

Первый игрок стремится минимизировать (5), а второй – максимизировать этот критерий.

Для решения задачи используем игровой метод управления с поводьрем [2, 3].

Множество управлений  $U$  МКА, заданного ограничением (2), разобьем на два подмножества:  $U1$  и  $U2$ . Подмножество  $U1$  используем для решения сформулированной задачи при отсутствии возмущения. Эту траекторию назовем траекторией поводьря. Подмножество  $U2$  используем для компенсации действия возмущений. Подмножество  $U2$  будем задавать с помощью коэффициента  $\rho$ , который изменяется в диапазоне от 0 до 1. Если  $\rho = 1$ , то все ресурсы управления используются для компенсации возмущений и  $U1 = 0$ . При  $\rho = 0$  возмущения отсутствуют и  $U2 = 0$ .

Для исследования действия возмущений предлагается следующий алгоритм.

1. Зададим коэффициент  $\rho$ , который изменяется в диапазоне от 0 до 1, и для множества  $U1$  ограничение на управление МКА зададим в виде

$$|u| \leq \alpha(1 - \rho). \tag{6}$$

2. При этом ограничении решим задачу оптимального быстродействия при отсутствии возмущений и построим оптимальную траекторию. Эту траекторию назовем траекторией поводьря и запишем в память БЦВМ.

3. Решаем задачу о максимальном сближении траектории движения МКА с траекторией движения поводьря при действии возмущений с ограничением (3) при заданном значении коэффициента  $\rho$ . При этом используем все возможности управления МКА, то есть решаем задачу с ограничением (2).

По времени переходного процесса можно оценить влияние возмущений на возможности управления МКА.

Рассмотрим расчет траектории поводьря при заданном значении коэффициента  $\rho$ .

Из выражений (2) и (3) возмущение  $\xi$  и управление  $u$  связаны следующим соотношением:

$$\xi = \rho \cdot u. \tag{7}$$

Из соотношения (7) следует, что  $u \cdot (1 - \rho)$  используется для расчета траектории поводьря, а  $(u \cdot \rho)$  расходуется на гашение возмущений.

Перепишем систему управления (1) с учетом формулы (7):

$$\begin{cases} d\omega_z/dt = (-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u \cdot (1 - \rho)) \cdot J_3^{-1}; \\ d\vartheta/dt = \omega_z + v_0. \end{cases} \tag{8}$$

От задачи Лагранжа перейдем к задаче Майера. Введем новую переменную  $x_0(t)$ , определяемую дифференциальным уравнением

$$dx_0/dt = 1$$

и удовлетворяющую начальным условиям:

$$x_0(t_0) = t_0 = 0. \tag{9}$$

Тогда подлежащий минимизации критерий (5) можно переписать в виде

$$\mathfrak{J}_1 = x_0(T) \rightarrow \min_u$$

и система (8) будет иметь вид

$$\begin{cases} dx_0/dt = 1; \\ d\omega_z/dt = (-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u \cdot (1 - \rho)) \cdot J_3^{-1}; \\ d\vartheta/dt = \omega_z + v_0. \end{cases} \tag{11}$$

Эта система должна удовлетворять граничным условиям (4) и (9).

Для решения задачи используем принцип максимума Л.С. Понтрягина [4, 5]. Составим функцию Гамильтона:

$$H = \Psi^T f;$$

$$\Psi = \begin{bmatrix} \Psi_1 \\ \Psi_2 \\ \Psi_3 \end{bmatrix}, f = \begin{bmatrix} 1 \\ (-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u \cdot (1-\rho)) \cdot J_3^{-1} \\ \omega_z + v_0 \end{bmatrix};$$

$$H = \Psi_1 + \Psi_2 \cdot (-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u \cdot (1-\rho)) \cdot J_3^{-1} + \Psi_3 \cdot (\omega_z + v_0), \quad (12)$$

где переменные  $\Psi_1(t), \Psi_2(t), \Psi_3(t)$  удовлетворяют системе уравнений:

$$d\Psi/dt = -\partial H/\partial x; \quad x^T = [x_0, \omega_z, \vartheta];$$

$$\begin{cases} d\Psi_1/dt = -\partial H/\partial x_0 = 0; \\ d\Psi_2/dt = -\partial H/\partial \omega_z = \Psi_2 \cdot k_\omega/J_3 - \Psi_3; \\ d\Psi_3/dt = -\partial H/\partial \vartheta = 0. \end{cases} \quad (13)$$

Решение системы (13) имеет вид:

$$\begin{cases} \Psi_1(t) = C_0 = \text{const}; \\ \Psi_2(t) = C_1 \cdot e^{k_\omega t/J_3} + C_2/k_\omega \cdot J_3; \\ \Psi_3(t) = C_2 = \text{const}. \end{cases}$$

Функция Гамильтона достигает максимум при управлении вида

$$\tilde{u} = -\text{sign} \left( C_1 \cdot e^{k_\omega t/J_3} + C_2/k_\omega \cdot J_3 \right) \cdot \alpha. \quad (14)$$

Оптимальное управление  $\tilde{u}(t)$  является кусочно-постоянной функцией и меняет знак не более одного раза, так как функция  $\Psi_2(t)$  имеет не более одного нуля.

Для решения задачи синтеза используем метод фазовых траекторий, при этом решение сводится к определению линии переключения, разделяющей фазовое пространство координат  $\omega_z$  и  $\vartheta$  на две области; в одной области оптимальное управление  $\tilde{u}(t) = +\alpha$ , а в другой  $\tilde{u}(t) = -\alpha$ . При попадании фазовой траектории на линию переключения знак оптимального управления изменяется на противоположный.

Для построения линии переключения второе уравнение системы (11) поделим на третье уравнение этой системы:

$$d\omega_z/d\vartheta = \frac{(-k_\omega \cdot \omega_z - k_u \cdot u \cdot (1-\rho))}{(J_3(\omega_z + v_0))}$$

и проинтегрируем от  $\vartheta_0$  до  $\vartheta_T$  правую часть и от  $\omega_{z0}$  до  $\omega_{zT}$  левую часть:

$$-\int_{\omega_{z0}}^{\omega_{zT}} \frac{J_3 \cdot (\omega_z + v_0)}{k_\omega \cdot \omega_z + k_u \cdot u \cdot (1-\rho)} d\omega_z = \int_{\vartheta_0}^{\vartheta_T} d\vartheta;$$

$$\vartheta_T^r = \vartheta_0 - \frac{J_3}{k_\omega} \cdot (\omega_{zT} - \omega_{z0}) + J_3 \cdot (k_u \cdot u \cdot (1-\rho) - k_\omega \cdot v_0) / k_\omega^2 \cdot \ln \left( \frac{(k_u \cdot u \cdot (1-\rho) + k_\omega \cdot \omega_{zT})}{(k_u \cdot u \cdot (1-\rho) + k_\omega \cdot \omega_{z0})} \right), \quad (15)$$

где  $\vartheta_0$  и  $\omega_{z0}$  точка, в которую должна прийти система на фазовой плоскости;  $\vartheta_T^r$  – абсцисса на фазовой плоскости, находящаяся на линии переключения;  $\omega_{zT}$  – текущее значение угловой скорости.

Алгоритм выбора оптимального управления имеет следующий вид:

$$\tilde{u} = \alpha, \text{ если } \begin{cases} \omega_z(t) \geq 0 \text{ и } \vartheta(t) \geq \vartheta_T^r; \\ \omega_z(t) < 0 \text{ и } \vartheta(t) > \vartheta_T^r; \end{cases} \text{ и}$$

$$\tilde{u} = -\alpha, \text{ если } \begin{cases} \omega_z(t) > 0 \text{ и } \vartheta(t) < \vartheta_T^r; \\ \omega_z(t) \leq 0 \text{ и } \vartheta(t) \leq \vartheta_T^r. \end{cases} \quad (16)$$

Построение линии переключения определяет траекторию поводыря.

При управлении с поводырем управление МКА нужно выбирать с использованием алгоритма (16), так как в этом случае траектория МКА будет наискорейшим образом подходить к линии переключения, тогда после попадания на линию переключения, построенную для поводыря, траектория МКА будет колебаться относительно этой линии и отклонение МКА в момент  $T$  от заданного значения будет не больше допустимой величины  $\varepsilon$ , определенной дискретностью выбора управлению.

Рассмотрим результаты моделирования с использованием данного алгоритма.

Исследование проводилось при следующих значениях параметров гипотетического МКА:  $m_{ка} = 31,6$  кг – масса космического аппарата;  $I_m = 0,195 \cdot 10^{-2}$ ,  $I_z = 0,8953$  кг·м<sup>2</sup> – моменты инерции маховика и летательного аппарата с учетом момента инерции маховика по оси Oz;

$$v_0 = 0,001 \text{ рад/с}, k_\omega = 0,083, k_u = 1.$$

Моделирование проводилось при различных  $\rho$  и ограничениях:

$$|u| \leq \alpha, \alpha = M_{упр\_max} = 20 \cdot 10^{-3} \text{ Н} \cdot \text{м}, |\xi| \leq \beta = k_u \cdot \rho \cdot \alpha.$$

Начальные условия имели следующие значения:

$$t_0 = 0, \omega_z(0) = -0,75 \text{ рад/с}, \vartheta(0) = 0,26 \text{ рад}.$$

Фазовые координаты точки, в которую должна прийти система:

$$\vartheta_0 = 0,22 \text{ рад}, \omega_{z0} = -v_0 = -0,001 \text{ рад/с}.$$

Моделирование процесса происходило до достижения заданной угловой скорости и угла тангажа с допустимым отклонением

$$\varepsilon = \sqrt{(\omega_{zT} - \omega_z(T))^2 + (\vartheta_3 - \vartheta(T))^2} \leq 10^{-3} \text{ рад/с.}$$

График линий переключения для  $\rho = 0; 0,2; 0,4; 0,6; 0,8$  представлен на рис. 1.

На рис. 2, 3 представлены графики изменения  $\omega_z(t)$  и  $\vartheta(t)$ , построенные при различных  $\rho = 0,3; 0,5; 0,7$ . Возмущения задавались в виде случайных функций, распределенных по нормаль-

ному закону с нулевым математическим ожиданием, ограниченных величиной  $|\xi| \leq \rho \cdot k_u \cdot \alpha$ , при этом величина  $\alpha$  была равна максимально возможному значению  $\alpha = 20 \cdot 10^{-3}$  Н·м. Таким образом, величина  $\xi$  была ограничена  $|\xi| \leq 0,006$  Н·м.

Во всех рассмотренных случаях двигатель-маховик не переходит в режим насыщения.

Результаты моделирования показывают, что по времени переходного процесса при управлении с псевдоуправлением можно оценить влияние возмущений на возможности управления МКА с двигателем-маховиком.

## Список литературы

1. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическим летательным аппаратом. М. : Машиностроение, 1964. 404 с.
2. Красовский Н. Н., Субботин А. И. Позиционные дифференциальные игры. М. : Наука, 1974. 456 с.
3. Субботин А. И., Ченцов А. Г. Оптимизация гарантии в задачах управления. М. : Наука, 1981. 288 с.
4. Математическая теория оптимальных процессов / Л. С. Понтрягин, В. Г. Болтянский, Р. В. Гамкрелидзе, Е. Ф. Мищенко. М. : Наука, 1969. 384 с.
5. Толпегин О. А. Прикладные методы оптимального управления. Тексты лекций. СПб. : БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2004. 215 с.

### История статьи

Поступила в редакцию 27 июня 2017 г.

Принята к публикации 10 июля 2017 г.

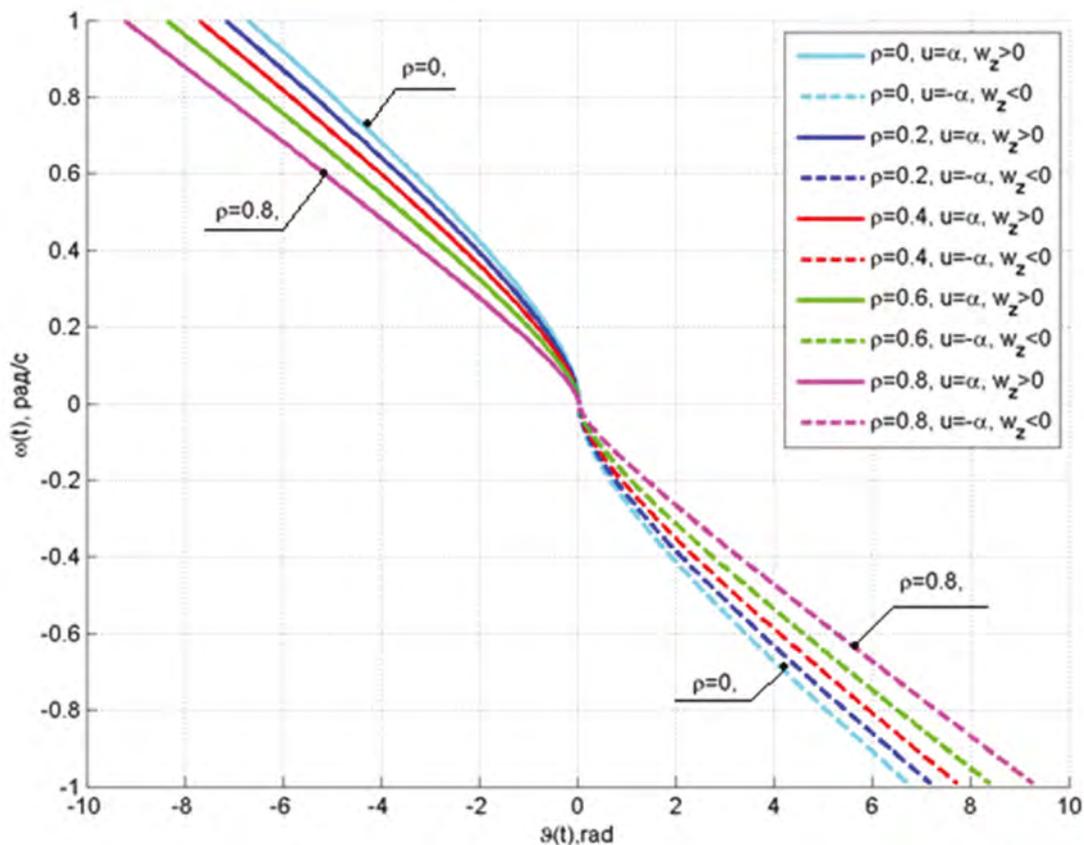


Рис. 1. Испытательный стенд

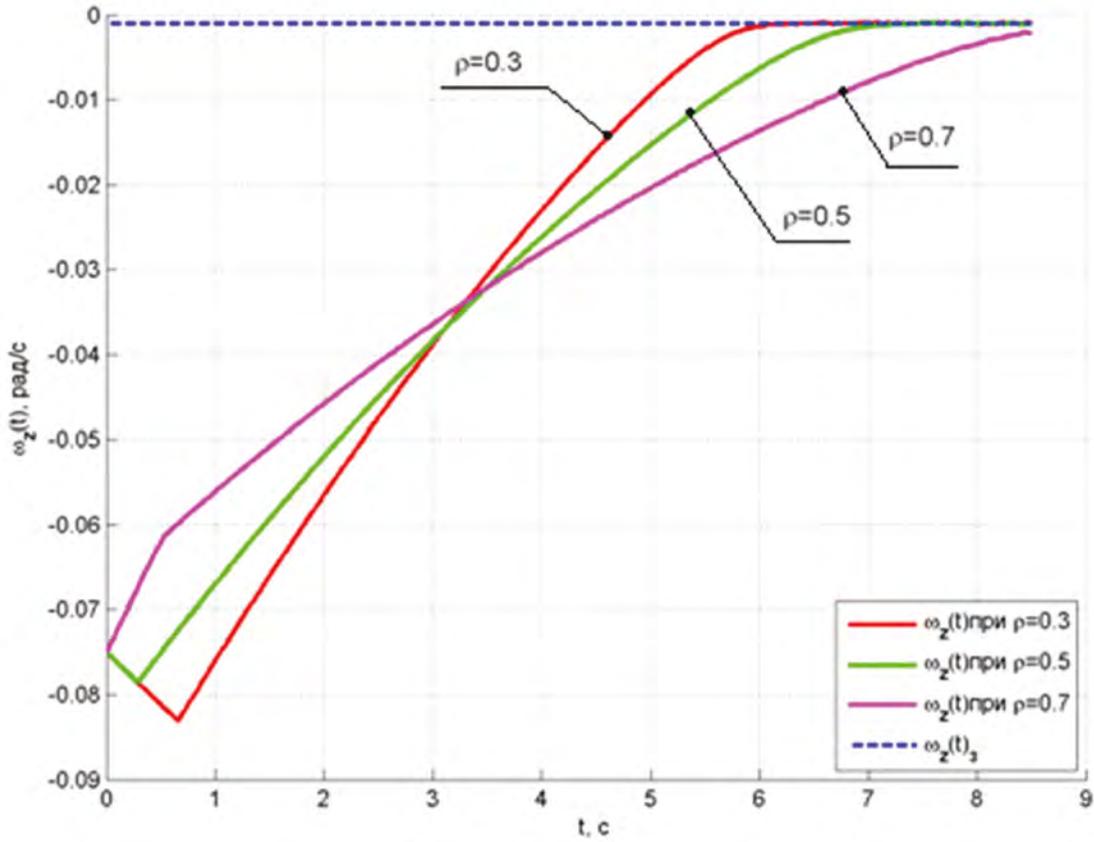


Рис. 2. График переходного процесса  $\omega_2(t)$  при различных  $\rho$

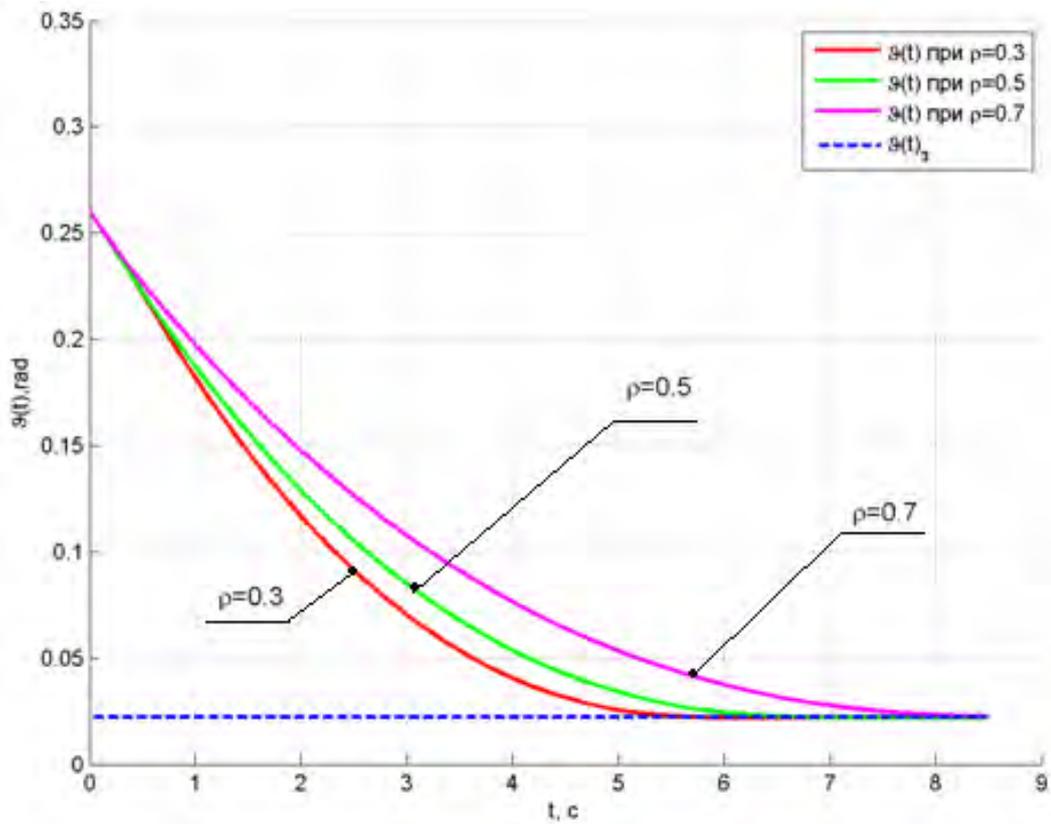


Рис. 3. График переходного процесса  $\theta(t)$  при различных  $\rho$

## SYNTHESIS OF A SMALL SPACECRAFT'S CONTROL USING A FLYWHEEL ENGINE BASED ON THE CONTROL METHOD WITH A GUIDE

**O. A. Tolpegin, P. U. Litvinova**

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,  
Saint Petersburg, Russian Federation*

*The article is about the control of a small spacecraft using a flywheel engine under the action of perturbations whose statistical properties are unknown but are limited in absolute magnitude. The task is considered as a differential game of two players, the one of them is a single player whose strategy is unknown, there is an outrageous moment, and as another player - a spacecraft whose control it is necessary to select. The peculiarity of the solution lies in the fact that the set of controls of a small spacecraft is divided into two subsets: one subset of controls is used to compensate for perturbations, and the second - to solve the initial problem in the absence of perturbations. The resulting trajectory is called the trajectory of the guide. To divide the set of controls into two is possible in rare cases, therefore in this article a subset of controls is pre-allocated to solve the initial problem in the absence of perturbations, the guide track is constructed, and then, as a result of simulation, an admissible range of perturbations with given statistical properties is determined, under which the solution of the original problem is possible With admissible accuracy. This approach can be used for both linear and nonlinear systems.*

*In the article, this approach is used to stabilize a small spacecraft by pitch angle. The trajectory of the guide's movement is chosen using the method of phase trajectories. The influence of disturbances is estimated from the time of the transient process. Simulation results illustrating the operability of the proposed approach for estimating the influence of perturbations on the control capabilities of a small spacecraft are presented.*

*Keywords: small spacecraft, flywheel engine, differential games, control method with guide.*

### References

1. Alekseev K. B., Bebenin G. G. *Upravlenie kosmicheskimi letatel'nymi apparatami* [Spacecraft control]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1964, 404 p. (In Russian)
2. Krasovskij N. N., Subbotin A. I. *Pozicionnye differentsial'nye igry* [Positional differential games]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 456 p. (In Russian)
3. Subbotin A. I., Chencov A. G. *Optimizatsiya garantii v zadachah upravleniya* [Guarantee optimization in control tasks]. Moscow, Nauka Publ., 1981, 288 p. (In Russian)
4. Pontrjagin L. S., Boltjanskij V. G., Gamkrelidze R. V., Mishhenko E. F. *Matematicheskaja teorija optimal'nyh processov* [Mathematical theory of optimal processes]. Moscow, Nauka Publ., 1969, 384 p. (In Russian)
5. Tolpegin O. A. *Prikladnye metody optimal'nogo upravleniya* [Applied methods of optimal control]. Teksty lekcij. Saint-Petersburg, BSTU «VOENMEH» Publ., 2004, 215 p. (In Russian)

**Article history**

*Received 27 June 2017*

*Accepted 10 July 2017*

## ВОПРОСЫ КОММЕРЦИАЛИЗАЦИИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

**Е. А. Морозов, Ю. В. Вилков**

*АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва»,  
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

*Рассмотрены проблемные вопросы коммерциализации интеллектуальной собственности, возможные подходы к развитию сферы использования интеллектуальной собственности и формированию идеологии развития рынка интеллектуальной собственности через создание необходимого инструментария, формирование доступной среды обмена интеллектуальной собственностью. В настоящее время одной из причин, стоящих на пути коммерциализации интеллектуальной собственности и превращения её в самостоятельный коммерческий продукт, является отсутствие идеологии и государственной стратегии развития этого направления с предоставлением разработчикам современных и новационных технических решений необходимых льгот и преференций. Создание новых технических решений, способных к правовой охране и отвечающих требованию мировой новизны, является одним из направлений достижения конкурентного преимущества предприятия и рассматривается как активная составляющая программы инновационного развития. Внедрение современных технологий в сфере управления интеллектуальной собственностью позволит предприятиям и организациям получить дополнительный стимул создания новационных решений и технологий именно с учётом их возможной коммерциализации.*

*Ключевые слова: интеллектуальная собственность, коммерциализация интеллектуальной собственности, рынок интеллектуальной собственности.*

После введения в 2014 году в действие изменений в часть IV Гражданского кодекса Российской Федерации (в ред. Федерального закона от 12.03.2014 № 35-ФЗ) в части вопросов интеллектуальной собственности интерес к этой теме в административных кругах различных министерств и ведомств только растёт. На сегодняшний день в России вопросы защиты интеллектуальной собственности предприятий приоритетных отраслей промышленности являются актуальными и контролируются на государственном уровне. В государственных контрактах на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) в обязательном порядке присутствует раздел об интеллектуальной собственности.

В вопросах регулирования процессов в области интеллектуальной собственности мы, наверное, «впереди планеты всей!». В этой системе функционально задействовано несколько ведомств, основные из них Роспатент, Министерство экономического развития РФ, Министерство образования РФ. А есть и другие очень важные

игроки, фактически это заказывающие структуры – Министерство обороны РФ, ГК «Роскосмос», ГК «Росатом» и многие другие. Первые определяют политику и ведут учёт и контроль результатов интеллектуальной деятельности, вторые выступают заказчиками продукции, при создании которой появляются технические решения, способные к правовой охране.

По вопросу охраны интеллектуальной собственности, распределения прав на неё и, что особо важно, коммерциализации этой собственности (а проще говоря – получения дохода) проводится огромное количество различных совещаний, встреч, круглых столов, семинаров и так далее. В этом многообразии мероприятий прослеживается несколько важных аспектов. Процесс создания среды, в которой было бы удобно и комфортно существовать всем субъектам – потребителям, заказчикам, исполнителям, авторам, – идёт активно, но как-то безуспешно. Общее впечатление от всех мероприятий: все искренне хотят как лучше, получается как всегда. Несмотря на то, что вопросы интеллектуальной собственности находятся в приоритете, отсутствие координации на

межведомственном и межсекторальном уровнях, четко сформулированной стратегии, внятной государственной политики привело к тому, что патентование решений становится делом не только невыгодным, но и зачастую опасным. Нельзя не согласиться с мнением Алексея Демидова, которое он опубликовал при обсуждении прошедшей в начале мая в Экспоцентре на Красной Пресне «Российской недели высоких технологий», в рамках которой состоялось заседание Экспертного совета по научно-технологическому развитию и интеллектуальной собственности при Комитете Государственной Думы РФ по образованию и науке, председателем которого является главный ученый секретарь Президиума РАН академик Михаил Пальцев, а координатором – член Комитета Государственной Думы РФ по образованию и науке доктор политических наук Владимир Кононов. Информация об этом мероприятии была опубликована, в частности, в журнале «Поиск» [1]. Путь от заявлений первых лиц государства до реального действующего рынка интеллектуальной собственности – путешествие из Петербурга в Москву в начале времен: дороги из одних ухабов, на постоянных дворах клопы и кислые щи, ямщики пьяные и дороги не знают для объезда непроезжих мест... Одна из главных причин этого, по мнению Алексея Демидова, – отсутствие идеологии.

Идеология развития рынка интеллектуальной собственности должна получать развитие через создание необходимого инструментария, формирование доступной среды обмена интеллектуальной собственностью, а также посредством формирования системы жесткого контроля незаконного использования объектов интеллектуальной собственности (ОИС). Трудности в решении этих задач объективно связаны в том числе со структурой создаваемой интеллектуальной собственности. Не секрет, что основным заказчиком инновационной продукции является государство, которое финансирует создание военной и специальной техники по различным федеральным целевым программам. Таким образом, большинство технических решений, заявляемых в Роспатент, изначально принадлежат государству. Еще одну существенную долю занимают технические решения, созданные в рамках развития инновационных предприятий в системе высшего профессионального образования – инновационных малых предприятий при университетах. И незначительную долю составляют частные лица. Поэтому говорить о массовом рынке новационных решений пока рано. С точки зрения контроля незаконного использования ОИС сложной является сама процедура, которая заключается в том, чтобы доказать, что использован каждый признак независимого пункта заявки. Только в этом случае патент признается использованным. Доказательство этого

тяжким бременем ложится на собственника (работчика, автора). Поэтому большинство предприятий в надежде обеспечить себе конкурентное преимущество уходят в сферу секретов производства (ноу-хау).

Построение цивилизованного рынка интеллектуальной собственности невозможно без комплексного подхода к систематизации всех взаимосвязанных процессов – от этапа создания технического решения, способного к правовой охране, до этапа извлечения прибыли, то есть коммерциализации данного решения. На пути построения этого рынка есть две крайности – строгая заорганизованность и вседозволенность при полном отсутствии контроля в ожидании того, что рынок сам себя организует. За прошедшие десятилетия всем заинтересованным сторонам стало очевидно, что самоорганизации не происходит.

Активную позицию в этом вопросе заняло Минэкономразвития России. В целях содействия повышению конкурентоспособности и созданию условий для устойчивого развития организаций, реализации их целей и задач в области инновационного и технологического развития, в том числе достижения целевых показателей программ инновационного развития, путем совершенствования механизмов создания и управления правами на результаты интеллектуальной деятельности, в том числе средства индивидуализации департаментом стратегического развития и инноваций Минэкономразвития России разработаны «Рекомендации по управлению правами на результаты интеллектуальной деятельности в организациях».

Положительным качеством этого документа является именно рекомендательный его характер, он не носит императивный характер. Рекомендации аккумулируют лучшие практики многих российских предприятий, и их можно использовать как инструмент в развитии системы управления интеллектуальной собственностью каждым предприятием, учитывая при этом его специфику и уровень развития системы управления интеллектуальной собственностью в целом. В создании рекомендаций принимали участие специалисты Роспатента, Минэкономразвития, Росатома, РЖД, Роскосмоса (в том числе АО «ИСС»), холдингов Газпром и Ростех, авиастроительных компаний и др.

Однако с точки зрения коммерциализации прав на результаты интеллектуальной деятельности в России имеется существенный пробел. При том, что вопросы коммерческой выгоды от интеллектуальной собственности очевидны, в реальной жизни рынок интеллектуальной собственности не заработал. Одним из вариантов продвижения могла бы стать единая online-площадка по торговле патентами, созданная под эгидой государственной структуры (например Минэкономразвития, Минобрнауки, фонда Сколково и др.), поскольку

участие государства в какой-то степени может гарантировать честность при совершении всех юридически значимых действий. При этом подобные площадки могли бы заработать и на уровне корпораций, холдингов. Конечно, такие проекты уже существуют в интернет-пространстве России, например «Магазин брендов и патентов» на площадке GlobalPatent [2], однако они не получили ни широкой известности, ни тем более широкой поддержки. Налицо – отсутствие бизнес-культуры как таковой.

90

Другой проблемой, с которой сталкиваются все участники процесса коммерциализации изобретений, является отсутствие взаимосвязи между потребностями промышленного производства и результатами научно-исследовательской деятельности научно-исследовательских университетов, что является главной причиной высокой доли не востребованных ОИС производственным сектором экономики [3], а также то, что большинство технических решений, созданных самими «производственниками», носят характер улучшения и модернизации уже существующих технических решений, завязанных во многом на технологии, оборудовании, специфике предприятия-разработчика ОИС.

Таким образом, рынок коммерциализации прав на ОИС объективно делится на два крупных сегмента: собственное производство и идеи, которые проще скопировать и довести, что называется, до ума, чем покупать готовое и платить деньги без гарантий возврата инвестиций.

В этой связи развитие процесса коммерциализации изобретений осуществляется с учетом следующих условий:

- 1) любой заказ по линии НИОКР должен иметь своим результатом техническое решение, способное к правовой охране, иначе выполненная работа не отвечает критерию новизны, а является лишь тиражированием и повторением имеющихся решений;
- 2) большая доля патентов, созданных в рамках государственных контрактов, должна иметь двух собственников – и организацию-разработчика, и государство в лице заказчика работ;
- 3) участие государства не должно служить непреодолимым препятствием на пути использования патентов как самим исполнителем, так и третьими сторонами в случае возможного приобретения прав;
- 4) цена, по которой предлагается патент, должна быть адекватной, а не преследовать возврат всех инвестиций, вложенных в проект;
- 5) контроль за использованием патента после заключения лицензионного соглашения должен осуществляться в разумных пределах;
- 6) следует развивать online-площадки по торговле патентами, причём платой за вход на неё могло

бы стать внесение своих патентов, способных к коммерческой реализации, при этом покупка патентов должна осуществляться за разумные средства.

Среди предприятий ГК «Роскосмос» АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнёва (АО «ИСС») является достаточно активным участником на рынке создания интеллектуальной собственности. В компании планомерно идет развитие системы управления правами на результаты интеллектуальной деятельности, направленной на получение максимального эффекта от созданных технических решений. С учетом специфики решетнёвской фирмы большинство из запатентованных решений используется в собственном производстве с целью обеспечения конкурентного преимущества. Развитие системы управления правами на результаты интеллектуальной деятельности тесно связано с программой инновационного развития общества. При этом программа инновационного развития компании АО «ИСС» признана лучшей в ракетно-космической отрасли. Такое решение принято на заседании рабочей группы госкорпорации «Роскосмос».

Программа развития предусматривает, что предприятие к 2025 году достигнет конкурентных позиций по главным направлениям его деятельности, то есть по разработке и изготовлению автоматических космических аппаратов, спутниковых платформ и модулей полезных нагрузок, систем и подсистем спутников (бортовой радиоэлектронной аппаратуры, электромеханических устройств, антенн, антенно-фидерных устройств).

В программе приоритетными направлениями работы АО «ИСС» названы создание опережающего научно-технологического задела в проектировании, производстве и испытаниях новых поколений спутников. В числе приоритетов модернизация и разработка новых элементов спутниковых платформ, подсистем космических аппаратов и бортовой аппаратуры различного целевого назначения с функциональными характеристиками, превосходящими мировой уровень; создание новых технологий изготовления спутников и их элементов, обеспечивающих сокращение сроков проектирования до 1 года, а также переход на пятый технологический уклад [4].

Поскольку АО «ИСС» – предприятие с более чем полувековой историей, здесь накоплен богатый опыт прикладной космической деятельности и огромный научно-технический потенциал, который является одним из основных активов компании. Поэтому защита и сохранение объектов интеллектуальной собственности – важнейшее направление развития решетнёвской фирмы.

В АО «ИСС» создается несколько видов интеллектуальной собственности. Это объекты авторского права, к которым относятся ста-

ты, диссертации, отчёты по НИР, программы для электронно-вычислительных машин (ЭВМ) и т. д., и объекты промышленной собственности, в том числе изобретения, полезные модели, промышленные образцы, «ноу-хау», рационализаторские предложения. Опыт работы с интеллектуальной собственностью на предприятии насчитывает почти 50 лет. В отличие от многих предприятий отрасли, здесь сохранена патентно-информационная служба в виде управления информационного обеспечения (УИО), которая обеспечивает получение нескольких десятков патентов в год. На предприятии работает немало людей, занимающихся изобретательской деятельностью. Новейшие разработки сибирских спутникостроителей неоднократно удостаивались высших наград международных салонов в Швейцарии, Бельгии и других странах.

Необходимо отметить, что сегодня АО «ИСС» широко известно в мире своими изобретениями не

только в области создания всех систем космических аппаратов [5–7], но и холодильных установок и их агрегатов, тепловых труб, фитоионизаторов, термосвай, мобильных солнечных электростанций – то есть технических решений сугубо «земных» задач.

Таких компаний, как АО «ИСС», в России немало. И если каждая из них предложит другим предприятиям и фирмам (в том числе инновационным компаниям, малым предприятиям) свои решения для внедрения и создания новой конкурентоспособной продукции, то таким образом постепенно будет создаваться необходимая бизнес-культура, в которой все участники рынка интеллектуальной собственности смогут чувствовать себя уверенно, комфортно и использовать технические решения на законных основаниях и с максимальной выгодой как для своего развития, так и для государства в целом.

## Список литературы

1. Александров В. Вода не течет. Как управлять интеллектуальной собственностью? // ПОИСК. 2017. № 18–19. Режим доступа: <http://www.poisknews.ru/theme/science-politic/24915/>
2. Биржа по продаже/покупке патентов и брендов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://globalpatent.ru/magazin-brendov-i-patentov.html>
3. Окунев Д. В., Майкова С. Э., Гвоздецкая И. В. Алгоритм применения маркетинговых инструментов коммерциализации объектов интеллектуальной собственности вуза // Интеллектуальная собственность. Промышленная собственность. 2016. № 12.
4. Лучшая программа развития [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.iss-reshetnev.ru/media/news/news-130617>
5. Патент РФ № 2541598 С2 МПК В64G1/22 В64G1/50 Способ компоновки космического аппарата. Заявка № 2013117474/11 от 16.04.2013 / Тестоедов Н. А., Косенко В. Е., Халиманович В. И. и др. Бюл., 2015. № 5.
6. Патент РФ № 2542797 С2 МПК В64G1/50 Способ компоновки космического аппарата. Заявка № 2013117778/11 от 17.04.2013 / Тестоедов Н. А., Косенко В. Е., Халиманович В. И. и др. Бюл., 2015. № 6.
7. Патент РФ № 102014 МКПО/12-07 Аппарат космический. Заявка № 2015504582/22 от 11.12.2015 / Вашкевич В. П., Выгонский Ю. Г., Лябчук В. Б. и др. Бюл., 2017. № 2.

*История статьи*

*Поступила в редакцию 6 июня 2017 г.*

*Принята к публикации 5 июля 2017 г.*

## QUESTIONS OF COMMERCIALIZATION OF INTELLECTUAL PROPERTY IN THE SPACE INDUSTRY

**Е. А. Морозов, Ю. В. Вилков**

*JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation*

*The article describes the problematic issues of commercialization of intellectual property, possible approaches to the development of intellectual property field of usage and to philosophy formation of intellectual property market development by creation of required toolkit and formation of accessible environment of intellectual property exchange. At the present time, one of the reasons of commercialization of intellectual property and altering it into individual commercial product is lack of philosophy and national development strategy of this direction along with providing designers with modern and innovative technical solutions, necessary benefits and preferences. The creation of new legally protected technical*

*solutions, meeting the requirements of international novelty is one of the goals to achieve competitive advantage of an enterprise and is treated as an active component of the Innovative development program. The implementation of modern technologies in the sphere of intellectual property management will allow enterprises and organizations to get extra incentive to create innovative solutions and technologies taking into account their possible commercialization.*

*Keywords: intellectual property, commercialization of intellectual property, the intellectual property market.*

## References

1. Alexandrov V. *Voda ne techet. Kak upravlyat' intellektual'noj sobstvennost'yu?* [Water does not flow. How to manage intellectual property?]. Poisk, 2017, no.18-19. Available at: – <http://www.poisknews.ru/theme/science-politic/24915/>. (accessed 05.07.2017). (In Russian)
2. *Birzha po prodazhe/pokupke patentov i brendov* [Exchange on sale / purchase of patents and brands ]. Available at: <https://globalpatent.ru/magazin-brendov-i-patentov.html>. (accessed 05.07.2017). (In Russian)
3. Okunev D. V., Maykova S. E., Gvozdet'skaya I. V. *Algoritm primeneniya marketingovykh instrumentov kommercializacii ob"ektov intellektual'noj sobstvennosti vuza* [Algorithm of application of marketing tools for commercialization of objects of intellectual property of the university]. *Intellektual'naya sobstvennost'. Promyshlennaya sobstvennost'*, 2016, no. 12. (In Russian)
4. *Luchshaya programma razvitiya* [Best Development Program]. Available at: <http://www.iss-reshetnev.ru/media/news/news-130617>. (accessed 05.07.2017). (In Russian)
5. Testoyedov N. A., Kosenko V. E., Khalimanovich V. I., Golovenkin E. N., Popov V. V., Sorokvasha G. G., Kolesnikov A. P., Ankudinov A. V., Akchurin G. V., Dostavalov A. V., Vilkov Yu. V., Kuvakin K. L., Shilkin O. V., Akchurin V. P. *Sposob komponovki kosmicheskogo apparata* [Method of layout of spacecraft]. Patent RF, no. 2541598, 2015.
6. Testoyedov N. A., Kosenko V. E., Khalimanovich V. I., Golovenkin E. N., Popov V. V., Sorokvasha G. G., Kolesnikov A. P., Ankudinov A. V., Akchurin G. V., Dostavalov A. V., Kuznetsov A. Yu., Vilkov Yu. V., Shaklein P. A., Shilkin O. V., Akchurin V. P., Yurtaev E. V. *Sposob komponovki kosmicheskogo apparata* [Method of layout of spacecraft]. Patent RF, no. 2542797, 2015.
7. Vashkevich V. P., Vygonsky Yu. G., Lyabchuk V. B., Roskin S. M., Roskina V. V., Samon'y A. V., Testoyedov N. A., Shilov V. N. *Apparat kosmicheskij* [Spacecraft]. Patent RF, no. 102014, 2017.

**Article history**

*Received 6 June 2017*

*Accepted 5 July 2017*

## Сведения об авторах

*Вилков Юрий Вячеславович* – заместитель генерального директора – заместитель генерального конструктора по развитию и инновациям АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил завод-втуз (филиал Красноярского политехнического института) в 1989 году. Область научных интересов: системы автоматического управления космических аппаратов, планирование и организация работ в области создания перспективных космических аппаратов, инновационная деятельность.

*Галаджун Андрей Андреевич* – заведующий лабораторией Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончила Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2013 году.

*Зюзиков Валерий Петрович* – канд. техн. наук, доцент, профессор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Ленинградский механический институт в 1960 году. Область научных интересов: проектирование стартовых комплексов, акустика старта.

*E-mail: zuyzl01@gmail.com*

*Керножицкий Владимир Андреевич* – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры систем управления и компьютерных технологий Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, почетный изобретатель Российской Федерации. Окончил Рижское Краснознаменное высшее инженерно-авиационное военное училище им. Ленинского комсомола в 1960 году. Область научных интересов: ракетно-космическая и авиационная техника.

*E-mail: vakern@mail.ru*

*Ковалёв Роман Борисович* – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

*E-mail: kovalyovrb@iss-reshetnev.ru*

*Колычев Алексей Васильевич* – канд. техн. наук, старший преподаватель, старший научный сотрудник Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2009 году. Область научных интересов: ракетно-космическая и авиационная техника.

*E-mail: vakern@mail.ru*

*Круглов Денис Сергеевич* – магистрант Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

*E-mail: dekruglov@mail.ru*

*Литвинова Полина Юрьевна* – ассистент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

*E-mail: bgtu\_a5@mail.ru*

*Морозов Егор Александрович* – канд. техн. наук, начальник управления информационного обеспечения АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Красноярский государственный технический университет в 1995 году. Область научных интересов: конструирование бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов, интеллектуальная собственность.

*Мустейкис Антон Иванович* – старший преподаватель Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2008 году.

*E-mail: a.musteykis@gmail.com*

*Побелянский Антон Викторович* – начальник Центра научного и технического творчества студентов Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил магистратуру Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2016 году.

*E-mail: pobelyanskiy@inbox.ru*

*Ракитская Мария Валентиновна* – канд. техн. наук, доцент, доцент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончила Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 1995 году. Область научных интересов: газодинамика старта, алгоритмы построения расчетных сеток.

*E-mail: mariyarakitskaya@mail.ru*

*Синильщиков Борис Евгеньевич* – старший научный сотрудник Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, канд. техн. наук, старший научный сотрудник. Окончил Ленинградский механический институт в 1962 году. Область научных интересов: проектирование стартовых комплексов, газодинамика старта.

*E-mail: vbsin@rambler.ru*

*Синильщиков Валерий Борисович* – канд. техн. наук, доцент, доцент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Санкт-Петербургский механический институт им. Д. Ф. Устинова в 1993 году. Область научных интересов: газодинамика старта, ударовиброзащита.

*E-mail: vbsin@mail.ru*

*Толпегин Олег Александрович* – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой процессов управления Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Область научных интересов: динамика полета и управления, методы оптимального управления и дифференциальные игры.

*E-mail: bgtu\_a5@mail.ru*

## **Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Исследования наукограда»**

**Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:**

- ◀ ракетно-космическая техника
- ◀ новые материалы и технологии в космической технике
- ◀ космическое приборостроение
- ◀ космические услуги
- ◀ инновации и экономика космической отрасли

**Статья должна быть подготовлена в формате Документ Word 97–2003 и направлена на электронную почту редакции [isercit@gmail.com](mailto:isercit@gmail.com).**

Вместе со статьёй необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

После принятия материалов автору будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный автором лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключение КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина 52, Охоткину Кириллу Германовичу.

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведёнными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

**Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:**

- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населённый пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье.
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Текст, оформленный в соответствии с нижеприведенными требованиями.
- ◀ Пристатейный библиографический список, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и библиографический список на английском языке.
- ◀ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, e-mail).

**Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному библиографическому списку:**

- ▶ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 8–20 страниц формата А4 (210 x 297 мм).
- ▶ Поля – 2,5 см.
- ▶ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- ▶ Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу. Объем аннотации: 200–250 слов (равнение на английский вариант аннотации).
- ▶ При использовании в тексте сокращённых названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- ▶ Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- ▶ Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType, дробные выражения в формулах рекомендуется по возможности заменять выражениями с отрицательными степенями либо использовать косую черту. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- ▶ Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- ▶ В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1, 2] или [1–3] и т.д.). Библиографический список следует оформлять в порядке ссылок на неё по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Литература нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации. Рекомендуется использование не менее 15 источников не старше 5 лет.

БГТУ  
ВОЕНМЕХ



## ИННОВАЦИИ ОБРАЗОВАНИЕ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ

### БАЛТИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ «ВОЕНМЕХ» ИМ. Д.Ф. УСТИНОВА

является ярким представителем инженерной школы России, сумевшим сохранить и преумножить достижения отечественного и мирового инженерно-технического образования. С момента своего создания уже 85 лет Военмех занимает одно из первых мест в России среди вузов по успешности выпускников. Основа развития – научно-техническая деятельность в интересах предприятий ОПК, преимущественно по отдельным критическим направлениям развития, с последующим трансфером разработанных технологий в другие отрасли промышленности.

РЕКЛАМА

190005, Россия, г. Санкт-Петербург  
1-я Красноармейская ул., д. 1, [www.voenmeh.ru](http://www.voenmeh.ru)  
тел./факс: (812)316-23-94  
e-mail: [komdep@bstu.spb.su](mailto:komdep@bstu.spb.su)