

ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

**Том
Vol. 23, № 4**

КРАСНОЯРСК 2022

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 23, № 4

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

Головенкин Е. Н., доктор технических наук,
профессор (АО «ИСС»)

Левко В. А., доктор технических наук, доцент
(СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Лившиц А. В., доктор технических наук, доцент
(ИрГУПС)

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

Медведев А. В., доктор технических наук,
профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Михеев А. Е., доктор технических наук,
профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Москвичев В. В., доктор технических наук,
профессор (СКТБ «Наука» ИВТ СО РАН)

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

Сафонов К. В., доктор физико-математических
наук, доцент (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Сильченко П. Н., доктор технических наук,
профессор (СФУ)

Смирнов Н. А., доктор технических наук,
профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

Терсков В. А., доктор технических наук,
профессор (КриЖТ ИрГУПС)

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

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

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

Васильев С. Н., академик РАН, доктор физико-
математических наук, профессор (Москва)

Дегерменджи А. Г., академик РАН,
доктор физико-математических наук,
профессор (Красноярск)

Дегтерев А. С., доктор технических наук,
профессор (Красноярск)

Колмыков В. А., кандидат технических наук,
профессор (Химки)

Миронов В. Л., член-корреспондент РАН,
доктор физико-математических наук,
профессор (Красноярск)

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

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

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

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

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

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

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 23, No 4

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

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

EDITORIAL BOARD

Galeev R. G., Dr.Sc.

(JSC "NPP "Radiosvyaz")

Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor

(ISS-Reshetnev Company)

Levko V. A., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

Livshits A. V., Dr.Sc., Professor

(Irkutsk State Transport University)

Maksimov I. A., Dr.Sc.

(ISS-Reshetnev Company)

Medvedev A. V., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor

(SDTB Nauka KSC SB RAS)

Sadovsky V. M., Corresponding Member

of the Russian Academy of Sciences,

Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

Safonov K. V., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

Silchenko P. N., Doctor of Technical

Sciences, Professor (SibFU)

Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

Terskov V. A., Dr.Sc., Professor

(Irkutsk State Transport University)

Chebotarev V. Y., Dr.Sc., Professor

(ISS-Reshetnev Company)

Shaidurov V. V., Corresponding Member

of the Russian Academy of Sciences,

Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

EDITORIAL COUNCIL

Vasiliev S. N., Academician of the Russian

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

Degermendzhi A. G., Academician

of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc.,

Professor (Krasnoyarsk)

Degterev A. S., Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

Kolmykov V. A., Cand.Sc., Professor (Khimki)

Mironov V. L., Corresponding Member

of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc.,

Professor (Krasnoyarsk)

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

(Technical University of Sofia, Bulgaria)

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

Testoedov N. A., Academician of the Russian

Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor

(Zheleznogorsk)

Fošner M., Ph.D. Associate Professor

(Maribor, Slovenia)

Shabanov V. F., Academician of the Russian

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

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

for Neuroinformatics, University of Ulm, Germany)

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

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

ISSN 2712-8970

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» — 39263.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Входит в перечень журналов ВАК по следующим научным специальностям:

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

2.3.5 Математическое и программное обеспечение вычислительных систем, комплексов и компьютерных сетей (физико-математические науки);

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

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

05.07.07 Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем (технические науки).

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

Статьи публикуются бесплатно после обязательного рецензирования и при оформлении их в соответствии с требованиями редакции (www.vestnik.sibsau.ru). Журнал выходит 4 раза в год.

Электронная версия журнала представлена на сайте Научной электронной библиотеки (<http://www.elibrary.ru>) и сайте журнала (www.vestnik.sibsau.ru)

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

Учредитель и издатель

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

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

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

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

Оригинал-макет и верстка Л. В. ЗВОНАРЕВОЙ
Подписано в печать 23.12.2022. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 23,0.
Уч.-изд. л. 22,3. Тираж 100 экз. Заказ 3264. С 636/22.

Редакционно-издательский отдел СибГУ им. М.Ф. Решетнева.

Отпечатано в редакционно-издательском центре
СибГУ им. М.Ф. Решетнева.

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск,
просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31.

Дата выхода в свет: 10.01.2023. Свободная цена

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

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

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

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

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

The journal is registered in the Russian Science Citation Index (RSCI). The journal is indexed in the database of Ulrich's Periodicals Directory.

The journal was first published in 2000. 2000 — Vestnik Sibirskoy aerokosmicheskoy akademii imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SAA); 2002 — Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SibGAU); 2017 — Siberian Journal of Science and Technology (SZHT); from 01.03.2021 — Siberian Aerospace Journal (SAJ).

The Journal is recommended for publishing the main results of research when applying for Cand. Sc. degree and Dr. Sc. degree upon the following specialties:

2.3.1 System Analysis, Management and Information Processing (Engineering Sciences);

2.3.5 Mathematical Support and Software for Computers, Computer Systems and Computer Networks (Physical and Mathematical Sciences);

2.5.13 Engineering, Design and Manufacturing of Aircraft (Engineering Sciences);

2.5.15 Thermal Electric Jet Engines and Power Facilities of Aircraft (Engineering Sciences);

05.07.07 Control and Testing of Aircraft and its Systems (Engineering Sciences).

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

An online version can be viewed at <http://www.elibrary.ru>
Siberian Aerospace Journal should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

31, Krasnoyarsky Rabochy prospekt., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation.

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

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

Signed (for printing): 23.12.2022. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 23,0. Published sheets 22,3.

100 copies. Order 3264. С 636/22.

Printing and Publication Department
Reshetnev University.

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

31, Krasnoyarsky Rabochy prospekt, Krasnoyarsk,
660037, Russian Federation.

Date of publication: 10.01.2023. Free price

*Редакции журнала «Сибирский аэрокосмический журнал»
и коллектив СибГУ им. М. Ф. Решетнева
поздравляет Сергея Ивановича Сенашова с юбилейной датой!*

Уважаемый Сергей Иванович!

Вы внесли уникальный вклад в область решения и исследования дифференциальных уравнений механики деформируемого твердого тела с помощью симметрий и законов сохранения, а также являетесь одним из основных специалистов в математическом моделировании в экономике.

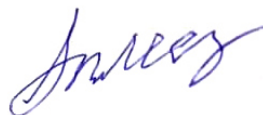
Ваши научные достижения отражены в многочисленных статьях в российских и зарубежных журналах.

С 2019 по 2022 гг. Вы возглавляли ведущее научное издание СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Именно в период Вашего руководства издание было переименовано и получило не только новое название, ярко отражающее его тематическое направление – Сибирский аэрокосмический журнал, но и новый виток своего развития. Сейчас на страницах журнала активно публикуются авторы из МАИ, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, АО «ИСС», АО «НПО им. С. А. Лавочкина» и других организаций, входящих Госкорпорацию «Роскосмос» или активно работающих в данном направлении.

Успешно совмещая научную и преподавательскую деятельность, Вы заслуженно носите звание «Почетный работник высшего и специального образования РФ».

Примите самые искренние пожелания доброго здоровья, счастья, благополучия, неиссякаемой энергии и, конечно, достижения новых научных целей и успехов в Ваших спортивных увлечениях!

*Главный редактор
Сибирского аэрокосмического журнала
С. С. Аплеснин*



Дорогой Сергей Иванович!

Сотрудники отдела механики деформируемого твердого тела Института гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН сердечно поздравляют Вас со славным юбилеем – 70-летием со дня рождения и 45-летием научной и преподавательской деятельности.

Вы внесли существенный вклад в теорию пластичности. Найденные Вами методы группового анализа точных решений плоских и пространственных уравнений пластичности широко известны специалистам по механике твердого тела. Они используются при анализе процессов пластического формоизменения, служат тестами при апробации численных алгоритмов решения краевых задач.

Ваша научная деятельность органично сочетается с преподавательской. Вы создали большую научную школу, подготовив более десяти кандидатов наук.

Вы успешно окончили аспирантуру нашего Института и поддерживаете тесные связи с нашим отделом.

Ваши спортивные достижения в альпинизме дополняют Вашу замечательную биографию.

Ваши личные качества – доброжелательность, порядочность, принципиальность способствуют решению многих вопросов, связанных с проблемами науки и образования.

Желаем Вам, Сергей Иванович, крепкого здоровья и дальнейших педагогических и научных успехов.



Заведующий отделом МДТТ
академик РАН. Б. Д. Аннин

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Вайнштейн В. И., Вайнштейн И. И., Сафонов К. В. Асимптотическое поведение средней стоимости восстановлений в моделях процессов восстановления	582
Исаев С. В., Кононов Д. Д. Исследование динамики и классификация атак на веб-сервисы корпоративной сети	593
Кабанов С. А., Кабанов Д. С., Никулин Е. Н., Митин Ф. В. Оптимальное управление разведением спицы трансформируемого рефлектора при наличии возмущений с коррекцией интервалов наблюдений	602
Мусонов В. М., Романов А. П. Помехоустойчивость поиска широкополосных сигналов с минимальным сдвигом частотной манипуляции радионавигационной системы при воздействии структурных помех	615

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Акзигитов Р. А., Дмитриев Д. В., Кузнецов Е. В., Тимохович А. С. Исследование возможности повышения эффективности обновления аэронавигационных данных системы управления полетом самолета AIRBUS A310	634
Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. К вопросу об эффективности гидродинамического торможения при высокоскоростных испытаниях на ракетно-рельсовом треке	641
Басан Е. С., Прошкин Н. А., Силин О. И. Повышение защищенности беспроводных каналов связи для беспилотных летательных аппаратов за счет создания ложных информационных полей	657
Василевский Д. О. Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счёт увеличения теплоотдачи в камере сгорания	671
Горелко М. Г., Мурыгин А. В. Испытание систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с применением имитаторов звездного неба	688
Ермошкин Ю. М., Внуков А. А., Волков Д. В., Кочев Ю. В., Симанов Р. С., Якимов Е. Н., Приданников С. Ю. Особенности доведения космических аппаратов «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» на геостационарную орбиту	696
Рабецкая О. И., Кудрявцев И. В., Митяев А. Е. Аналитический расчет жесткости опор балки для обеспечения первой собственной частоты колебаний и критической силы	708
Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Коломенцев А. И., Яцуненко В. Г., Голиковская К. Ф. Методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги	721
Шевчук А. А., Двирный В. В., Майбах М. С., Санько С. А., Павлова А. А. Специализированная светодиодная сборка имитатора внеатмосферного солнечного излучения	734

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Живулько А. М., Янушкевич К. И., Даниленко Е. Г., Зеленов Ф. В., Бандурина О. Н. Магнитные свойства твердых растворов $Mn_{1-x}Gd_xSe$	748
Наумов С. Б., Гиннэ С. В. О влиянии циркония на демпфирующую способность сплава $Mn - 40\% Cu$ в области амплитудно-независимого демпфирования	756
Шабанова К. А., Логинов Ю. Ю., Шабанова О. В., Кох Д., Немцев И. В. Синтез и исследование методом электронной микроскопии инверсных опалов из оксида циркония	763

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

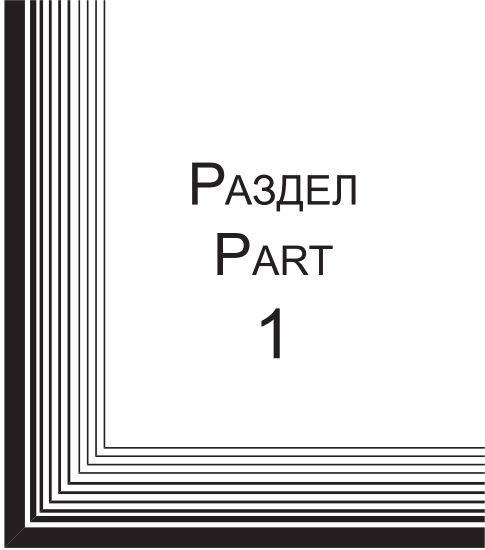
Vainshtein V. I., Vainshtein I. I., Safonov K. V. Asymptotic behavior of the average recovery cost in models of recovery processes	582
Isaev S. V., Kononov D. D. A study of dynamics and classification of attacks on corporate network web services	593
Kabanov S. A., Kabanov D. S., Nikulin E. N., Mitin F. V. Optimal control of deployment of the spoke of a transformable reflector in the presence of disturbances	602
Musonov V. M., Romanov A. P. Noiseimmunity of the search for broadband frequency manipulation signals with minimal shift of the radio navigation system under the influence of structural interference	615

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Akzigitov R. A., Dmitriev D. V., Kuznetsov E. V., Timohovich A. S. Study of the possibility of improving the efficiency of updating aeronautical data flight control system AIRBUS A310	634
Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kataev A. V. On the issue of hydrodynamic braking efficiency while high-speed testing on a rocket-rail track	641
Basan E. S., Proshkin N. A., Silin O. I. Improving the security of wireless communication channels for unmanned aerial vehicles by creating false information fields	657
Vasilevsky D. O. Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber	671
Gorelko M. G., Murigin A. V. Testing of spacecraft orientation and stabilization systems using starry sky simulators	688
Ermoshki Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V., Kochev Yu. V., Simanov R. S., Yakimov E. N., Pridannikov S. Yu. The feature of the “Express-AMU3”, “Express-AMU7” spacecrafts injecton to geostationary orbit	696
Rabetskaya O. I., Kudryavtsev I. V., Mityaev A. E. Beam support stiffness analytic solution for the first eigenfrequency and critical force	708
Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Kolomentsev A. I., Yatsunenkov V. G., Golikovskaya K. F. Methodology for assessing reliability of stand-bed systems in testing liquid throat engines	721
Shevchuk A. A., Dvirnyi V. V., Maybakh M. S., San'ko S. A., Pavlova A. A. Specialized led assembly for out-atmospheric solar simulator	734

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Zhivulko A. M., Yanushkevich K. I., Danilenko E. G., Zelenov F. V., Bandurina O. N. Magnetic properties of $Mn_{1-x}Gd_xSe$ solid solutions	748
Naumov S. B., Ginne S. V. About the influence of zirconium on the damping capacity of Mn – 40 % Cu alloy in the field of amplitude-independent damping	756
Shabanova K. A., Loginov Y. Y., Shabanova O. V., Kokh D., Nemtsev I. V. Synthesis and study by electron microscopy of inverse opals from zirconium oxide	763



РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



УДК 519.248

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-582-592

Для цитирования: Вайнштейн В. И., Вайнштейн И. И., Сафонов К. В. Асимптотическое поведение средней стоимости восстановлений в моделях процессов восстановления // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 582–592. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-582-592.

For citation: Vainshtein V. I., Vainshtein I. I., Safonov K. V. [Asymptotic behavior of the average recovery cost in models of recovery processes]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 582–592. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-582-592.

Асимптотическое поведение средней стоимости восстановлений в моделях процессов восстановления

В. И. Вайнштейн^{1*}, И. И. Вайнштейн¹, К. В. Сафонов²

¹Сибирский федеральный университет

660041, Российская Федерация, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

*E-mail: vvaynshtyayn@sfu-kras.ru

При эксплуатации ракетно-космической техники, электронно-вычислительных систем, систем электроснабжения, теплоснабжения, транспортных систем и многих других происходят отказы, возникают угрозы атак, безопасности и множество других воздействий, имеющих случайный характер и оказывающих негативную роль на их работу. Такие воздействия приводят к процессам восстановления, в которых время работы восстановленных элементов до их отказа, число отказов, время и стоимость восстановлений являются случайными величинами. В теории вероятностей и математической теории надежности при исследовании процессов восстановления особую роль имеет функция восстановления (среднее значение числа случайных отказов). Особо отметим ее значимость в оптимизационных задачах при выборе стратегии проведения процессов восстановления. Так, одними из важнейших критериев оптимальности являются среднее число отказов, средняя стоимость восстановлений, интенсивность затрат, коэффициент готовности. Также отметим задачу необходимости и времени проведения профилактических восстановлений. В работе в рамках математической теории надежности рассматриваются модели процессов восстановления с учетом стоимости восстановлений с изменяющимися функциями распределения наработок до отказа восстанавливаемых элементов и стоимостями восстановлений. Для рассматриваемых моделей получена формула функции затрат (средней стоимости восстановлений) через функции восстановления двух общих процессов восстановления, позволяющая доказать теоремы о асимптотическом поведении функции затрат, хорошо известные для асимптотического поведения функции восстановления общего процесса восстановления, где не учитывается время восстановлений. Полученные асимптотические теоремы для средней стоимости восстановлений обобщены на введенный альтернирующий (когда учитывается еще и случайное время проведения восстановлений) процесс восстановления с учетом стоимости восстановлений с изменяющимися функциями распределения наработок до отказа восстанавливаемых элементов и стоимостями их восстановлений.

Ключевые слова: процесс восстановления, функция восстановления, функция затрат, альтернирующий процесс восстановления.

Asymptotic behavior of the average recovery cost in models of recovery processes

V. I. Vainshtein^{1*}, I. I. Vainshtein², K. V. Safonov²

¹Siberian Federal University

79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

*E-mail: vvaynshtyayn@sfu-kras.ru

During the operation of rocket and space technology, electronic computing systems, power supply systems, heat supply systems, transport systems and many others, failures occur, there are threats of attacks, security threats and many other impacts that are random in nature and have a negative role in their work. Such impacts lead to restoration processes in which the operating time of the restored elements before their failure, the number of failures, the time and cost of restorations are random variables. In the theory of probability and in the mathematical theory of reliability, when studying restoration processes, the restoration function (the average value of the number of random failures) plays a special role. We especially note its importance in optimization problems when choosing a strategy for carrying out recovery processes. So one of the most important criteria for optimality is the average number of failures, the average cost of restoration, cost intensity, availability factor. We also note the problem of the need and timing of preventive restorations. Within the framework of the mathematical theory of reliability, models of restoration processes are considered taking into account the cost of restorations with varying distribution functions of the time to failure of the restored elements and the costs of restorations. For the models under consideration, a formula for the cost function (average cost of restorations) through the restoration functions of two general restoration processes is obtained, which allows proving theorems on the asymptotic behavior of the cost function, well known for the asymptotic behavior of the restoration function of the general restoration process, where the restoration time is not taken into account. The obtained asymptotic theorems for the average cost of restorations are generalized to the introduced alternating (when the random time of restorations is also taken into account) restoration process, taking into account the cost of restorations with changing distribution functions of the time to failure of the restored elements and the costs of their restorations.

Ключевые слова: recovery process, recovery function, cost function, alternating recovery process.

Введение

Одним из важнейших критериев оптимальности в задачах выбора оптимальной стратегии при проведении процесса восстановления является стоимость его проведения. В соответствии с этим мы будем рассматривать процессы восстановления с учетом стоимости восстановлений.

Пусть X_i , $i = 1, 2, \dots$ случайные наработки восстановленных элементов от $i - 1$ -го до i -го отказа, X_1 – наработка элемента до первого отказа и $F_i(t)$ – их функции распределения.

Последовательность неотрицательных независимых случайных величин X_i с функциями распределения $F_i(t)$, $i = 1, 2, \dots$ называется процессом восстановления [1–6].

Пусть c_i , $i = 1, 2, \dots$ – затраты на i -е восстановление, c_0 – стоимость элемента, установленного в начальный момент времени $t = 0$, и X_0 – случайная величина, имеющее распределение $F_0(t) < 0$ при $t < 0$ и $F_0(t) = 1$ при $t \geq 0$.

Последовательность (X_i, c_i) , $i = 0, 1, \dots$ будем называть процессом восстановления с учетом стоимости восстановления [6–8]. Такое определение естественно для процессов восстановления в теории надежности технических систем. Имеются другие определения. Так, в [9] это процесс восстановления с доходами, в [10] – обобщенный процесс восстановления.

Процесс восстановления с учетом стоимости на восстановления задает случайную величину $N(t)$ – количество отказов (восстановлений) и случайную величину $C(t)$ – стоимость восстановлений за время от 0 до t :

$$C(t) = \sum_{i=0}^{N(t)} c_i,$$

$$P(N(t) = n) = F^{(n)}(t) - F^{(n+1)}(t),$$

$F^{(n)}(t)$ - n -кратная свертка функций распределения $F_i(t)$, $i = 1, 2, \dots, n$,

$$F^{(n)}(t) = (F^{(n-1)} * F_n)(t) = \int_0^t F^{(n-1)}(t-x) dF_n(x), F^{(1)}(t) = F_1(t).$$

Отметим, что n -кратная свертка $F^{(n)}(t)$ является функций распределения суммы рассматриваемых независимых случайных величин X_i , $i = 1, 2, \dots, n$.

В теории надежности математическое ожидание числа отказов называют функцией восстановления $H(t)$

$$H(t) = E(N(t)) = \sum_{n=1}^{\infty} F^{(n)}(t).$$

Функцию $S(t) = E(C(t))$ будем называть функцией затрат, $S(t)$ – среднее значение стоимости восстановлений на промежутке $[0, t]$, и, следуя [6; 7],

$$S(t) = c_0 + \sum_{n=1}^{\infty} c_n F^{(n)}(t).$$

В реальных условиях эксплуатации функции распределения случайных величин (наработок восстановленных элементов при отказах), определяющие процесс восстановления, могут не совпадать. Естественно, могут изменяться и стоимости восстановлений. Предположения о функциях распределения приводят к различным математическим моделям процессов восстановления.

В работе рассматривается процесс восстановления порядка (k_1, k_2) с изменявшимися функциями распределения [6; 9; 11–13], обобщающий хорошо изученные в теории вероятностей и теории надежности простой и общий процесс восстановления [1–6].

У процесса восстановления порядка (k_1, k_2) функции распределения удовлетворяют условию

$$F_i(t) = F_j(t) \quad \text{при } i \equiv j \pmod{k_2}, \quad i, j \geq k_1.$$

Числа i, j сравнимы по модулю натурального числа k ($i \equiv j \pmod{k}$), если при делении на k они дают одинаковые остатки.

В случае (1,1) имеем простой процесс, в случае (2,1) – общий процесс восстановления.

При $k_1 = 1$ (порядок $(1, k_2)$) имеем периодический процесс восстановления порядка k_2 , при $k_2 = 1$ (порядок $(k_1, 1)$) – процесс восстановления порядка k_1 .

Например, при (1,3) (периодический процесс порядка 3) последовательность функций распределения периодического процесса имеет вид

$$\underline{F_1, F_2, F_3}, \underline{F_1, F_2, F_3}, \dots,$$

а последовательность функций распределения для процесса порядка (2,2) имеет вид

$$F_1, \underline{F_2, F_3}, \underline{F_2, F_3}, \underline{F_2, F_3}, \dots$$

Этот случай можно интерпретировать как процесс, когда после первого восстановления система через каждые два восстановления возвращается в состояние, в котором находилась после первого восстановления.

Постановка задачи

Обозначим $\mu_i = E(X_i)$ – математическое ожидание, $\sigma_i = \sigma(X_i)$ – среднее квадратическое отклонение случайной величины X_i .

Распределение случайной величины X называется решетчатым, если она может принимать только значения вида αn , $n = 0, 1, \dots$, и $\sum_{n=0}^{\infty} P(X = \alpha n) = 1$.

Обозначим $HF(t)$ функцию восстановления простого процесса, образованного функцией распределения $F(t)$, $HFG(t)$ функцию восстановления общего процесса, образованного первой функцией распределения $F(t)$, второй и следующими $G(t)$.

Запишем известные теоремы об асимптотическом поведении функции восстановления для простого и общего процесса восстановления [4; 6].

Пусть распределение $F_2(t)$ не является решетчатым. Для любого начального распределения $F_1(t)$. Теорема 1 (Элементарная теорема восстановления).

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \frac{HF_1 F_2(t)}{t} = \frac{1}{\mu_2}.$$

Теорема 2 (Основная теорема восстановления). Если $g(t)$ – интегрируемая на $[0, \infty)$ невозрастающая функция, то

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) dHF_1 F_2(x) = \frac{1}{\mu_2} \int_0^{\infty} g(x) dx.$$

Теорема 3 (Теорема Блекуэлла). Для любого h

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (HF_1 F_2(t+h) - HF_1 F_2(t)) = \frac{h}{\mu_2}, \mu_2 < \infty.$$

Теорема 4.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left(HF_1 F_2(t) - \frac{t}{\mu_2} \right) = \frac{\sigma_2^2}{2\mu_2^2} - \frac{\mu_1}{\mu_2} + \frac{1}{2}, \mu_2 < \infty. \quad (1)$$

Для рассмотренных выше процесса k -го порядка, периодического процесса k -го порядка и процесса порядка (k_1, k_2) сформулированные выше теоремы доказаны в [6; 9; 11].

Цель дальнейшего в доказательстве аналога указанных выше теорем для асимптотического поведении функции затрат $S(t)$ процесса восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений.

Теоремы об асимптотическом поведении функции затрат $S(t)$ процесса восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений

В дальнейшем, если $F_i(t) = F_j(t)$, то и $c_i = c_j$, что естественно для рассматриваемых моделей процессов восстановления.

Следуя [6–8], запишем интегральное уравнение для функции затрат $S(t)$ рассматриваемого процесса восстановления:

$$S(t) = G(t) + \int_0^t S(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), \quad (2)$$

$$G(t) = c_0(1 - \Phi^{(k_2)}(t)) + \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n F^{(n)}(t) - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \int_0^t F^{(n)}(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), \text{ при } k_1 > 1,$$

$$G(t) = c_0(1 - \Phi^{(k_2)}(t)) + \sum_{n=1}^{k_2} c_n F^{(n)}(t), \text{ при } k_1 = 1,$$

$\Phi^{(k_2)}(t) = (\Phi_1 * \Phi_2 * \dots * \Phi_{k_2})(t)$ – свертка всех функций распределения случайных величин $Y_i = X_{k_1-1+i}$, задающих периодическую часть рассматриваемого процесса восстановления, $\Phi_i(t) = F_{k_1-1+i}(t)$, $i = 1, 2, \dots, k_2$.

Функция восстановления $HFG(t)$ общего процесса и функция восстановления $HG(t)$ простого процесса связаны соотношением [4; 6]

$$HFG(t) = F(t) + \int_0^t HG(t-x) dF(x). \quad (3)$$

В уравнении (2) сделаем замену:

$$S(t) = V(t) + c_0. \quad (4)$$

Получаем

$$V(t) + c_0 = c_0(1 - \Phi^{(k_2)}(t)) + \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n F^{(n)}(t) - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \int_0^t F^{(n)}(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x) + \\ + \int_0^t (V(t-x) + c_0) d\Phi^{(k_2)}(x).$$

После сокращения

$$V(t) = Q(t) + \int_0^t V(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), \quad (5)$$

$$Q(t) = \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n F^{(n)}(t) - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \int_0^t F^{(n)}(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), \text{ при } k_1 > 1,$$

$$Q(t) = \sum_{n=1}^{k_2} c_n F^{(n)}(t), \text{ при } k_1 = 1.$$

Рассмотрим интегральное уравнение

$$U(t) = f(t) + \int_0^t U(t-x) dg(x). \quad (6)$$

Если $f(t) = f_1(t) - f_2(t)$, то функция $U(t) = U_1(t) - U_2(t)$ является его решением, где функции $U_1(t), U_2(t)$ являются соответственно решениями интегральных уравнений

$$U_1(t) = f_1(t) + \int_0^t U_1(t-x) dg(x), U_2(t) = f_2(t) + \int_0^t U_2(t-x) dg(x).$$

Учитывая это, решение интегрального уравнения (6) ищем в виде

$$V(t) = (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) V_1(t) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) V_2(t). \quad (7)$$

Функции $V_1(t), V_2(t)$ являются соответственно решениями интегральных уравнений

$$V_1(t) = Q_1(t) + \int_0^t V_1(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), V_2(t) = Q_2(t) + \int_0^t V_2(t-x) d\Phi^{(k_2)}(x), \quad (8)$$

$$Q_1(t) = \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n F^{(n)}(t)}{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n}, Q_2(t) = \frac{((\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n F^{(n)}) * \Phi^{(k_2)})(t)}{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n}.$$

Функции $Q_1(t), Q_2(t)$ по построению – функции распределения, так как они неубывающие ($F^{(n)}(t)$ – функции распределения), $Q_1(0) = Q_2(0) = 0$, $\lim_{t \rightarrow \infty} Q_1(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} Q_2(t) = 1$.

Теперь, принимая еще во внимание, что и функция $\Phi^{(k_2)}(t)$ также является функцией распределения, в соответствии с (4), заключаем, что решением интегральных уравнений (8) являются функции восстановления общих процессов, задаваемых соответственно первыми функциями распределения $Q_1(t), Q_2(t)$, вторыми и последующими $\Phi^{(k_2)}(t)$.

Таким образом,

$$V_1(t) = H Q_1 \Phi^{(k_2)}(t), V_2(t) = H Q_2 \Phi^{(k_2)}(t) \quad (9)$$

и с учетом (4), (7), (9)

$$S(t) = V(t) + c_0 = c_0 + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) H Q_1 \Phi^{(k_2)}(t) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) H Q_2 \Phi^{(k_2)}(t). \quad (10)$$

Полагая в (10) $c_0 = 0, c_i = 1, i \geq 1$, получаем новую формулу функции восстановления процесса порядка (k_1, k_2)

$$H(t) = H G_1 \Phi^{(k_2)}(t) - H G_2 \Phi^{(k_2)}(t),$$

$$G_1(t) = \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} F^{(n)}(t), G_2(t) = \sum_{n=1}^{k_1-1} (F^{(n)} * \Phi^{(k_2)})(t),$$

дополняющую ранее полученные формулы в [6; 12].

Полученное линейное представление (10) функции затрат $S(t)$ процесса восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений через функции восстановления двух общих процессов восстановления дает возможность распространить выше указанные теоремы о асимптотическом поведении функции восстановления общего процесса восстановления на функцию затрат процесса восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений.

Обозначим

$$\mu_X = E(\sum_{i=1}^{k_1-1} X_i) = \sum_{i=1}^{k_1-1} E(X_i), \mu_Y = E(\sum_{i=1}^{k_2} Y_i) = \sum_{i=1}^{k_2} E(Y_i),$$

$$\sigma_X = \sqrt{\sum_{i=1}^{k_1-1} \sigma^2(X_i)}, \sigma_Y = \sqrt{\sum_{i=1}^{k_2} \sigma^2(Y_i)}.$$

Теорема 1* (Элементарная теорема восстановления). Для любых начальных распределений $F_1(t), F_2(t), \dots, F_{k_1-1}(t)$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \frac{S(t)}{t} =$$

$$= \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{c_0}{t} + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{HQ_1\Phi^{(k_2)}(t)}{t} - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{HQ_2\Phi^{(k_2)}(t)}{t} =$$

$$= \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \frac{1}{\mu_Y} - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \frac{1}{\mu_Y} = \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{\mu_Y}.$$

Здесь и далее учитываются выше указанные соответствующие теоремы для функции восстановления общего процесса, и что n – кратная свертка $F^{(n)}(t)$ является функций распределения суммы рассматриваемых независимых случайных величин X_i , $i = 1, 2, \dots, n$, а также что математическое ожидание $E(Y)$ случайной величины Y с функцией распределения $\Phi^{(k_2)}(t)$ определяется по формуле

$$E(Y) = \sum_{i=1}^{k_2} E(Y_i) = \mu_Y.$$

Теорема 2* (Основная теорема восстановления). Если функции распределения, задающие периодическую часть рассматриваемого процесса восстановления порядка (k_1, k_2) , не являются решетчатыми, а $g(t)$ – интегрируемая на $[0, \infty)$ невозрастающая функция, то

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) dS(x) =$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) d(c_0 + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) HQ_1\Phi^{(k_2)}(t) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) HQ_2\Phi^{(k_2)}(x)) =$$

$$= \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) HQ_1\Phi^{(k_2)}(x) dx - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) dHQ_2\Phi^{(k_2)}(x) d(x) =$$

$$= \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \frac{\int_0^\infty g(x) dx}{\mu_Y} - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \frac{\int_0^\infty g(x) dx}{\mu_Y} = \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{\mu_Y} \int_0^\infty g(x) dx.$$

Теорема 3* (Теорема Блекуэлла). Если функции распределения, задающие периодическую часть рассматриваемого процесса восстановления порядка (k_1, k_2) , не являются решетчатыми распределениями, то для любого $h \geq 0$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (S(t+h) - S(t)) =$$

$$= \lim_{t \rightarrow \infty} ((c_0 + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) HQ_1\Phi^{(k_2)}(t+h) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) HQ_2\Phi^{(k_2)}(t+h)) -$$

$$- (c_0 + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) (HQ_1\Phi^{(k_2)}(t) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) HQ_1\Phi^{(k_2)}(t)))) =$$

$$= (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) \lim_{t \rightarrow \infty} (HQ_1\Phi^{(k_2)}(t+h) - HQ_1\Phi^{(k_2)}(t)) -$$

$$- (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \lim_{t \rightarrow \infty} (HQ_2\Phi^{(k_2)}(t+h) - HQ_2\Phi^{(k_2)}(t)) =$$

$$= \frac{(\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n)h}{\mu_Y} - \frac{(\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n)h}{\mu_Y} = \frac{(\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n)h}{\mu_Y}$$

при любых начальных распределений $F_1(t), F_2(t), \dots, F_{k_1-1}(t)$.

Теорема 4*. Пусть наработки Y_i имеют конечные дисперсии и функции $\Phi_i(t)$, задающие периодическую часть рассматриваемого процесса восстановления порядка (k_1, k_2) , не являются решетчатыми распределениями. Тогда

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} (S(t) - (\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n) \frac{t}{\mu_Y}) = \\ = c_0 + \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_Y^2}{\mu_Y^2} + 1 \right) \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n. \end{aligned} \quad (11)$$

Доказательство. В соответствии с (1) запишем

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \left(H Q_1 \Phi^{(k_2)}(t) - \frac{t}{\mu_Y} \right) &= \frac{\sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{(\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) \mu_Y} + \frac{1}{2}, \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \left(H Q_2 \Phi^{(k_2)}(t) - \frac{t}{\mu_Y} \right) &= \frac{\sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n (\sum_{j=1}^n \mu_j + \mu_Y)}{(\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \mu_Y} + \frac{1}{2}. \end{aligned}$$

Здесь учли, что для $E(Z_1)$ и $E(Z_2)$ случайных величин Z_1 и Z_2 с функциями распределения соответственно $Q_1(t)$, $Q_2(t)$

$$E(Z_1) = \sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j, \quad E(Z_2) = \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n (\sum_{j=1}^n \mu_j + \mu_Y).$$

Далее

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \left((\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) V_1 - (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) \frac{t}{\mu_Y} \right) &= \\ = \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n}{2}, \\ \lim_{t \rightarrow \infty} \left((\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) V_2(t) - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \frac{t}{\mu_Y} \right) &= \\ = \frac{(\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} - \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n + \frac{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n}{2} = \end{aligned}$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} (c_0 + (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) V_1 - (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) V_2(t) - (\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n) \frac{t}{\mu_Y} + (\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \frac{t}{\mu_Y}) &= \\ = c_0 + \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \frac{\sum_{n=1}^{k_1+k_2-1} c_n}{2} - \\ - \frac{(\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n) \sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} + \frac{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n - \frac{\sum_{n=1}^{k_1-1} c_n}{2} &= \\ = c_0 + \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \frac{\sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n + \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{2} &= \\ = c_0 + \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_Y^2}{\mu_Y^2} + 1 \right) \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_Y} + \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n. \end{aligned}$$

С учетом (10) получаем формулу (11) асимптотического поведения функции затрат $S(t)$ процесса восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений.

Если в формуле (11) положить $c_0 = 0, c_i = 1, i = 1, 2, \dots$, то получим асимптотическое поведение функции $H(t)$ процесса восстановления порядка (k_1, k_2) [6; 12]

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (H(t) - \frac{k_2}{\mu_Y} t) = k_1 - \frac{k_2}{2} - 2 + \frac{k_2 \sigma_Y^2}{2\mu_Y^2} - k_2 \frac{\mu_X}{\mu_Y} + \frac{1}{\mu_Y} \sum_{i=1}^{k_2} i E(Y_i).$$

Рассмотрим процесс восстановления с учетом стоимости восстановления, когда в процессе восстановления происходят полные восстановления ($F_i(t) = F_1(t)$, при отказе элемента он заменяется на элемент с той же функцией распределения $F_1(t)$, что и отказавший), но изменяются стоимости заменяемых элементов при отказах, $c_i = c_j$ при $i \equiv j \pmod{k_2}$, $i, j \geq k_1$. Отметим, что этот случай характерен при эксплуатации.

Для этого случая из (11) следует

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (S(t) - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{k_2 \mu_1} t) = c_0 + \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_1^2}{\mu_1^2} + 1 \right) \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} n c_n}{k_2} + \sum_{i=1}^{k_1-1} c_i.$$

Альтернирующий процесс восстановления порядка (k_1, k_2)

В теории надежности при определении процесса восстановления предполагается, что восстановление производится за пренебрежимое время по сравнению со временем работы элемента до очередного отказа, т. е. мгновенно. На практике это часто не выполняется. Поэтому наряду со временем безотказной работы, не менее важным может иметь время простоя, время выяснения причин отказа, время самого восстановления. Здесь также, наряду с еще другими характеристиками, важное значение при эксплуатации имеет стоимость восстановления.

Пусть последовательности $(X_n), (Y_n)$ образуют два простых процесса восстановления с функциями распределения $F(t), G(t)$ соответственно. Последовательность (X_n, Y_n) называется простым альтернирующим процессом восстановления [3; 4; 6].

Пусть Y_n – время восстановления после n -го отказа, X_n – время наработки элемента после $(n - 1)$ -го восстановления. Промежутки между очередными отказами (с учетом времени восстановления) образуют общий процесс восстановления с первой функцией распределения $F(t)$, второй $(F * G)(t)$. Промежутки между очередными восстановлениями образуют простой процесс восстановления с функцией распределения $(F * G)(t)$ [4; 6].

В соответствии с рассмотренными выше моделями процессов восстановления рассмотрим альтернирующий процесс восстановления (X_n, Y_n) порядка (k_1, k_2) , в котором последовательности $(X_n), (Y_n)$ образуют процессы восстановления порядка (k_1, k_2) с функциями распределения $F_n(t)$ и $G_n(t)$ [6]. При $k_1 = k_2 = 1$ имеем простой альтернирующий процесс восстановления.

Если рассматривать введенный альтернирующий процесс как последовательность $X_1, Y_1, X_2, Y_2, \dots, X_n, Y_n, \dots$, то приходим к процессу восстановления порядка $(2k_1 - 1, 2k_2)$.

Промежутки между очередными отказами (с учетом времени восстановления) образуют процесс восстановления порядка $(k_1 + 1, k_2)$ с функциями распределения

$$F_1(t), (G_1 * F_2)(t), \dots, (G_{n-1} * F_n)(t), \dots,$$

а промежутки между очередными восстановлениями образуют процесс восстановления порядка (k_1, k_2) с функциями распределения [6]

$$(F_n * G_n)(t).$$

Пусть c_n – стоимость n -го восстановления. Сюда, кроме стоимости самого восстановления, могут включаться убытки, штрафы при отказе, простое. Последовательность

$$(X_0, c_0), (X_1, Y_1, c_1), \dots, (X_n, Y_n, c_n), \dots$$

назовем альтернирующим процессом восстановления с учетом стоимости восстановлений.

Если последовательность (X_n, Y_n) – альтернирующий процесс восстановления порядка (k_1, k_2) и $c_i = c_j$, если $F_i(t) = F_j(t)$, то имеем альтернирующий процесс восстановления порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений [6]. Далее предполагается, что стоимость каждого восстановления фиксируется в момент окончания восстановления. Можно рассматривать и другие подходы, например, когда стоимость восстановлений фиксируется в моменты отказов.

Обозначим через Z_n случайное время окончания восстановления после $n - 1$ -го отказа. Тогда $Z_n = X_n + Y_n$ и $\Psi_n(t) = (F_n * G_n)(t)$ – функция распределения случайной величины Z_n .

Отметим еще раз, что последовательность Z_n определяет процесс восстановления порядка (k_1, k_2) , и тем самым для вычисления функции затрат $S(t)$ (средней стоимости восстановлений) рассматриваемого альтернирующего процесса мы переходим просто к процессу восстановления (Z_n, c_n) порядка (k_1, k_2) с учетом стоимости восстановлений. После чего, в соответствие с теоремами 1*–4*, можно выписать формулы асимптотического поведения функции затрат введенного альтернирующего процесса восстановления порядка (k_1, k_2) .

Выпишем эти формулы:

$$\begin{aligned}
 S(t) &= c_0 + \sum_{n=1}^{\infty} c_n \Psi^{(n)}(t), \\
 \lim_{t \rightarrow \infty} \frac{S(t)}{t} &= \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{\mu_p}, \\
 \lim_{t \rightarrow \infty} \int_0^t g(t-x) dS(x) &= \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n}{\mu_p} \int_0^{\infty} g(x) dx \\
 \lim_{t \rightarrow \infty} (S(t+h) - S(t)) &= \frac{\left(\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \right) h}{\mu_p}, \\
 \lim_{t \rightarrow \infty} \left(S(t) - \left(\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \right) \frac{t}{\mu_p} \right) &= \\
 &= c_0 + \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_p^2}{\mu_p^2} + 1 \right) \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n - \frac{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} c_n \sum_{j=1}^n \mu_j}{\mu_p} + \sum_{n=1}^{k_1-1} c_n,
 \end{aligned}$$

где

$$\mu_n = E(X_n) + E(Y_n), \mu_p = \sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} \mu_n, \sigma_p = \sqrt{\sum_{n=k_1}^{k_1+k_2-1} (\sigma^2(X_n) + \sigma^2(Y_n))}.$$

Заключение

Многие важнейшие показатели работы технических, информационно вычислительных и многих других систем имеют случайный характер. Так, наряду со случайной величиной числа отказов, важной характеристикой в таких системах при проведении процессов восстановления (особенно в оптимизационных задачах по выбору стратегии восстановления) является стоимость восстановлений от начала эксплуатации до произвольного момента времени t .

В связи с этим в работе рассматривается расширение процесса восстановления на процесс восстановления с учетом стоимости восстановлений.

Для моделей процесса восстановления с изменяющимися стоимостями восстановлений и функциями распределения наработок получена формула линейно связывающая среднюю стоимость восстановлений (функцию затрат) с функциями восстановления двух хорошо изученных в теории вероятностей и математической теории надежности общих процессов восстановления.

Это дало возможность в рамках математической теории надежности простого переноса известных теорем об асимптотическом поведении при $t \rightarrow \infty$ функции восстановления (среднего числа отказов) на функцию затрат в рассматриваемых моделях (с изменяющимися стоимостями восстановлений и функциями распределения наработок) процессов восстановления с учетом стоимости восстановлений.

Полученные теоремы обобщены на альтернирующий процесс восстановления с учетом стоимости восстановлений, когда еще учитывается случайное время проведения восстановлений.

Отметим, что полученные асимптотические формулы найдут применение в математической и эксплуатационной надежности ракетно-космической техники, электронно-вычислительных систем, систем электроснабжения, теплоснабжения, транспортных систем и многих других технических систем [14].

Еще отметим, что наряду с полученными формулами асимптотического поведения средней стоимости восстановлений будут важны и предельные теоремы для стоимости восстановлений

(как случайной величины), аналогичные для числа отказов, полученные в [6; 9; 13; 15], а также нахождение дисперсии стоимости восстановлений в рассматриваемых моделях [16].

Библиографические ссылки

1. Кокс Д. Р, Смит В. Л. Теория восстановления. М. : Советское радио, 1967. 292 с.
2. Вопросы математической надежности / Е. Ю. Барзилович, Ю. К. Беляев, В. А. Каштанов и др. М. : Радио и связь, 1983. 378 с.
3. Гнеденко Б. В., Беляев Ю. К., Соловьев А. Д. Математические методы в теории надежности. М. : Наука, 1965. 524 с.
4. Байхельт Ф., Франкен П. Надежность и техническое обслуживание. Математический подход : пер. с англ. М. : Радио и связь, 1988. 393 с.
5. Боровков А. А. Теория вероятностей. М. : Либроком, 2009. 652 с.
6. Вайнштейн И. И. Процессы и стратегии восстановления с изменяющимися функциями распределения в теории надежности. Красноярск : СФУ, 2016. 189 с.
7. Вайнштейн И. И., Шмидт О. Процессы восстановления с учетом стоимости восстановлений // Вопросы математического анализа : сб. науч. тр. Красноярск : КГТУ, 2007. С. 9–13.
8. Шмидт О. О. Обобщенная модель процесса восстановления в теории надежности использования информационных технологий : дис. ... канд. физ.-мат. наук. Красноярск, 2008. 125 с.
9. Булинская Е. В. Асимптотическое поведение некоторых стохастических систем хранения // Современные проблемы математики и механики. 2015. Т. 10, № 3. С. 37–62.
10. Боровков А. А. Обобщенные процессы восстановления. М. : Либроком, 2020. 455 с.
11. Вайнштейн И. И., Вайнштейн В. И., Вейсов Е. А. О моделях процессов восстановления в теории надежности // Вопросы математического анализа : сб. науч. тр. 2003. № 6. С. 78–84.
12. Вайнштейн В. И. Математическое и программное обеспечение оптимизации проведения профилактических восстановлений при эксплуатации электронно-вычислительных систем : дис. ... канд. физ.-мат. наук. Красноярск, 2006. 149 с.
13. Bulinskaya E. V. Limit theorems for generalized renewal processes // Theory of Probability and its Applications. 2018. Vol. 62, No. 1. P. 35–54.
14. Надежность технических систем / Е. В. Сугак, Н. В. Василенко, Г. Г. Назаров и др. Красноярск : МГП «Раско», 2001. 608 с.
15. Вайнштейн И. И., Михальченко Г. Е. Асимптотика распределения числа восстановлений в процессе восстановления порядка (k_1, k_2) // Вестник СибГАУ. 2012. № 2(42). С. 16–19.
16. Вайнштейн В. И. Дисперсия стоимости восстановлений и оптимизационные задачи в процессах восстановления технических и информационных систем // Моделирование, оптимизация и информационные технологии. 2021. Т. 9, № 2(33).

References

1. Koks D. R, Smit V. L. *Teoriya vosstanovleniya* [Restoration Theory.]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1967, 292 p.
2. Barzilovich E. Yu., Belyaev Yu. K., Kashchtanov V. A. et al. *Voprosy matematicheskoy nadezhnosti* [Problems of mathematical reliability]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1983, 378 p.
3. Gnedenko B. V., Belyaev Yu. K., Solov'ev A. D. *Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti* [Mathematical Methods in Reliability Theory]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 524 p.
4. Baykhel't F., Franken P. *Nadezhnost' i tekhnicheskoe obsluzhivanie. Matematicheskiy podkhod* [Reliability and maintenance. Mathematical approach]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1988, 393 p.
5. Borovkov A. A. *Teoriya veroyatnostey* [Probability Theory]. Moscow, Librokom Publ., 2009, 652 p.
6. Vainshtein I. I. *Protsessy i strategii vosstanovleniya s izmenyayushchimisya funktsiyami raspredeleniya v teorii nadezhnosti* [Restoration processes and strategies with changing distribution functions in reliability theory]. Krasnoyarsk, 2016, 189 p.

7. Vainshtein I. I., Shmidt O. [Restoration processes taking into account the cost of restorations]. *Voprosy matematicheskogo analiza*. Krasnoyarsk, 2007, P. 9–13 (In Russ.).
8. Shmidt O. O. *Obobshchennaya model' protsessa vosstanovleniya v teorii nadezhnosti ispol'zovaniya informatsionnykh tezhnologiy. Kand. dis.* [Generalized model of the recovery process in the theory of reliability of the use of information technologies. Cand. dis.]. Krasnoyarsk, 2008, 125 c.
9. Bulinskaya E. V. [Asymptotic Behavior of Some Stochastic Storage Systems]. *Sovremennye problemy matematiki i mekhaniki*. 2015, Vol. 10, No. 3, P. 37–62 (In Russ.).
10. Borovkov A. A. *Obobshchennye protsessy vosstanovleniya* [Generalized recovery processes]. Moscow, Librokom Publ., 2020, 455 p.
11. Vainshtein I. I., Vainshtein V. I., Veysov E. A. [On models of restoration processes in reliability theory]. *Voprosy matematicheskogo analiza*. 2003, No. 6, P. 78–84 (In Russ.).
12. Vainshtein V. I. *Matematicheskoe i programnoe obespechenie optimizatsii provedeniya profilakticheskikh vosstanovleniy pri ekspluatatsii elektronno-vychislitel'nykh sistem. Kand. Dis.* [Mathematical and software support for optimizing the implementation of preventive restorations during the operation of electronic computing systems. Cand. dis.]. 2006, 149 p.
13. Bulinskaya E.V. Limit theorems for generalized renewal processes. *Theory of Probability and its Applications*. 2018, Vol.62, No. 1, P. 35–54.
14. Sugak E. V., Vasilenko N. V., Nazarov G. G. et al. *Nadezhnost' tekhnicheskikh sistem* [Reliability of technical systems]. Krasnoyarsk, Rasko publ., 2001, 608 p.
15. Vaynshteyn I. I., Mikhal'chenko G. E. [Asymptotics of the distribution of the number of restorations in the process of order restoration (k_1, k_2)]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 2(42), P. 16–19 (In Russ.).
16. Vainshtein V. I. [Dispersion of the cost of restorations and optimization problems in the processes of restoration of technical and information systems]. *Modelirovanie, optimizatsiya i informatsionnye tekhnologii*. 2021, Vol. 9, No. 2(33) (In Russ.).

© Вайнштейн В. И., Вайнштейн И. И., Сафонов К. В., 2022

Вайнштейн Виталий Исаакович – кандидат физико-математических наук, доцент, руководитель научно-учебной лаборатории информационной безопасности; Сибирский федеральный университет. E-mail: vvaynshtyayn@sfu-kras.ru.

Вайнштейн Исаак Иосифович – кандидат физико-математических наук, доцент, доцент кафедры ПМиКБ; Сибирский федеральный университет. E-mail: isvain@mail.ru.

Сафонов Константин Владимирович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой прикладной математики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: safonovkv@rambler.ru.

Vainshtein Vitaly Isaakovich – Cand. Sc., associate professor, head of the scientific and educational laboratory of information security; Siberian Federal University. E-mail: vvaynshtyayn@sfu-kras.ru.

Vainshtein Isaak Iosifovich – Cand. Sc., associate professor, Department of Applied Mathematics and Computer Security; Siberian Federal University. E-mail: isvain@mail.ru.

Safonov Konstantin Vladimirovich – Dr. Sc., Professor, Head of the Department of Applied Mathematics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: safonovkv@rambler.ru.

УДК 004.056

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-593-601

Для цитирования: Исаев С. В., Кононов Д. Д. Исследование динамики и классификация атак на веб-сервисы корпоративной сети // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 593–601. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-593-601.

For citation: Isaev S. V., Kononov D. D. [A study of dynamics and classification of attacks on corporate network web services]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 593–601. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-593-601.

Исследование динамики и классификация атак на веб-сервисы корпоративной сети

С. В. Исаев, Д. Д. Кононов *

Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, Красноярск, ул. Академгородок, 50/44
*E-mail: ddk@icm.krasn.ru

В статье представлено исследование динамики атак на веб-сервисы с использованием классификации киберугроз по типам на примере корпоративной сети Красноярского научного центра СО РАН. Анализ проведен на основе журналов веб-сервисов и позволяет решить актуальные задачи обеспечения комплексной безопасности веб-сервисов, в том числе выявить как существующие, так и потенциальные угрозы кибербезопасности. Проведен обзор основных подходов к обработке и анализу журналов. Авторы описывают тип и состав источников данных и приводят список используемого программного обеспечения. Особенностью исследования является длительный период наблюдения. Предложена структура системы обработки и реализован программный комплекс для анализа и классификации атак. В работе показано, что использование классифицированных выборок позволяет обнаружить периодичность и выявить тренды по отдельным видам атак. Анализ показал, что наиболее эффективным способом обнаружения повышения риска киберугроз является анализ классифицированных угроз с агрегацией до месяца. Неклассифицированные атаки имеют схожие параметры распределения по разным годам, в случае же применения классификации параметры распределения существенно меняются, что позволяет отслеживать риски в автоматизированных системах предотвращения вторжений. Была построена матрица корреляций по типам атак. Анализ показал, что большинство типов атак имеет слабую корреляцию, за исключением атак «инъекция команд», «просмотр директории», «инъекция кода Ява», которые можно агрегировать. Авторами предложен эвристический метод сравнения рисков, основанный на классификации киберугроз. Метод использует статистические параметры распределений выборок и позволяет работать с различными временными интервалами. В работе выполнена геопривязка IP-адресов, с которых проводились атаки, построены профили атак для разных стран и приведен список стран, имеющих стабильный профиль атак. В заключение указаны особенности предложенного метода и обозначены перспективы использования в других областях.

Ключевые слова: анализ, безопасность, веб, интернет, атака, корпоративная сеть.

A study of dynamics and classification of attacks on corporate network web services

S. V. Isaev, D. D. Kononov *

Institute of Computational Modelling of the SB RAS
50/44, Akademgorodok St., Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
*E-mail: ddk@icm.krasn.ru

The article presents a study of the dynamics of attacks on web services using the classification of cyber threats by type on the example of the corporate network of the Krasnoyarsk Scientific Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences. The analysis was carried out on the basis of web services logs and allows solving urgent problems of ensuring the integrated security of web services, including identifying both existing and potential cybersecurity threats. A review of the main approaches to the processing and analysis of logs is provided. The authors describe the type and composition of data sources and provide a list of the software used. A feature of the study is the long observation period. The structure of the processing system is proposed and software tools for attack analysis and classification are implemented. The work shows that the use of classified samples allows detecting periodicity and reveal trends of certain types of attacks. Unclassified attacks have similar distribution parameters for different years, while in the case of classification, the distribution parameters change significantly, which makes it possible to track risks in automated intrusion prevention systems. A correlation matrix by type of attack was constructed. The analysis showed that most attack types have weak correlation, with the exception of the attacks "command injection", "directory browsing", "Java code injection", which can be aggregated. The authors proposed a heuristic method of risk comparison based on cyber threat classification. The method uses statistical parameters of sample distributions and allows working with different time intervals. The paper georeferenced the IP addresses from which the attacks were carried out, built attack profiles for different countries, and provided a list of countries with a stable attack profile. The conclusion indicates the features of the proposed method and outlines the prospects for its use in other areas.

Keywords: analysis, security, web, internet, attack, corporate network.

Введение

В настоящее время многие компании используют веб-технологии для организации корпоративных сервисов различного уровня (почта, облачные технологии, хостинг, видеоконференции). Необходимо отметить, что веб-сервисы подвержены рискам информационной безопасности, поскольку функционируют в открытой сети Интернет. Важной частью функционирования современных информационных систем является задача обеспечения информационной безопасности, которая является комплексной и включает набор мероприятий на различных уровнях, выполнение которых позволяет снизить риски киберугроз. Одним из важных компонентов по обеспечению безопасности является анализ различных журналов активности, которые генерирует система [1]. В частности, представляет интерес журналы веб-серверов nginx и apache, анализ которых позволяет выявить кибератаки, совершаемые на систему. В веб-системах объемы журналов могут иметь значительные размеры, что затрудняет их анализ в ручном режиме, в этом случае необходимо использовать автоматизированные инструменты для обработки и анализа данных [2]. Как правило, анализ данных предусматривает обработку различными программными средствами и представляет собой многоступенчатый процесс [3; 4]. Полученные при анализе данные можно использовать для моделирования системы информационной безопасности [5] либо для сопоставления поведенческих шаблонов оборудования реальным кибератакам [6].

Смежные работы

При анализе журналов используются разные подходы. Один из самых популярных методов является сигнатурный анализ. Обработчики журналов используют заранее определенные сигнатуры для идентификации вредоносных событий и их классификацию [7; 8]. При этом из элементов журнала могут извлекаться дополнительные параметры и характеристики, которые могут быть использованы для последующего анализа, например, кластеризации и обнаружения аномалий [9]. Как правило, сбои во время кибератак порождают записи журнала, которые отличаются от записей, представляющих штатное поведение системы. Поэтому целесообразно обращать внимание на отдельные записи журнала, которые не вписываются в общую картину. При кластеризации такие записи идентифицируются высокой степенью несходства со всеми существующими кластерами или не соответствуют никаким сигнатурам [10; 11]. Однако не все неблагоприятные события системы проявляются в виде отдельных аномальных записей журнала,

а, скорее, в виде динамических или последовательных аномалий. Поэтому необходимы подходы, которые позволяют группировать последовательности записей или выявлять временные закономерности и корреляции. Динамическая кластеризация позволяет идентифицировать события, имеющие несколько разнородных и разрозненных по времени записей в журнале [12; 13], что даёт возможность обнаруживать неявное нештатное поведение.

Существующие работы используют различные методы анализа журналов сервисов. Часто авторы описывают методику анализа и в качестве примера используют тестовые данные, что не позволяет оценить работоспособность подхода на реальных данных. Либо используются реальные данные с короткими временными интервалами, что затрудняет анализ динамики происходящих процессов за различные периоды.

В данной работе проводится исследование безопасности корпоративной сети Красноярского научного центра (ФИЦ КНЦ СО РАН) на основе анализа журналов веб-сервисов. Целью работы является анализ безопасности веб-сервисов в динамике за последние 2 года, классификация кибератак по видам, выявление зависимостей между различными параметрами атак. В отличие от существующих работ, анализ выполняется на длительных временных интервалах, что позволяет выявить динамику поведения веб-сервисов по часам, дням, месяцам и годам. Работа является продолжением исследования безопасности веб-сервисов корпоративной сети [14], по сравнению с предыдущей работой выполнена классификация киберугроз по типам, предложен метод оценки рисков.

Источник данных и методика обработки

Источниками данных для анализа в работе являются данные веб-сервисов за 2020–2021 гг. и неполный 2022 г. (объем 45 Гб, 176 млн элементов). Анализ выполнялся с помощью следующих программных инструментов: UNIX tools, GAccess, libmaxmind, JSON tools, Python, Microsoft Excel. На рис. 1 представлены стадии обработки данных. Первичная обработка включает агрегацию журналов со всех веб-сервисов и унификацию формата для последующей обработки. Для всех данных выполняется геопривязка источника – определение страны по IP-адресу (GeoIP). Затем выполняется обработка ошибок (как клиентских, так и серверных) с агрегацией по различным интервалам времени (год, месяц, день, час). Также выполняется обработка атак, которая включает классификацию по типам с последующей агрегацией по геоданным. Классификация атак по типам осуществляется по OWASP [15] с использованием набора правил ModSecurity Core Rule Set [16], предназначенного для идентификации киберугроз веб-приложений. Для обработки атак был разработан комплекс программ GSec на языках Go и C, осуществляющий автоматизированную классификацию атак по типам и агрегацию данных по различным временным интервалам.

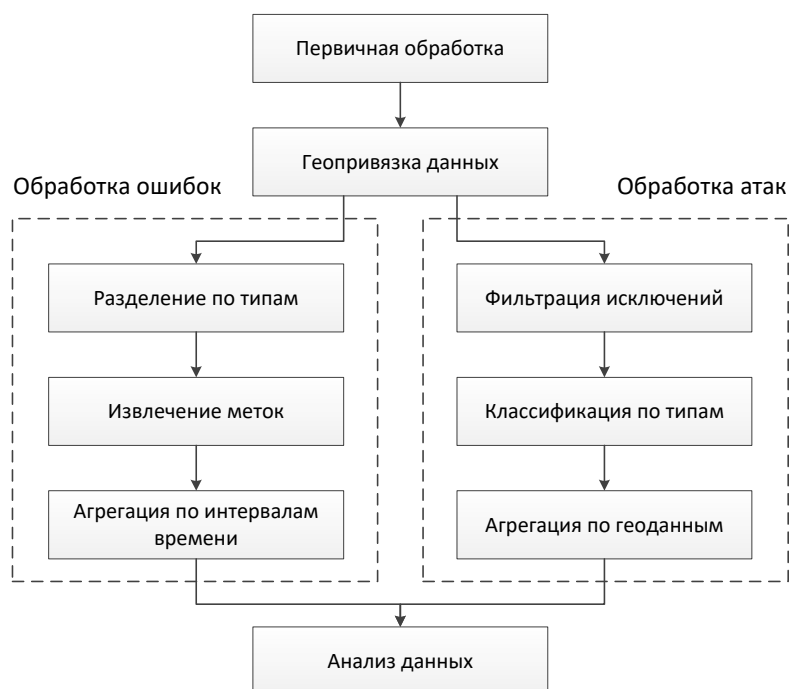


Рис. 1. Стадии обработки данных

Fig. 1. Stages of data processing

Анализ данных WWW

Анализ общего числа атак за 2020–2022 гг. показывает, что в среднем их ежедневное количество меняется в небольших пределах: 3664 в 2020 г., 3481 в 2021 г. и 3698 в 2022 г. (3 % отклонения от среднего по году). Вместе с тем максимальное число атак изменяется в широких пределах от 8500 до 21000 за день, что свидетельствует об одновременном функционировании нескольких нескоординированных источников. На рис. 2 представлена общая динамика обнаруженных атак по месяцам за 2020–2022 гг. Мы фиксируем отсутствие выраженной периодичности как при ежедневном, так и при ежемесячном суммировании.

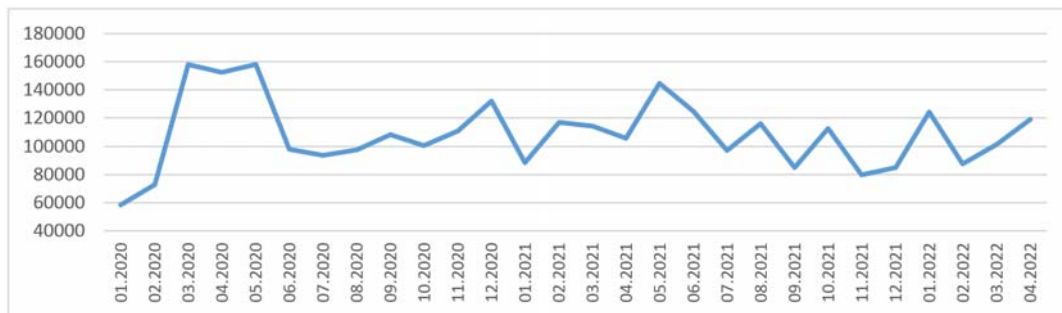


Рис. 2. Общая динамика атак по месяцам

Fig. 2. General dynamics of attacks by month

При переходе к анализу атак по видам можно выделить явные тренды на увеличение количества атак отдельных видов. На рис. 3 представлено ежемесячное количество атак типов POLICY/EXT_RESTR (запрещенное расширение) и WEB/FILE_INJ (инъекция файла), на примере которых отчетливо видно увеличение интенсивности в 2 и более раза, незаметное на рис. 2.

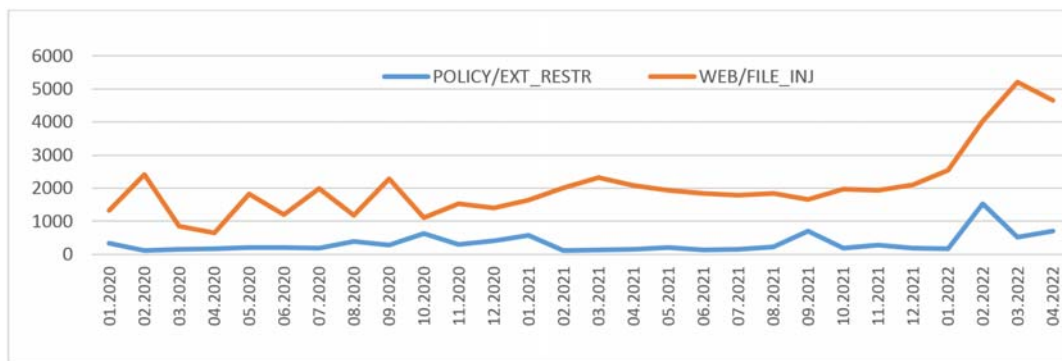


Рис. 3. Динамика классифицированных атак по месяцам

Fig. 3. Dynamics of classified attacks by month

На графике агрегации по дням за 2022 г. (рис. 4) незаметен обнаруженный на рис. 3 восходящий тренд. Виден отдельный пик в районе 26 февраля 2022 г., который можно связать с массовыми кибератаками на интернет-ресурсы России. Таким образом, наиболее эффективным способом обнаружения повышения риска киберугроз является анализ классифицированных угроз с агрегацией до месяца.

На рис. 5 приведены диаграммы размаха для распределений за 2022, 2021 и 2020 гг.: неклассифицированные атаки (а), атаки типа WEB/CMD_INJ (инъекция команд) (б) и атаки типа WEB/FILE_INJ (инъекция файла) (в). Если неклассифицированное распределение атак имеет схожие параметры за разные годы, то в случае применения классификации параметры распределения изменяются достаточно существенно, особенно для 2022 г., который характеризуется

увеличением риска киберугроз. Для выбора набора показателей была построена матрица корреляций их распределений по дням за весь наблюдаемый период 2020–2022 гг. (рис. 6). Большинство показателей имеют слабую корреляцию, за исключением WEB/CMD_INJ (инъекция команд), WEB/DIR_TRAVERSAL (просмотр директории) и WEB/JAVA_INJ (инъекция кода Ява), которые можно агрегировать.

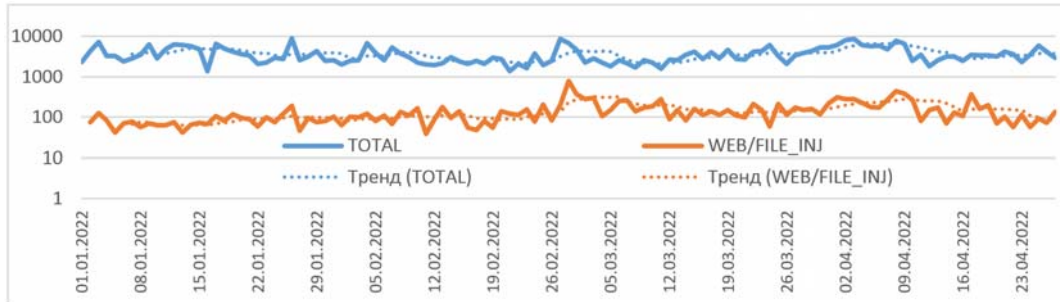


Рис. 4. Динамика неклассифицированных атак и атак типа «инъекция файлов»

Fig. 4. Dynamics of unclassified attacks and file injection attacks

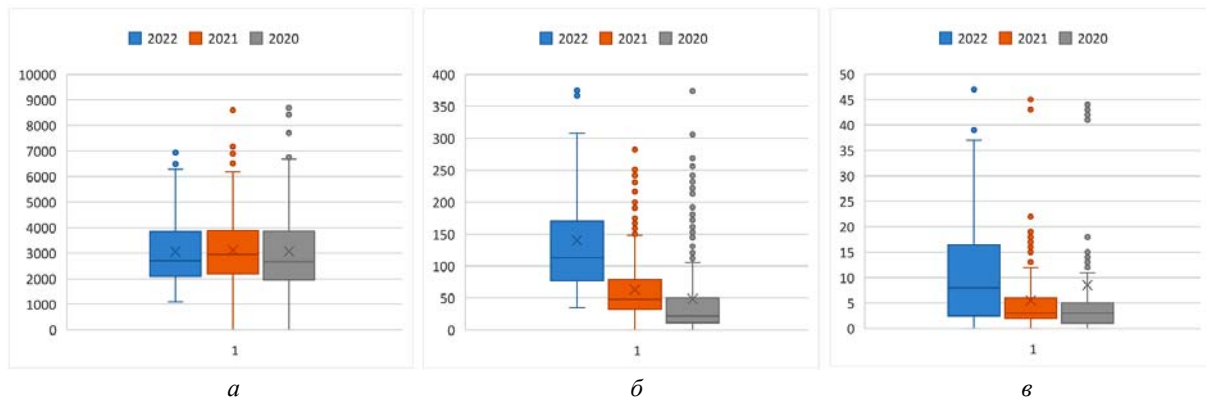


Рис. 5. Диаграммы размаха атак по годам:

a – неклассифицированные; *b* – WEB/CMD_INJ; *c* – WEB/FILE_INJ

Fig. 5. Range diagrams of attacks by year:

a – unclassified; *b* – WEB/CMD_INJ; *c* – WEB/FILE_INJ

	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
1. AUTO/CRAWLER		0,21	0,44	0,38	-0,34	0,10	-0,09	-0,10	-0,14	0,24	0,00	0,20	0,25	0,31	-0,20
2. AUTO/SCRIPT	0,21		0,10	-0,02	-0,06	-0,01	-0,15	-0,18	-0,34	0,13	-0,05	0,66	-0,34	0,28	-0,11
3. AUTO/SEC_SCAN	0,44	0,10		0,04	-0,24	-0,06	-0,30	-0,25	-0,29	-0,04	-0,22	0,09	0,17	0,29	-0,19
4. OTHERS	0,38	-0,02	0,04		-0,18	0,63	-0,08	-0,06	-0,09	0,23	-0,01	0,09	0,06	0,52	0,01
5. POLICY/EXT_REST	-0,34	-0,06	-0,24	-0,18		-0,09	0,55	0,60	0,46	0,12	0,50	-0,16	-0,09	-0,17	0,82
6. PROTOCOL	0,10	-0,01	-0,06	0,63	-0,09		0,20	0,18	0,06	0,09	0,28	0,41	-0,26	0,64	0,01
7. WEB/CMD_INJ	-0,09	-0,15	-0,30	-0,08	0,55	0,20		0,99	0,73	0,04	0,97	0,11	-0,11	-0,10	0,47
8. WEB/DIR_TRAVERSA	-0,10	-0,18	-0,25	-0,06	0,60	0,18	0,99		0,75	0,07	0,96	0,05	-0,06	-0,15	0,52
9. WEB/FILE_INJ	-0,14	-0,34	-0,29	-0,09	0,46	0,06	0,73	0,75		0,31	0,62	-0,11	0,07	-0,40	0,59
10. WEB/HEADER_INJ	0,24	0,13	-0,04	0,23	0,12	0,09	0,04	0,07	0,31		-0,01	-0,02	0,28	0,08	0,15
11. WEB/JAVA_INJ	0,00	-0,05	-0,22	-0,01	0,50	0,28	0,97	0,96	0,62	-0,01		0,22	-0,13	0,00	0,42
12. WEB/PHP_INJ	0,20	0,66	0,09	0,09	-0,16	0,41	0,11	0,05	-0,11	-0,02	0,22		-0,27	0,41	-0,13
13. WEB/RFI	0,25	-0,34	0,17	0,06	-0,09	-0,26	-0,11	-0,06	0,07	0,28	-0,13	-0,27		-0,26	-0,11
14. WEB/SQL_INJ	0,31	0,28	0,29	0,52	-0,17	0,64	-0,10	-0,15	-0,40	0,08	0,00	0,41	-0,26		-0,11
15. WEB/XSS	-0,20	-0,11	-0,19	0,01	0,82	0,01	0,47	0,52	0,59	0,15	0,42	-0,13	-0,11	-0,11	

Рис. 6. Матрица корреляций распределений классифицированных атак

Fig. 6. Distributions correlations matrix of classified attacks

Метод оценки изменения рисков киберугроз

На основе проведенного анализа видно, что отдельные классифицированные типы атак содержат больше информации по динамике рисков, чем неклассифицированные. Выбирая независимые классифицированные типы атак и вычисляя для временных выборок их статистические показатели, можно предложить следующий эвристический метод для оценки изменения рисков киберугроз, основанный на сравнении параметров распределений выборок. Для выборок V_1 и V_2 , содержащих N независимых показателей, введем следующую функцию R оценки изменения рисков:

$$R(V_1, V_2) = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N K_i,$$

$$\text{где } K_i = \begin{cases} 1, & \text{если } \mu_i > 0,6745 \cdot \sigma_i, \\ 0, & \text{если } -0,6745 \cdot \sigma_i \leq \mu_i \leq 0,6745 \cdot \sigma_i, \\ -1, & \text{если } \mu_i < -0,6745 \cdot \sigma_i; \end{cases}$$

μ_i – среднее значение выборки i -го признака

выборки V_2 ; σ_i – среднеквадратическое отклонение выборки i -го признака выборки V_1 .

Согласно предложенному методу, если среднее значение всех N признаков выборки V_2 больше третьего квартиля выборки V_1 , то значение изменения риска равно 1, которое можно интерпретировать как существенное увеличение риска по всем показателям. Если среднее значение всех N признаков выборки V_2 меньше первого квартиля выборки V_1 , то значение изменения риска равно -1 (уменьшение риска по всем показателям). Значение $R(V_1, V_2) \in [-1, 1]$, что позволяет использовать этот показатель для анализа с помощью методов искусственного интеллекта, в частности, метода Шортлиффа.

Оценка профилей атак

Из журналов была извлечена информация о геопривязке IP-адресов и проведен анализ источников атак по типам. Рассчитаны корреляции выборок 2020 и 2021 гг. по типам атак для стран из топ-15 по интенсивности атак. Если допустить предположение, что соотношение показателей атак разного типа (профиль атаки) определяется набором программного обеспечения, используемого для проведения атаки, то высокую корреляцию таких выборок по одной стране в разные периоды времени можно интерпретировать как фиксированный набор используемого для атак ПО (атакуемых уязвимостей). Полученная диаграмма рис. 7 показывает, что странами с наиболее стабильной структурой атак являются Китай, Россия, Германия, Великобритания, США и Польша.

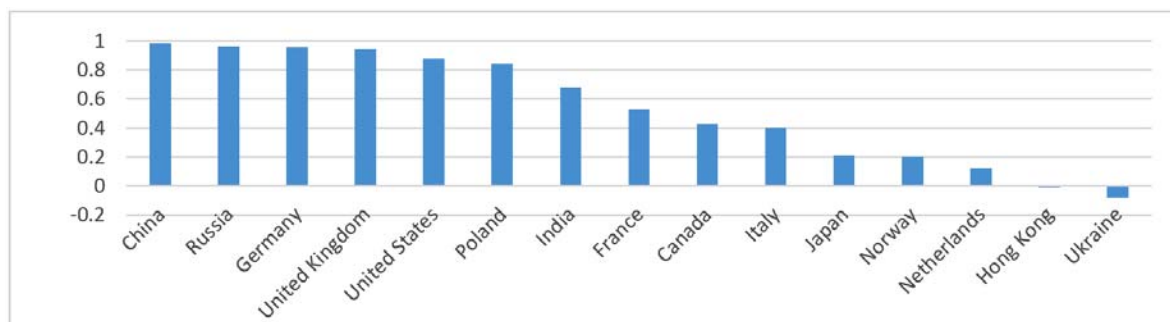


Рис. 7. Корреляция структуры атак 2020 и 2021 гг. по странам

Fig. 7. Correlation of attack patterns in 2020 and 2021 by country

Страны с низкой корреляцией (Голландия, Гонконг, Украина) не имеют постоянного набора программного обеспечения для атак и, вероятно, используются разными группами злоумышленников, контролирующими ботнет-сети.

Заключение

В работе рассмотрена динамика атак на веб-сервисы по странам, выделены основные группы стран с постоянным профилем атак и высокой их интенсивностью. Выполнено сравнение попарных корреляций различных видов атак, выявлены атаки с высокой корреляцией, которые можно агрегировать при оценке рисков. Предложен метод сравнения рисков кибербезопасности для различных периодов, использующий классификацию по видам атак. Метод не зависит от сравниваемых временных интервалов и объема выборок, так как основан на статистических показателях. Метод оценки рисков кибербезопасности может использоваться в других областях, в которых существует классификация показателей.

Библиографические ссылки

1. System log clustering approaches for cyber security applications: A survey / M. Landauer, F. Skopik, M. Wurzenberger, A. Rauber // *Computers & Security*. 2020. Vol. 92. P. 101739.
2. Towards Automated Log Parsing for Large-Scale Log Data Analysis / P. He, J. Zhu, S. He, J. Li et al. // *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*. 2017. Vol. 15, No. 6. P. 931–944.
3. Detecting Web Attacks Using Multi-stage Log Analysis / M. Moh, S. Pininti, S. Doddapaneni, T. Moh // *IEEE 6th International Conference on Advanced Computing (IACC)*. 2016. P. 733–738.
4. Tools and Benchmarks for Automated Log Parsing / Zhu J. et al. // *IEEE/ACM 41st International Conference on Software Engineering: Software Engineering in Practice (ICSE-SEIP)*. 2019. P. 121–130.
5. Ефимова Ю. В., Гаврилов А. Г. Моделирование системы информационной безопасности на основе анализа системных журналов // *Инженерный вестник Дона*. 2019. № 6 (57). С. 40.
6. Моделирование идентификации профиля кибератак на основе анализа поведения устройств в сети провайдера телекоммуникационных услуг / И. П. Болодурина, Д. И. Парфёнов, Л. С. Забродина и др. // *Вестник Южно-Уральского гос. университета*. 2019. № 4. С. 48–59.
7. Drain: an online log parsing approach with fixed depth tree / P. He, J. Zhu, Z. Zheng, M. R. Lyu // *Proc. of the International Conference on Web Services (ICWS)*. 2017. IEEE. P. 33–40.
8. Reidemeister T., Jiang M., Ward P. A. Mining unstructured log files for recurrent fault diagnosis // *Proc. of the Int. Symp. on Integrated Netw. Mgmt. IEEE*. 2011. P. 377–384.
9. Сидорова Д. Н., Пивкин Е. Н. Алгоритмы и методы кластеризации данных в анализе журналов событий информационной безопасности // *Безопасность цифровых технологий*. 2022. № 1 (104). С. 41–60.
10. Juvonen A., Sipola T., Hamalainen T. Online anomaly detection using dimensionality reduction techniques for http log analysis // *Computer Networks*. 2015. No. 91. P. 46–56.
11. Incremental clustering for semi-supervised anomaly detection applied on log data / M. Wurzenberger, F. Skopik, M. Landauer et al. // *Proc. of the 12th International Conference on Availability, Reliability and Security. ACM*. 2017. P. 31:1–31:6.
12. One graph is worth a thousand logs: uncovering hidden structures in massive system event logs / M. Aharon, G. Barash, I. Cohen, E. Mordechai // *Proc. of the Joint Eur. Conf. on Machine Learning and Knowledge Discovery in Databases. Springer*. 2009. P. 227–243.
13. Logsed: anomaly diagnosis through mining time-weighted control flow graph in logs / T. Jia, L. Yang, P. Chen et al. // *Proc. of the 10th Int. Conf. on Cloud Comp. (CLOUD). IEEE*. 2017. P. 447–455.
14. Kononov D., Isaev S. Analysis of the dynamics of Internet threats for corporate network web services // *CEUR Workshop Proceedings. The 2nd Siberian Scientific Workshop on Data Analysis Technologies with Applications 2021*. 2021. Vol. 3047. P. 71–78.
15. Analysis of Web Security Using Open Web Application Security Project 10 / M. A. Helmiawan, E. Firmansyah, I. Fadil et al. // *8th International Conference on Cyber and IT Service Management (CITSM)*. 2020. P. 1–5.

16. OWASP ModSecurity Core Rule Set [Электронный ресурс]. URL: <https://owasp.org/www-project-modsecurity-core-rule-set/> (дата обращения: 13.05.2022).

References

1. Landauer M., Skopik F., Wurzenberger M., Rauber A. System log clustering approaches for cyber security applications: A survey. *Computers & Security*. 2020, Vol. 92, P. 101739.
2. He P., Zhu J., He S., Li J. et al. Towards Automated Log Parsing for Large-Scale Log Data Analysis. *IEEE Transactions on Dependable and Secure Computing*. 2017, Vol. 15, No. 6, P. 931–944.
3. Moh M., Pininti S., Doddapaneni S., Moh T. Detecting Web Attacks Using Multi-stage Log Analysis. *IEEE 6th International Conference on Advanced Computing (IACC)*. 2016, P. 733–738.
4. Zhu J. et al. Tools and Benchmarks for Automated Log Parsing. *IEEE/ACM 41st International Conference on Software Engineering: Software Engineering in Practice (ICSE-SEIP)*. 2019, P. 121–130.
5. Efimova Yu. V., Gavrilov A. G. [Modeling an information security system based on the analysis of system logs]. *Inzhenernyi vestnik Dona*. 2019, No. 6 (57), P. 40 (In Russ.).
6. Bolodurina I. P., Parfenov D. I., Zabrodina L. S. et al. [Modeling the identification of a cyber attack profile based on the analysis of the behavior of devices in the network of a telecommunications service provider]. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gosudarstvennogo universiteta*. 2019, No. 4, P. 48–59 (In Russ.).
7. He P., Zhu J., Zheng Z., Lyu M. R. Drain: an online log parsing approach with fixed depth tree. *Proc. of the International Conference on Web Services (ICWS)*. IEEE, 2017, P. 33–40.
8. Reidemeister T., Jiang M., Ward P. A. Mining unstructured log files for recurrent fault diagnosis. *Proc. of the Int. Symp. on Integrated Netw. Mgmt.* IEEE, 2011, P. 377–384.
9. Sidorova D. N., Pivkin E. N. [Algorithms and methods of data clustering in the analysis of information security event logs]. *Bezopasnost' tsifrovyykh tekhnologii*. 2022, No. 1 (104), P. 41–60 (In Russ.).
10. Juvonen A., Sipola T., Hamalainen T. Online anomaly detection using dimensionality reduction techniques for http log analysis. *Computer Networks*. 2015, No. 91, P. 46–56.
11. Wurzenberger M., Skopik F., Landauer M., Greitbauer P., Fiedler R., Kastner W. Incremental clustering for semi-supervised anomaly detection applied on log data. *Proc. of the 12th International Conference on Availability, Reliability and Security*, ACM (2017), P. 31:1–31:6.
12. Aharon M., Barash G., Cohen I., Mordechai E. One graph is worth a thousand logs: uncovering hidden structures in massive system event logs. *Proc. of the Joint Eur. Conf. on Machine Learning and Knowledge Discovery in Databases*. Springer, 2009, P. 227–243.
13. Jia T., Yang L., Chen P., Li Y., Meng F., Xu J. Logsed: anomaly diagnosis through mining time-weighted control flow graph in logs. *Proc. of the 10th Int. Conf. on Cloud Comp. (CLOUD)*. IEEE, 2017, P. 447–455.
14. Kononov D., Isaev S. Analysis of the dynamics of Internet threats for corporate network web services. *CEUR Workshop Proceedings. The 2nd Siberian Scientific Workshop on Data Analysis Technologies with Applications 2021*. 2021, Vol. 3047, P. 71–78.
15. Helmiawan M. A., Firmansyah E., Fadil I., Sofivan Y., Mahardika F. and Guntara A. Analysis of Web Security Using Open Web Application Security Project 10. *8th International Conference on Cyber and IT Service Management (CITSM)*. 2020, P. 1–5.
16. OWASP ModSecurity Core Rule Set. Available at: <https://owasp.org/www-project-modsecurity-core-rule-set/> (accessed: 13.05.2022).

Исаев Сергей Владиславович – кандидат технических наук, доцент, заведующий отделом информационно-телекоммуникационных технологий; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: si@icm.krasn.ru.

Кононов Дмитрий Дмитриевич – научный сотрудник; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: ddk@icm.krasn.ru.

Isaev Sergey Vladislavovich – Cand. Sc., associate professor, head of the Department of Information and Telecommunication Technologies; Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: si@icm.krasn.ru.

Kononov Dmitry Dmitrievich – scientific researcher; Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: ddk@icm.krasn.ru.

УДК 517.977.5-629.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-602-614

Для цитирования: Оптимальное управление разведением спицы трансформируемого рефлектора при наличии возмущений с коррекцией интервалов наблюдений / С. А. Кабанов, Д. С. Кабанов, Е. Н. Никулин, Ф. В. Митин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 602–614. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-602-614.

For citation: Kabanov S. A., Kabanov D. S., Nikulin E. N., Mitin F. V. [Optimal control of deployment of the spoke of a transformable reflector in the presence of disturbances]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 602–614. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-602-614.

Оптимальное управление разведением спицы трансформируемого рефлектора при наличии возмущений с коррекцией интервалов наблюдений

С. А. Кабанов, Д. С. Кабанов, Е. Н. Никулин, Ф. В. Митин*

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова

Российская Федерация, 199005, г. Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., 1

*E-mail: fedor28@list.ru

В настоящее время активно развивается разработка крупногабаритных космических конструкций и, в частности, трансформируемых рефлекторов. Особенностью данных аппаратов является малый объём при транспортировке и большие размеры в развёрнутом рабочем состоянии. Поэтому важно осуществить надежное и плавное раскрытие, настроить форму активной радиотражающей поверхности с заданной точностью, регулировать орбитальное положение. В космическом пространстве на систему оказывается постоянное воздействие радиации, возникает большой перепад температур на околоземной орбите, присутствует солнечный ветер, что главным образом влияет на диаграмму направленности. В данной работе рассмотрен процесс разведения спицы рефлектора при наличии возмущений и ошибок измерений. В соответствии с принципом разделения алгоритм включает фильтр Калмана и регулятор для разведения спицы и коррекции интервалов включения измерителей. Задача управления разведением спицы решается при использовании алгоритма оптимального управления по иерархии целевых критериев. Коррекция интервалов наблюдений производится управлением производными от моментов времени включения и отключения измерителей. Представлены результаты численного моделирования.

Ключевые слова: алгоритм последовательной оптимизации, крупногабаритный трансформируемый рефлектор, оптимальная фильтрация, математическая модель, моделирование.

Optimal control of deployment of the spoke of a transformable reflector in the presence of disturbances

S. A. Kabanov, D. S. Kabanov, E. N. Nikulin, F. V. Mitin*

BSTU “VOENMEH” named after D. F. Ustinov

1, 1 st. Krasnoarmeyskaya, St. Petersburg, 199005, Russian Federation

*E-mail: fedor28@list.ru

Currently, the development of large-sized space structures and, in particular, transformable reflectors is actively developing. A feature of these devices is a small volume during transportation and large dimensions in the expanded working condition. Therefore, it is important to carry out a reliable and

smooth deployment, adjust the shape of the active radio-reflecting surface with a given accuracy, and adjust the orbital position. In outer space, the system is constantly exposed to radiation, there is a large temperature difference in near-Earth orbit, there is a solar wind, which mainly affects the radiation pattern. In this paper, the process of deployment of the reflector spokes in the presence of disturbances and measurement errors is considered. The solution to the problem is presented using the separation theorem. To estimate the parameters of the system in the presence of measurement noise, the Kalman filter is applied. Its performance is shown at various values of the noise intensity. A random process such as white noise was selected as external disturbances and measurement noises. The control problem is solved using the optimal control algorithm according to the hierarchy of target criteria. The possibility of minimizing energy costs by means of interval switching on of measuring sensors is shown. The results of numerical simulation are presented.

Keywords: sequential optimization algorithm, large-size transformable reflector, optimal filtration, mathematical model, modeling.

Введение

Рефлекторы космического базирования активно используются во многих сферах жизнедеятельности человека. С помощью них осуществляется воздушно-космическая связь и глобальное вещание. Такие антенны используются для прогнозирования климата и дистанционного зондирования земли, исследования дальнего космоса [1–3]. Крупногабаритные рефлекторы специальным образом укладываются в наземных условиях для размещения их в ракете-носителе. После достижения заданной орбиты начинается поэтапный процесс развертывания конструкции, по завершении которого достигается требуемая форма отражающей поверхности.

С середины XX в. все большее внимание стало уделяться крупногабаритным трансформируемым антеннам из-за их большой апертуры и малой массы в развернутом состоянии. Примером такой конструкции является рефлектор Astro Mesh [4; 5]. Для задачи разведения спиц, их выдвижения, обеспечения заданной формы отражающего сетеполотна разработаны математические модели и алгоритмы управления [6–15]. Важно изучить и смоделировать процесс развертывания с учетом возможностей отключения измерителей при минимизации ухудшения при этом точности оценивания [16–18].

Рассмотрим реализацию крупногабаритной космической конструкции с применением вантовой системы для создания необходимой формы радиоотражающей поверхности рефлектора (рис. 1) [10]. Крупногабаритный трансформируемый рефлектор (КТР) состоит из космического аппарата (КА) 1. К нему прикреплены разворачиваемые элементы, такие как солнечные батареи 2, облучающая система 3. Для обеспечения заданной диаграммы направленности штанга 4 выдвигает рефлектор 5 на необходимое фокусное расстояние. Отражающей поверхностью является сетеполотно 6.

Раскрытие КТР происходит в космическом пространстве, поэтому важно привести систему в рабочее положение при минимизации колебаний, что достигается плавностью раскрытия и высокой точностью выхода к упорам. Большой перепад температур, а также радиация и солнечный ветер оказывают возмущаю-

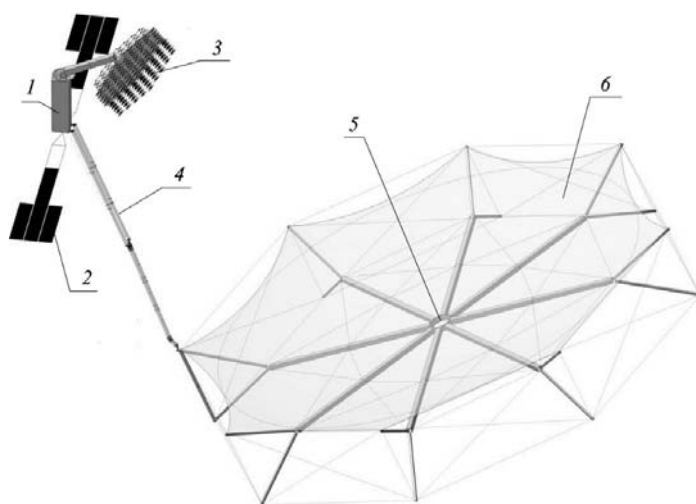


Рис. 1. Конструкция КТР

Fig. 1. The design of the LTR
(Large-sized transformable reflector)

щее воздействие на конструкции, что может привести к искажению диаграммы направленности [11; 12]. Поэтому необходимо решать задачи фильтрации, оптимального раскрытия рефлектора и коррекции интервалов наблюдений при допустимой точности оценивания, т. е. исследовать возможность регулировки режима активной работы измерителей.

Математическое описание задачи

Рассмотрим процесс прямого раскрытия спицы КТР. Необходимо изменить положение спицы на заданный угол φ под действием силы M (рис. 2). Спица жестко закреплена одним концом к КА, вращение осуществляется под действием электрического двигателя. Рассмотрим поворот спицы в упрощенном виде без учета изгибных колебаний, моментов трения, создаваемых упором и фиксатором.

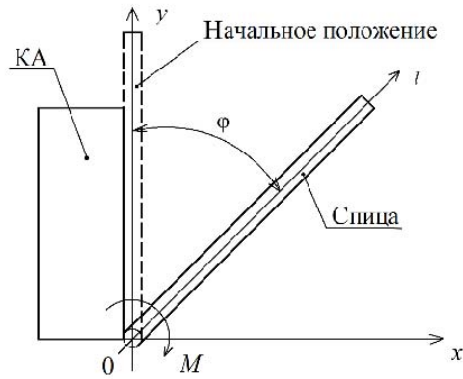


Рис. 2. Разведение спицы рефлектора

Fig. 2. The deployment of the reflector spoke

Оптимальное управление раскрытием рефлектора с учетом колебаний рассмотрено в работах [13; 15].

Для исследования возможностей автоматической оптимальной регулировки режима активной работы измерителей в работе [17] предложен алгоритм с оптимальной коррекцией структуры наблюдений. В применении к рефлектору разработан соответствующий алгоритм [18], позволяющий экономить энергию на работу измерителей.

Математическая модель, описывающая данный процесс, имеет вид

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) + \xi_x, \quad (1)$$

при наблюдении

$$\mathbf{z} = \mathbf{a}(t, \tau) [\mathbf{h}(\mathbf{x}, t) + \xi_z], \quad (2)$$

где $\mathbf{x}$ – n -мерный вектор состояния; $\mathbf{u}$ – m -мерный вектор управления; $m \leq n$, ξ_x , ξ_z – n - и l -векторы возмущений в виде белых шумов с интенсивностями B_x и B_z соответственно; $l \leq n$; $\mathbf{z}$ – l -вектор измерений; $\mathbf{f}$ – h -заданные непрерывные вектор-функции своих аргументов соответствующей размерности, имеющие непрерывные частные производные по $\mathbf{x}$; $t \in [t_0, t_f]$ – переменная непрерывного времени; $\mathbf{u} \in U(t)$, $U(t)$ – заданная область m -мерного пространства.

Введем функцию времени $\alpha(t, \tau)$, определяющую активность измерителей; если $\alpha(t, \tau) = 1$, то в момент t проводится измерение, а если $\alpha(t, \tau) = 0$ – то нет. Здесь $\alpha(t, \tau) = 1 - \Delta\alpha^T \cdot 1(t - \tau_{2j-1}) + \Delta\alpha^T \cdot 1(t - \tau_{2j})$, $1(t - \tau_{2j-1}) = [1(t - \tau_1)1(t - \tau_3) \dots 1(t - \tau_{2r-1})]^T$, $1(t - \tau_{2j}) = [1(t - \tau_2)1(t - \tau_4) \dots 1(t - \tau_{2r})]^T$, $\Delta\alpha = (\Delta\alpha_1 \Delta\alpha_2 \dots \Delta\alpha_r)^T$, $\Delta\alpha_j = 1$; $1(t - \tau_{2j-1})$, $1(t - \tau_{2j})$ – единичные функции; τ_{2j} , τ_{2j-1} – моменты времени включения и отключения измерителей, $j = \overline{1, r}$.

При этом минимизируется целевой функционал, в общем случае имеющий терминальную и интегральную составляющие,

$$I = M \left[V_f(\mathbf{x}, \hat{\mathbf{x}}, t_0, t_f) + \int_{t_0}^{t_f} f_0(\mathbf{x}, \hat{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, t) dt \right], \quad (3)$$

где f_0 , V_f – заданные положительно определённые функции своих аргументов, имеющие непрерывные частные производные по $\mathbf{x}$, t , а функция f_0 еще и по $\mathbf{u}$. Примем

$$V_f = V_{f1}(\mathbf{x}, \hat{\mathbf{x}}, t_0) + V_{f2}(\mathbf{x}, t_f), \quad V_{f1}(\mathbf{x}, \hat{\mathbf{x}}, t_0) = 0.5 \Delta \hat{\mathbf{x}}_0^T R_0^{-1} \Delta \hat{\mathbf{x}}_0,$$

$$V_{f2}(\mathbf{x}, t_f) = 0.5 \Delta \mathbf{x}_f^T \rho \Delta \mathbf{x}_f + 0.5 \rho_0 \Delta \hat{\mathbf{x}}_f^T R(t_f) \Delta \hat{\mathbf{x}}_f + 0.5 \beta \sum_{j=1}^r (\tau_{2j} - \tau_{2j-1})^{-2}, \quad j = \overline{1, r}, \quad \Delta \hat{\mathbf{x}}_0 = \hat{\mathbf{x}}_0 - \mathbf{x}_0,$$

$\hat{x}_0 = \hat{x}(t_0)$, $x_0 = x(t_0)$, $\Delta x_f = x(t_f) - x_f$, $\Delta \hat{x}_f = \hat{x}(t_f) - x_f$, $\rho = \text{diag}(\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_n)$,
 $f_0(x, \hat{x}, u, t) = 0.5 \Delta \hat{x}^T \gamma \Delta \hat{x} + 0.5(u^T k^{-2} u + u_0^T k^{-2} u_0)$, $\gamma = \text{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n)$, $\Delta \hat{x} = \hat{x} - x$, x_f – заданное конечное значение вектора x ,

$$k = \text{diag}(k_1, k_2, \dots, k_m); \beta, \rho_0, \rho_i, \gamma_i \ (i = \overline{1, n}), k_j \ (j = \overline{1, m}) -$$

заданные коэффициенты; R_0, R – матрицы соответствующих размерностей.

Здесь $x = (\varphi \ \omega \ U)^T$ – вектор состояния. В поэлементном виде система представляется следующим образом:

$$\dot{\varphi} = \omega + \xi_x, \quad \dot{\omega} = \frac{m_\phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c I} U, \quad \dot{U} = u,$$

где φ – угол поворота спицы; ω – угловая скорость поворота спицы; ξ_x – возмущение в виде случайного процесса с интенсивностью B_x ,

$$M_\Pi = \frac{m_\phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c} U -$$

полезный момент, создаваемый бесколлекторной машиной (равен общему моменту, действующему на спицу, без учета моментов трения и создаваемых упором и фиксатором); m_ϕ – число фаз ротора; p – число пар полюсов магнитного поля; E_0 – действующее значение электродвижущей силы (ЭДС); ϑ – угол рассогласования (между U и E_0 , для двигателя находится в пределах $[0, \pi/2]$); ω_d – угловая скорость вращения ротора двигателя; X_c – синхронное сопротивление; I – момент инерции спицы; U – напряжение питания бесколлекторной машины; u – управление.

Рассмотрим спицу как цилиндрическую трубу. Примем её за однозвенную конструкцию. Измерению доступен угол поворота спицы. Для задачи разведения спиц уравнение наблюдения рассмотрим в виде (2), где $h(x, t) = \varphi$, ξ_x – возмущение в виде случайного процесса с интенсивностью B_x .

Согласно принципу разделения [19], синтез управления заключается в получении оптимальной оценки вектора состояния и, далее, в формировании собственно управления в предположении, что вектор состояния известен точно и равен вектору оценки

$$x = \hat{x}, \quad u = u(\hat{x}, t).$$

Так как информация не будет поступать непрерывно, предлагается оптимизировать режимы отключения измерительной аппаратуры при допустимом ухудшения точности оценивания.

Основной результат

Для построения оптимального управления системой (1), (2), минимизирующего критерий (3), необходимо иметь оценку вектора состояния. Предположим, что алгоритм оценивания имеет вид [16]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= f(\hat{x}, u, t) + \alpha(t, \tau) R h_x^T B_z^{-1} [z - h(\hat{x}, t)], \\ \dot{R} &= f_x R + R f_x^T - R h_x^T B_z^{-1} h_x R + B_x, \quad R(t_0) = R_0. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь $\hat{x}$ – n -мерный вектор оценок. $f_x = \partial f / \partial x$, $h_x = \partial h / \partial x$.

Введем дополнительное управление моментами включения и выключения измерителей

$$\dot{\tau} = w. \quad (5)$$

Для минимизации затрат на время наблюдения рассмотрим критерий Красовского [19]:

$$I_1 = I + 0.5 \int_{t_0}^{t_f} (w^T k_w^{-2} w + w_0^T k_w^{-2} w_0) dt, \quad k_w = \text{diag}(k_{w1}, k_{w2}, \dots, k_{w2r}). \quad (6)$$

Положим

$$f^{\Phi 1} = f(\hat{x}, u, s) + \alpha(s, \tau) R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} [z - h(\hat{x}, s)], \quad f^{\Phi 2} = f_{\hat{x}} R + R f_{\hat{x}}^T - \alpha(\tau, t) R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} h_{\hat{x}} R + B_x.$$

Исходная система и уравнение наблюдения имеют вид (1), (2):

$$\dot{x} = f(x, u, t) + \xi_x, \quad x = [X^T \ Y^T]^T, \quad f = [F^T \ u^T]^T, \quad z = \alpha(t, \tau) [h(x, t) + \xi_z].$$

Обозначим

$$R = [R_1 \ R_2 \dots R_n], \quad f^{\Phi 2} = [f_1^{\Phi 2} \ f_2^{\Phi 2} \dots f_n^{\Phi 2}], \quad B_x = [B_{x1} \ B_{x2} \dots B_{xn}],$$

$$R_i = \begin{bmatrix} R_{1i} \\ \dots \\ R_{ni} \end{bmatrix}, \quad f_i^{\Phi 2} = \begin{bmatrix} f_{1i}^{\Phi 2} \\ \dots \\ f_{ni}^{\Phi 2} \end{bmatrix}, \quad B_{xi} = \begin{bmatrix} B_{x1i} \\ \dots \\ B_{xni} \end{bmatrix}, \quad i = \overline{1, n} -$$

столбцы матриц R и $f^{\Phi 2}$ соответственно.

Представим гамильтониан H в виде

$$H = p_{\hat{x}}^T f^{\Phi 1} + \text{tr}[p_R^T f^{\Phi 2}] + p_{\tau}^T w + p_x^T f + f_0(x, u, t)$$

или

$$H = p_{\hat{x}}^T \left\{ f(\hat{x}, u, s) + \alpha(s, t) R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} [z - h(\hat{x}, s)] \right\} + \text{tr} \left\{ p_R^T [f_{\hat{x}} R + R f_{\hat{x}}^T - \alpha(t, \tau) R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} h_{\hat{x}} R + B_x] \right\} + \\ + p_x^T f(x, u, s) + p_{\tau}^T w + \gamma \alpha(t, \tau) + 0.5 (\Delta x^T R^{-1} \Delta x + w^T k_w^{-2} w + w_0^T k_w^{-2} w_0 + u^T k_u^{-2} u + u_0^T k_u^{-2} u_0).$$

Здесь

$$\text{tr } p_R^T f_R = \sum_{i=1}^n p_R^T f_R,$$

P_R – матрица, сопряженная с матрицей R , и составленная из столбцов P_{Ri} ,

$$i = \overline{1, n}: \quad p_R = [p_{R1} \ p_{R2} \dots p_{Rn}], \quad p_{Ri} = \begin{bmatrix} p_{R1i} \\ \dots \\ p_{Rni} \end{bmatrix}.$$

Тогда канонические уравнения имеют вид

$$\dot{x} = f(x, u, t) + \xi_x, \quad \dot{Y} = u, \quad \dot{\tau} = w,$$

$$\dot{\hat{x}} = \left(\frac{\partial H}{\partial p_x} \right)^T = f^{\Phi 1}(\hat{x}, u, t, R, B_z, \tau, z),$$

$$\dot{R} = \left(\frac{\partial H}{\partial p_R} \right)^T = f^{\Phi 2}(\hat{x}, u, t, R, B_z, B_x, \tau, z),$$

$$\dot{p}_x = - \left[\partial(p_x^T f) / \partial x \right]^T - f_{0x}^T,$$

$$\dot{p}_{\hat{x}} = \left(\frac{\partial H}{\partial \hat{x}} \right) = - \left(\frac{\partial f^{\Phi 1}}{\partial \hat{x}} \right) p_{\hat{x}} - \left[\frac{\partial \text{tr}(p_R^T f^{\Phi 2})}{\partial \hat{x}} \right]^T - f_{0\hat{x}}^T,$$

$$\dot{p}_R = - \left(\frac{\partial H}{\partial R} \right)^T = - \alpha h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} (z - h) p_{\hat{x}}^T - p_R^T f_{\hat{x}} - f_{\hat{x}}^T p_R^T + \alpha \left(p_R^T R_x^T h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} h_{\hat{x}} + h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} h_{\hat{x}} R p_R^T \right),$$

$$\dot{p}_{\tau} = - \left(\frac{\partial H}{\partial \tau} \right)^T = \left\{ - p_{\hat{x}}^T R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} [z - h(\hat{x}, t)] + \text{tr} [p_R^T R h_{\hat{x}}^T B_z^{-1} h_{\hat{x}} R] \right\} \left(\frac{\partial \alpha(t, \tau)}{\partial \tau} \right)^T.$$

Здесь

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial \alpha(t, \tau)}{\partial \tau} \right)^T &= -\Delta \alpha \delta(T - \tau), \quad f_{0\dot{x}} = \gamma(\Delta x)^T, \quad f_{0x} = -\gamma(\Delta x)^T, \\ p_{\bar{x}}(t_0) &= R_0^{-1} \Delta \hat{x}_0, \quad p_x(t_0) = -R_0^{-1} \Delta \hat{x}_0, \quad p_R(t_0) = 0.5 \frac{\partial}{\partial R} \left[\Delta \hat{x}^T R_0^{-1} \Delta \hat{x} \right] = -\Delta \hat{x} \Delta \hat{x}^T R_0^{-2}, \\ p_x(t_f) &= \rho \Delta x_f, \quad p_{\bar{x}}(t_f) = \rho_0 R(t_f) \Delta \hat{x}_f, \quad p_R(t_f) = \rho_0 \Delta \hat{x}_f \Delta \hat{x}_f^T, \quad p_{\tau_{2j-1}}(t_f) = \beta(\tau_{2j} - \tau_{2j-1})^{-1}, \\ p_{\tau_{2j}}(t_f) &= -\beta(\tau_{2j} - \tau_{2j-1})^{-1}, \quad \Delta x_f = x(t_f) - x_f, \quad \Delta \hat{x} = \hat{x} - x, \quad w(t) = -k_w^2 p_\tau(t), \\ u(t) &= -k^2 p_Y(t), \quad p_x = \begin{pmatrix} p_X^T & p_Y^T \end{pmatrix}^T. \end{aligned}$$

В прогнозирующую модель в прямом времени входят уравнения динамики разведения спицы рефлектора и уравнения фильтра Калмана при неизменном режиме работы измерителей. Далее вычисляются граничные значения сопряженных переменных. При интегрировании в обратном времени к уравнениям прогноза в прямом времени добавляются уравнения для сопряженных переменных. После нахождения значений сопряженных переменных в текущий момент вычисляется управление. Далее исходная система с управлением интегрируется на шаг вперед. При $t < t_f$ вычисления повторяются из текущего положения. При $t > t_f$ расчеты завершаются.

При вычислениях последовательность переключений τ_i , $i = \overline{1, r}$ остается неизменной. При сближении соседних значений моментов переключения до минимальной величины $(\tau_{i+1} - \tau_i) < \varepsilon$ принимается $\tau_{i+1} = \tau_i$ и количество всех переключений в структуре (r) уменьшается на единицу: $(r - 1)$, где $\varepsilon > 0$ – заданная малая величина.

Здесь

$$\begin{aligned} f^{\Phi 1} &= \begin{bmatrix} \hat{\omega} + \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{11} (z - \hat{x}_1) \\ \frac{m_\Phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c I} \hat{U} + \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{12} (z - \hat{x}_1) \\ u + \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{13} (z - \hat{x}_1) \end{bmatrix}, \\ f_{11}^{\Phi 2} &= 2R_{12} - \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{11}^2 + B_x, \\ f_{12}^{\Phi 2} &= R_{22} + \frac{m_\Phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c I} R_{13} - \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{11} R_{12}, \\ f_{13}^{\Phi 2} &= R_{23} - \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{11} R_{13}, \\ f_{22}^{\Phi 2} &= 2 \frac{m_\Phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c I} R_{23} - \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{12}^2, \\ f_{23}^{\Phi 2} &= \frac{m_\Phi p E_0 \sin \vartheta}{\omega_d X_c I} R_{33} - \alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{21} R_{13}, \\ f_{33}^{\Phi 2} &= -\alpha(t, \tau) B_z^{-1} R_{13}^2, \quad f_{21}^{\Phi 2} = f_{12}^{\Phi 2}, \quad f_{31}^{\Phi 2} = f_{13}^{\Phi 2}, \quad f_{32}^{\Phi 2} = f_{23}^{\Phi 2}. \end{aligned}$$

Спица приводится в движение приводом, в качестве которого рассмотрен бесколлекторный электродвигатель Phyttron серии phySPACE [20]. Точность 3–5 % для $1,8^\circ$. В качестве датчика углового положения используется энкодер ЛИР-МА208 [21] с точностью $\pm 1^\circ$. Но так как поворот спицы рассматривается в упрощенном виде без учета изгибных колебаний, то надо увеличить интенсивность ошибок измерения B_z .

Требуется перевести спицу из начального положения $x(0) = (0 \ 0 \ 0)^T$ в конечное $x(t_f) = (\pi/2 \ 0 \ 0)^T$ с отсутствием перерегулирования по углу разворота φ за время $t_f = 60$ с при наличии внешних возмущений ξ_x и шумов измерений ξ_z .

Моделирование

Примем время раскрытия спицы $t_f = 60$ с. Число фаз ротора $m_s = 2$, число пар полюсов магнитного поля $p = 2$, действующее значение ЭДС на обмотке статора $E_0 = 2,5$ В, синхронное сопротивление $X_s = 22 \cdot 10^{-3}$ Ом, угол рассогласования между полем ротора и статора $\vartheta = \pi/10$ при любой нагрузке, $\omega_p = 247$ рад/с. Рассматривается спица длиной $a = 9,75$ м, массой (всех вложенных звеньев) $m = 32$ кг, сечением в виде кольца с внешним радиусом $R = 0,26$ м и внутренним радиусом $r = 0,25$ м. Момент инерции $I = mR^2/2 + ma^2/3 = 1015,4$ кг·м².

В расчетах шумы ξ_x и ξ_z принимались белыми с интенсивностями $B_x = 0,00279$, $B_z = 0,0156$ соответственно.

На рис. 3 представлены результаты моделирования при непрерывных измерениях: графики зависимостей $\varphi(t)$, $\omega(t)$. При этом ошибки оценивания приняли значения: $R_{11}(t_f) = 0,00683$, $R_{22}(t_f) = 0,00004$. Видно, что удалось решить поставленную задачу, т. е. раскрыть спицу из начального положения на заданный угол $\pi/2$.

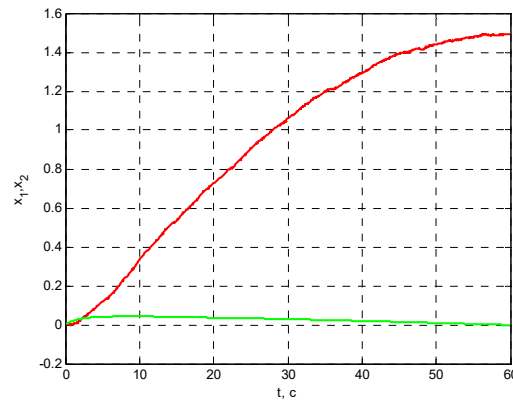


Рис. 3. Графики $x_1(t) = \varphi(t)$, $x_2(t) = \omega(t)$

Fig. 3. Graphics $x_1(t) = \varphi(t)$, $x_2(t) = \omega(t)$

Далее проводились расчеты с применением приведенного выше алгоритма с коррекцией интервалов наблюдения. Вначале приняты 2 интервала отключения измерений: с момента $\tau_1 = 10$ с до $\tau_2 = 20$ с и от $\tau_3 = 30$ с до $\tau_4 = 40$ с. При значениях весовых коэффициентов в критерии (3)

$\rho_0 = 10^{-10}$, $\beta = 10^{-2}$, $k_{w1} = 2 \cdot 10^{-12}$, $k_{w2} = 2 \cdot 10^{-8}$, $k_{w3} = 4$, $k_{w4} = 1$ на рис. 4, а показаны графики $\tau_i(t)$, $i = \overline{1,4}$, а на рис. 4, б – диагональные элементы матрицы ковариации $R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$. В результате исходные интервалы отключения измерений $\Delta\tau_1(t_0) = \tau_2(t_0) - \tau_1(t_0) = 10$ с, $\tau_2(t_0) = \tau_4(t_0) - \tau_3(t_0) = 10$ с перешли при $\tau_1(t_f) = 11,998$ с, $\tau_2(t_f) = 20,134$ с, $\tau_3(t_f) = 37,863$ с, $\tau_4(t_f) = 40,215$ с в $\Delta\tau_1(t_f) = \tau_2(t_f) - \tau_1(t_f) = 8,136$ с, $\Delta\tau_2(t_f) = \tau_4(t_f) - \tau_3(t_f) = 2,352$ с, т. е. сумма $\Delta\tau(t_0) = \Delta\tau_1(t_0) + \Delta\tau_2(t_0) = 20$ с уменьшилась до $\Delta\tau(t_f) = \Delta\tau_1(t_f) + \Delta\tau_2(t_f) = 10,488$ с, т. е. произошло сужение интервалов отключения измерений.

При увеличении коэффициента β интервал отключения измерений должен увеличиться. Например, при $\beta = 1$ получаем $\tau_1(t_f) = 11,978$ с, $\tau_2(t_f) = 20,126$ с, $\tau_3(t_f) = 26,648$ с, $\tau_4(t_f) = 44,034$ с и $\Delta\tau_1(t_f) = 8,148$ с, $\Delta\tau_2(t_f) = 17,386$ с, т. е. сумма $\Delta\tau(t_0) = \Delta\tau_1(t_0) + \Delta\tau_2(t_0) = 20$ с увеличилась до $\Delta\tau(t_f) = \Delta\tau_1(t_f) + \Delta\tau_2(t_f) = 25,534$ с. На рис. 5 представлены соответствующие графики.

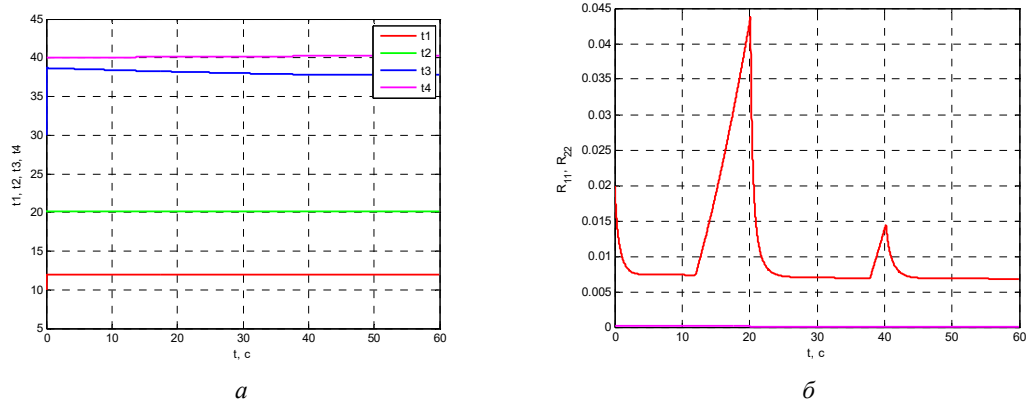


Рис. 4. Графики: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,4}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при 2 интервалах отключения измерений и $\beta = 10^{-2}$

Fig. 4. Graphics: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,4}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ at 2 measurement shutdown intervals and $\beta = 10^{-2}$

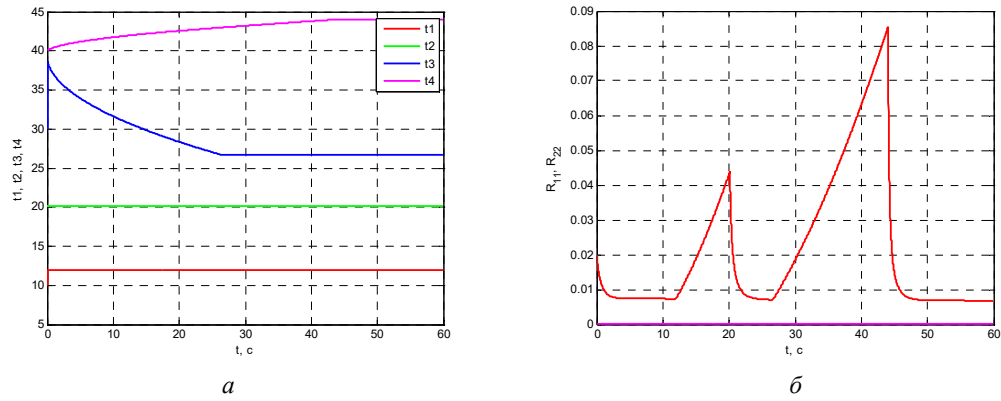


Рис. 5. Графики: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,4}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при увеличении коэффициента β

Fig. 5. Graphics: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,4}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ when increasing the coefficient β

Рассмотрим теперь один интервал отключения измерителей: $\tau_1(t_0) = 30$ с, $\tau_2(t_0) = 40$ с, $\Delta\tau(t_0) = \tau_2(t_0) - \tau_1(t_0) = 10$ с. При значениях коэффициентов: $\rho_0 = 10^{-6}$, $\beta = 10^{-2}$, $k_{w1} = 10$, $k_{w2} = 5$ получено $\tau_1(t_f) = 33,91$ с, $\tau_2(t_f) = 40,122$ с и $\Delta\tau(t_f) = 6,212$ с, т. е. сужение интервала (рис. 6).

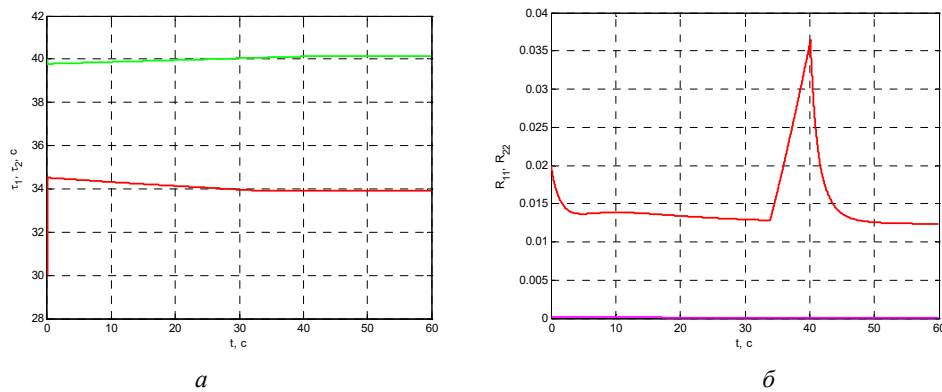


Рис. 6. Графики: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при 1 интервале отключения измерений и $\beta = 10^{-2}$

Fig. 6. Graphics: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ at 1 measurement shutdown interval and $\beta = 10^{-2}$

При $\rho_0 = 10^{-6}$, $\beta = 1$, $k_{w1} = 10$, $k_{w2} = 5$ вышло $\tau_1(t_f) = 20,953$ с, $\tau_2(t_f) = 52,05$ с и $\Delta\tau(t_f) = 31,097$ с, т. е. увеличение коэффициента β приводит к расширению интервала отключения наблюдений (рис. 7).

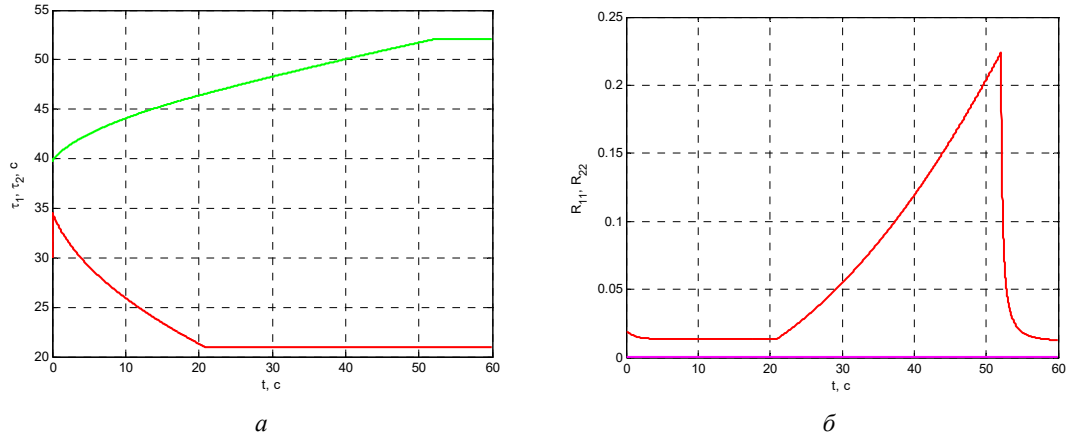


Рис. 7. Графики: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при 1 интервале отключения измерений и при увеличении коэффициента β

Fig. 7. Graphics: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ at 1 measurement shutdown interval when increasing the coefficient β

Теперь примем $\tau_1(t_0) = 35$ с, $\tau_2(t_0) = 45$ с, $\Delta\tau(t_0) = \tau_2(t_0) - \tau_1(t_0) = 10$ с. При значениях коэффициентов $\rho_0 = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-2}$, $k_{w1} = 10$, $k_{w2} = 5$ получено $\tau_1(t_f) = 42,311$ с, $\tau_2(t_f) = 46,012$ с и $\Delta\tau(t_f) = 3,701$ с, т. е. сужение интервала (рис. 8). При этом $R_{11}(t_f) = 0,0136$, $R_{22}(t_f) = 0,0000423$.

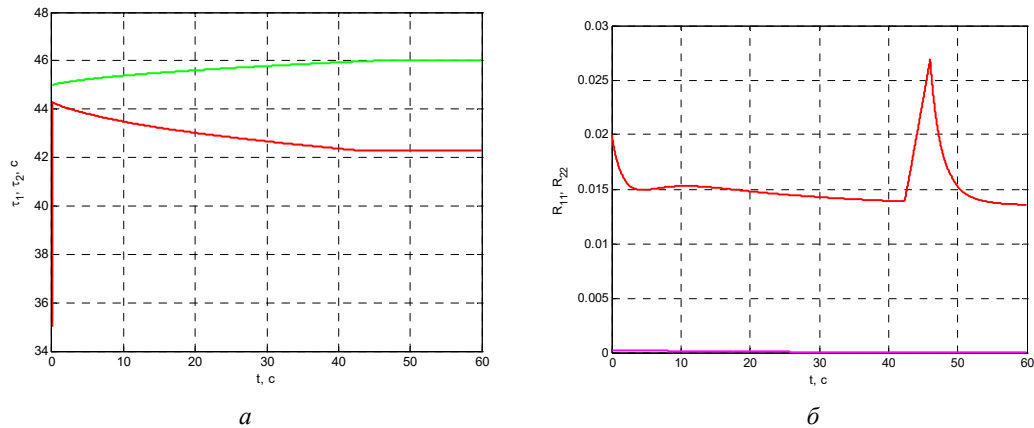


Рис. 8. Графики: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при изменении начальных значений $\tau_i(t_0)$

Fig. 8. Graphics: $a - \tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; $b - R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ when changing the initial values $\tau_i(t_0)$

При значениях коэффициентов $\rho_0 = 10^{-6}$, $\beta = 0,2$, $k_{w1} = 10$, $k_{w2} = 5$ получено $\tau_1(t_f) = 31,051$ с, $\tau_2(t_f) = 48,47$ с и $\Delta\tau(t_f) = 17,419$ с, т. е. уменьшение коэффициента ρ_0 и увеличение β приводят к расширению интервала отключения наблюдений (рис. 9). При этом $R_{11}(t_f) = 0,0137$, $R_{22}(t_f) = 0,0000423$.

Как видно из результатов проведенных расчетов, алгоритм с оптимальной коррекцией интервалов наблюдений можно активно использовать при решении задачи экономии затрат энергии на измерения при допустимой точности оценивания. Предполагается, что последовательность моментов переключений в работе измерителей остается упорядоченной по шкале времени. В алгоритме предусмотрено слияние сближающихся моментов переключения с исключением

соответствующего участка. Результаты численного моделирования демонстрируют возможность сокращения времени работы измерителей при допустимой точности оценивания.

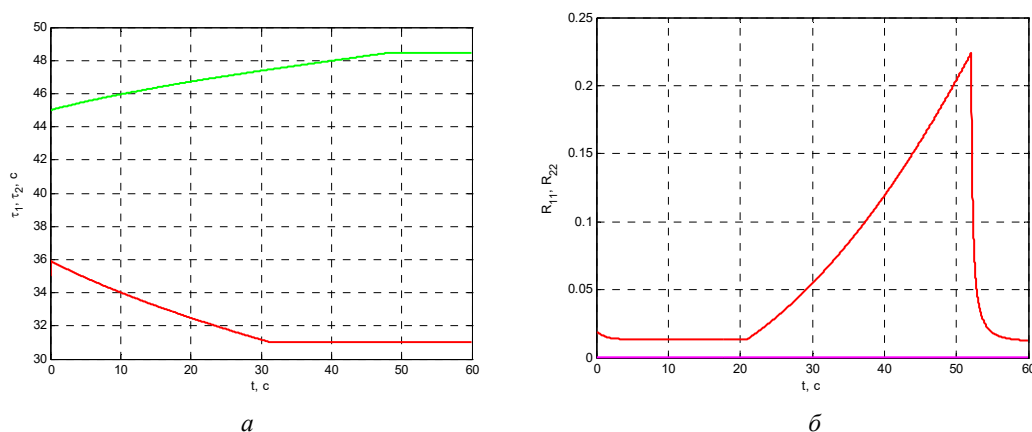


Рис. 9. Графики: а – $\tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; б – $R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ при уменьшении коэффициента ρ_0 и увеличении коэффициента β

Fig. 9. Graphics: а – $\tau_i(t)$, $i = \overline{1,2}$; б – $R_{11}(t)$, $R_{22}(t)$ when decreasing the coefficient ρ_0 and increasing the coefficient β

На этапе проектирования системы управления в зависимости от вида и интенсивности случайных возмущений, требований к величине допустимых энергетических затрат проводятся исследования по виду структуры наблюдения, установлению весовых коэффициентов критерия, обеспечивающих автоматическое определение интервалов отключения измерителей. В зависимости от получаемых значений весовых коэффициентов критерия возможна коррекция режима работы измерителей. При отключении датчиков не затрачивается энергия на их функционирование и передачу данных.

Дальнейшее уточнение границ интервалов отключения наблюдений можно производить автономно на борту системы.

Заключение

В работе получено решение задачи оптимизации процессов управления по алгоритму последовательной оптимизации [14] и наблюдения по представленному выше алгоритму с коррекцией структуры наблюдений [17; 18]. В результате проделанной работы было подтверждено решение задачи оптимального управления стохастической моделью раскрытия спицы КТР по неполным данным с использованием принципа разделения. Использование алгоритма последовательной оптимизации при полученных оценках с помощью фильтра Калмана данных с коррекцией интервалов отключения измерителей позволило решить поставленную задачу. Результаты работы – сокращение времени включения измерителей при допустимой точности – получены путем численного моделирования. Интервальное выключение измерений позволяет снизить энергозатраты на питание датчиков и обработку измерений. В дальнейшем для усовершенствования представленного алгоритма возможно также вместо принципа разделения применить совместное решение задач навигации и управления как иерархической дифференциальной игры [22].

Представленные исследования доложены на XXVI международной научной конференции «Системный анализ, управление и навигация» [17; 18].

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-00646а.

Acknowledgment. The reported study was funded by RFBR according to the research project No 20-08-00646a.

Библиографические ссылки

1. Puig L., Barton A., Rando N. A review on large deployable structures for astrophysics missions // *Acta Astronautica*. 2019. Vol. 67(1). P. 12–26.
2. Полянский И. С., Архипов Н. С., Мисюрин С. Ю. О решении проблемы оптимального управления адаптивной многолучевой зеркальной антенной // *Автомат. и телемех.* 2019. № 1. С. 83–100.
3. Статический и модальный анализ силовой конструкции прецизионного крупногабаритного антенного рефлектора из полимерных композиционных материалов / А. Ю. Власов, Н. А. Амельченко, К. А. Пасечник и др. // *Сибирский журнал науки и технологий*. 2017. Т. 18, № 4. С. 897–901.
4. Nie R., He B., Zhang L. Deployment dynamics modeling and analysis for mesh reflector antennas considering the motion feasibility // *Nonlinear Dyn.* 2018. Vol. 91. P. 549–564.
5. Thomson M. W. The AstroMesh Deployable Reflector. IUTAM-IASS Symposium on Deployable Structures: Theory and Applications. 2000. P. 435–446.
6. Dynamics of a deployable mesh reflector of satellite antenna: form finding and modal analysis / P. Li, C. Liu, Q. Tian et al. // *J Comput. Nonlinear Dyn.* 2016. Vol. 11(4). P. 549–564.
7. Резник С. В., Чубанов Д. Е. Моделирование динамики раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космической антенны из композиционного материала // *Вестник Российского ун-та дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*. 2018. Т. 19, № 4. С. 411–425.
8. Бакулин В. Н., Борзых С. В. Моделирование динамики процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых космических конструкций // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2020. № 4. С. 50–56.
9. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа / В. А. Бернс, В. Е. Левин, Д. А. Красноручкий и др. // *Космические аппараты и технологии*. 2018. Т. 2, № 3(25). С. 125–133.
10. Development for petal-type deployable solid-surface reflector by uniaxial rotation mechanism / H. Huang, Q. Cheng, L. Zheng, Y. Yang // *Acta Astronautica*. 2021. № 178. P. 511–521.
11. Ишков В. Н. Воздействие солнечных активных явлений на околоземное космическое пространство и возможность их прогноза // *Сложные системы*. 2012. № 4 (5). С. 21–41.
12. Влияние солнечной активности на магнитосферу Земли / Б. Б. Михалев, С. Б. Дертеев, И. Ю. Лагаев, Т. Т. Осмонов // *Актуальные проблемы современной физики и математики*. 2017. С. 92–97.
13. Кабанов С. А., Митин Ф. В. Оптимизация процессов раскрытия и создания формы трансформируемого рефлектора космического базирования // *Изв. РАН. ТиСУ*. 2021. № 2. С. 106–125.
14. Кабанов С. А., Кабанов Д. С. Управление разведением спиц крупногабаритного трансформируемого рефлектора с использованием алгоритма последовательной оптимизации // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2021. № 22(8). С. 433–441.
15. Оптимальное управление разведением спицы трансформируемого рефлектора при наличии возмущений / С. А. Кабанов, Д. С. Кабанов, Е. Н. Никулин, Ф. В. Митин // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2021. Т. 22, № 4. С. 649–659.
16. Малышев В. В., Красильщиков М. Н., Карлов В. И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1989. 312 с.
17. Кабанов Д. С. Оптимальное управление стохастической системой с коррекцией интервалов наблюдений // *Системный анализ, управление и навигация : тезисы докладов*. М. : Изд-во МАИ, 2022. С. 119–120.
18. Оптимальное управление разведением спицы трансформируемого рефлектора при наличии возмущений с коррекцией интервалов наблюдений / С. А. Кабанов, Д. С. Кабанов, Е. Н. Никулин Ф. В. Митин // *Системный анализ, управление и навигация : тезисы докладов*. М. : Изд-во МАИ, 2022. С. 117–118.

19. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. М. : Наука, 1987. 712 с.
20. Микропривод. Серия phySPACE для работы в космосе, диаметр 19–125 мм [Электронный ресурс]. URL: <http://www.microprivod.ru/catalog/phytron/seriya-vssspase-dlya-raboty-v-kosmose,diametr-19-125-mm.html> (дата обращения 31.08.2022).
21. ЛИР-МА208Е. Абсолютный угловой энкодер [Электронный ресурс]. URL: <https://skbis.ru/catalog/rotary/absolute-rotary-encoders/lir-ma208e> (дата обращения: 31.08.2022).
22. Кабанов С. А. Оптимизация динамики систем при действии возмущений. М. : Физматлит, 2008. 200 с.

References

1. Puig L., Barton A., Rando N. A review on large deployable structures for astrophysics missions. *Acta Astronautica*. 2019, Vol. 67(1), P. 12–26.
2. Polyanskij I. S., Arhipov N. S., Misyurin S. Yu. [On the solution of the problem of optimal control of an adaptive multi-beam reflector antenna]. *Avtomat. i telemekh.* 2019, No. 1, P. 83–100 (In Russ.).
3. Vlasov A. Yu., Amel'chenko N. A., Pasechnik K. A., Titov M. A., Serzhantova M. V. [Static and modal analysis of the power construction of the precision large-sized antenna reflector from polymer composite materials]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, No. 4, P. 897–901 (In Russ.).
4. Nie R., He B., Zhang L. Deployment dynamics modeling and analysis for mesh reflector antennas considering the motion feasibility. *Nonlinear Dyn.* 2018, Vol. 91, P. 549–564.
5. Thomson M. W. The AstroMesh Deployable Reflector. *IUTAM-IASS Symposium on Deployable Structures: Theory and Applications*, 2000, P. 435–446.
6. Li P., Liu C., Tian Q., Hu H., Song Y. Dynamics of a deployable mesh reflector of satellite antenna: form finding and modal analysis. *J Comput. Nonlinear Dyn.* 2016, Vol. 11(4), P. 549–564.
7. Reznik S. V., Chubakov D. E. [Large-sized transformable space antenna reflector made of composite materials dynamic modeling process]. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2018, Vol. 19(4), P. 411–425 (In Russ.).
8. Bakulin V. N., Borzyh S. V. [Modeling the dynamics of the process of deployment large-sized transformable space structures]. *Izvestiya vysshih uchebnykh zavedenij. Aviacionnaya tekhnika*. 2020, No. 4, P. 50–56 (In Russ.).
9. Berns V. A., Levin V. E., Krasnorutsky D. A., Marinin D. A., Zhukov E. P., Malenkova V. V., Lakiza P. A. [Development of a calculation and experimental method for modal analysis of large transformable space structures]. *Spacecrafts & Technologies*, 2018, Vol. 2, No. 3, P. 125–133 (In Russ.).
10. Huang H., Cheng Q., Zheng L., Yang Y. Development for petal-type deployable solid-surface reflector by uniaxial rotation mechanism. *Acta Astronautica*. 2021, No. 178, P. 511–521.
11. Ishkov V. N. [Solar geoeffective phenomena: Action on the near-earth outer space and the possibility of the forecast]. *Slozhnye sistemy*. 2012, No. 4 (5), P. 21–41 (In Russ.).
12. Mihalyaev B. B., Derteev S. B., Lagaev I. Yu., Osmonov T. T. [Vliyanie solnechnoj aktivnosti na magnitosferu Zemli]. *Aktual'nye problemy sovremennoj fiziki i matematiki. trudy*. 2017, P. 92–97 (In Russ.).
13. Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimization of the Processes of Deployment and Shape Generation for a Transformable Space-Based Reflector. *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2021, Vol. 60, No. 2, P. 283–302.
14. Kabanov S. A., Kabanov D. S. Deployment the Spoke of a Large-Sized Transformable Reflector Using a Sequential Optimization Algorithm. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*. 2021; Vol. 22(8), P. 433–441 (In Russ.).

15. Kabanov S. A., Kabanov D. S., Nikulin E. N., Mitin F. V. Optimal control of deployment of the spoke of a transformable reflector in the presence of disturbance. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 4, P. 649–659.
16. Malyshev V. V., Krasil'shchikov M. N., Karlov V. I. *Optimizaciya nablyudeniya i upravleniya letatel'nyh apparatov* [Optimization of surveillance and control of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 312 p. (In Russ.).
17. Kabanov D. S. Optimal control of a stochastic system with the correction of observation intervals. *Sistemnyy analiz, upravlenie i navigaciya*. Moscow, MAI Publ., 2022, P. 119–120.
18. Kabanov S. A., Kabanov D. S., Nikulin E. N., Mitin F. V. Optimal control of deployment of the spoke of a transformable reflector in the presence of disturbance. *Sistemnye analiz, upravlenie i navigaciya*. Moscow, MAI Publ., 2022, P. 117–118.
19. *Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya*. [Handbook on the theory of automatic control.]. Ed. by A. A. Krasovskiy. Moscow, Nauka Publ., 1987, 712 p. (In Russ.).
20. *Mikroprivod. Seriya phySPACE dlya raboty v kosmose, diametr 19–125 mm* [Microdrive. phySPACE Space Series, 19–125 mm diameter]. Available at: <http://www.microprivod.ru/catalog/phytron/seriya-vsspspace-dlya-raboty-v-kosmose,diametr-19-125-mm.html> (accessed: 31 August 2022) (In Russ.).
21. *LIR-MA208E. Absolutnyy uglovy yenkoder* [LIR-MA208E. Absolute rotary encoder]. Available at: <https://skbis.ru/catalog/rotary/absolute-rotary-encoders/lir-ma208e> (accessed: 31 August 2022) (In Russ.).
22. Kabanov S. A. *Optimizaciya dinamiki sistem pri deystvii vozmushcheniy* [Optimization of the dynamics of systems under the action of disturbances]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 200 p.

© Кабанов С. А., Кабанов Д. С., Никулин Е. Н., Митин Ф. В., 2022

Кабанов Сергей Александрович – доктор технических наук, профессор, кафедра систем управления и компьютерных технологий; БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: kaba-sa@mail.ru.

Кабанов Дмитрий Сергеевич – кандидат технических наук, научный сотрудник; НИЛ РИУС БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: kabanovds@mail.ru.

Никулин Евгений Николаевич – доктор технических наук, профессор, заместитель директора Института систем вооружения; БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: nikulin_en@voenmeh.ru.

Митин Фёдор Васильевич – кандидат технических наук, доцент, кафедра систем управления и компьютерных технологий; БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: fedor28@list.ru.

Kabanov Sergey Aleksandrovich – Dr. Sc., Professor; BSTU “VOENMEH” named after D. F. Ustinov. E-mail: kaba-sa@mail.ru.

Kabanov Dmitriy Sergeevich – Cand. Sc., researcher; BSTU “VOENMEH” named after D. F. Ustinov. E-mail: kabanovds@mail.ru.

Nikulin Evgeniy Nikolaevich – Dr. Sc., Professor, Deputy Director of the Institute of Weapon Systems; BSTU “VOENMEH” named after D. F. Ustinov. E-mail: nikulin_en@voenmeh.ru.

Mitin Fedor Vasilyevich – Cand. Sc., Associate Professor Department of Control Systems and Computer Technologies; BSTU “VOENMEH” named after D. F. Ustinov. E-mail: fedor28@list.ru.

УДК 517.977.5-629.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-615-632

Для цитирования: Мусонов В. М., Романов А. П. Помехоустойчивость поиска широкополосных сигналов с минимальным сдвигом частотной манипуляции радионавигационной системы при воздействии структурных помех // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 615–632. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-615-632.

For citation: Musonov V. M., Romanov A. P. [Noiseimmunity of the search for broadband frequency manipulation signals with minimal shift of the radio navigation system under the influence of structural interference]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 615–632. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-615-632.

Помехоустойчивость поиска широкополосных сигналов с минимальным сдвигом частотной манипуляции радионавигационной системы при воздействии структурных помех

В. М. Мусонов*, А. П. Романов

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

²Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, Свободный, 79
E-mail: musonov_vm@mail.ru

В представленной работе приведена оценка помехоустойчивости параллельного алгоритма временного поиска широкополосных сигналов с частотной манипуляцией при минимальном сдвиге. В качестве критерия используется пороговое значение h^2 отношения Сигнал/ Шум, приходящееся на один L -ичный сигнал, при котором обеспечивается требуемая точность кодовой синхронизации с заданной вероятностью ошибок. В этом случае задача поиска формируется как задача распознавания L сигналов, модулирующие кодовые последовательности $\{d_k\}$ которых отличаются временным циклическим сдвигом $\tau_k = (k-1)\tau_s$ ($k = \overline{1, L}$, L – длина модулирующей кодовой последовательности, τ_s – длительность элемента сигнала или элемента модулирующей кодовой последовательности), равной энергии. Предварительно определяется L -мерная плотность вероятности модулей $V_1, \dots, V_L$ (V_i – модуль корреляции анализируемого и опорного сигналов на выходе квадратурного коррелятора). Вероятность ошибки определяется путём L -кратного интегрирования L -мерной плотности вероятности модулей $V_1, \dots, V_L$.

Решена задача определения энергетических потерь в анализируемом сигнале при воздействии структурной помехи. При этом используется квадратурная схема распознавания одного из двух дискретных сигналов и определяется отношение Сигнал/ Шум на выходе схемы распознавания с учётом действия структурной помехи и производится сравнение с отношением Сигнал/ Шум для анализируемого сигнала, действующего на входе квадратурной схемы распознавания.

Приведена оценка воздействия структурной помехи на временной поиск с учётом нормированной периодической автокорреляционной функции (НПАКФ) анализируемого сигнала и структурной помехи (при $L = 16383$). Показано, что наиболее рационально работать с НПАКФ на его восходящем участке (потактовый интервал $[361\tau_s, 540\tau_s]$), при этом коэффициент взаимной корреляции не превышает $4 \cdot 10^{-3}$ и эквивалентные энергетические потери анализируемого сигнала составят не более 3 дБ.

При интенсивности ≤ 34 дБ структурной помехи использование восходящего участка НПАКФ позволяет минимизировать энергетические потери анализируемого сигнала и проводить временной поиск за время $\leq 0,35$ с (при $\tau_s = 2,5$ мкс).

Ключевые слова: интенсивность помехи, отношение Сигнал/ Шум, помехоустойчивость системы поиска, коэффициент корреляции.

Noiseimmunity of the search for broadband frequency manipulation signals with minimal shift of the radio navigation system under the influence of structural interference

V. M. Musonov*, A. P. Romanov

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

²Siberian Federal University
79, Svobodniy Prospekt, Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

*E-mail: musonov_vm@mail.ru

In the presented work, an assessment of the noise immunity of the parallel algorithm of the broadband signals with frequency manipulation with minimal shift time search is given. The threshold value of the Signal-to-Noise ratio per one L signal is used as a criterion, which ensures the required accuracy of code synchronization with a given error probability. In this case, the task of temporary search is formed as a task of recognition L signals whose modulating code sequences $\{d_{kl}\}$ differ by a time cyclic shift $\tau_k = (k-1)\tau_s$ ($k = \overline{1, L}$, L – the length of the modulating code sequence, τ_s – the duration of the signal element or the element of the modulating code sequence) equal to energy. The L -dimensional probability density of the modules $V_1, \dots, V_L$ (V_i – the correlation module of the analyzed and comparison signals at the output of the quadrature correlator) is preliminarily determined. The probability of error is determined by L -multiple integration of the L -dimensional probability density of modules $V_1, \dots, V_L$.

The problem of determining the energy losses in the analyzed signal under the influence of structural interference is solved.

In this case, a quadrature recognition circuit of one of two discrete signals is used and the Signal-to-Noise ratio at the output of the recognition circuit is determined, taking into account the effect of structural interference, and a comparison is made with the Signal-to-Noise ratio for the analyzed signal acting at the input of the quadrature recognition circuit.

An assessment of the impact of structural interference on the temporary search is given, taking into account the normalized periodic autocorrelation function (NPACF) of the analyzed signal and structural interference (at $L = 16383$).

It is shown that it is most rational to work with NPACF in its ascending section (cycle interval $[361\tau_s, 540\tau_s]$), while the reciprocal correlation coefficient will not exceed $4 \cdot 10^{-3}$ and the equivalent energy losses of the analyzed signal will not exceed 3 dB.

At an intensity of 34 dB of structural interference, the use of an ascending section of the NPACF allows minimizing the energy losses of the analyzed signal and temporary searching for a time of 0.35 s (at $\tau_s = 2.5$ microseconds).

Keywords: interference intensity, signal-to-Noise ratio, noise immunity of the search system, correlation coefficients.

Введение

В радионавигационных системах (РНС) с широкополосными сигналами (ШПС) возможно воздействие взаимных и структурных помех, которые представляют собой ШПС такого же типа, что и используемые в широкополосных РНС – сигналы, излучённые опорными станциями (ОС) [1]. Приём сигнала бортовой станцией (БС) РНС может осуществляться в условиях воздействия помех в виде мешающих сигналов: сигналов поверхностных волн других ОС и сигналов пространственных волн тех ОС, которые удалены от БС на расстояния не менее 100 км с учётом рабочих частот. Для РНС «Спрут» с рабочей частотой ≈ 2 МГц на расстояниях до 1000 км воздействием пространственной волны можно пренебречь [2], тогда для РНС

«Спрут» с тремя опорными станциями число мешающих сигналов относительно приёма БС составит не более двух.

При использовании в качестве модулирующих псевдослучайных последовательностей циклические сдвиги кода, общего для всех опорных станций, показанные мешающие сигналы могут рассматриваться как помехи в виде копий полезного сигнала, циклически сдвинутые по времени. Когда в точке приёма БС мощности излучённых сигналов ОС приблизительно равновелики, то такие мешающие сигналы можно отнести ко взаимным помехам и анализ необходимого сигнала возможен на основе обычного кодового разделения [3]. В случае, когда мощность P_s анализируемого сигнала существенно меньше мощности P_n мешающего сигнала ($K \approx 20-30$ дБ, $K = 10Lg(P_n/P_s)$ – интенсивность помехи), ОС мешающего сигнала расположена существенно ближе к БС, чем ОС анализируемого сигнала), то мешающий сигнал представляет собой структурную помеху (СП). Воздействие мощных структурных помех в форме широкополосных сигналов с ФМ на анализируемый ФМ сигнал подробно исследовано в работе [4].

В рассматриваемой РНС «Спрут» опорные станции расположены в вершинах равностороннего треугольника со стороной 300–400 км. Каждая из ОС излучает ШПС с частотной манипуляцией при минимальном сдвиге (ЧММС) [5], у которого модулирующий код $\{d_{nl}\}$ представляет собой циклически сдвинутую на n элементов исходную M -кодую последовательность. При распространении сигналов между ОС над поверхностью моря на расстояние до 350 км происходит подавление сигнала на 34 дБ [2]. Отсюда мощность сигнала, излучаемого ближайшей ОС для БС будет превышать мощность сигнала, излучаемого от наиболее удалённой ОС для той же БС на 34 дБ. В этом случае сигнал $s_n(t)$ с наибольшей мощностью P_n , отличающейся от мощности P_s полезного сигнала $s(t)$ на величину K интенсивности помехи, будет представлять собой структурную помеху $s_n(t)$. Воздействие структурной помехи при поиске широкополосного сигнала с ЧММС на сегодня в литературе отсутствует, что явилось побудительным мотивом для анализа воздействия структурных помех на поиск ШПС – ЧММС сигналов опорных станций наземной РНС, позволяющего в значительной степени снизить влияние структурных помех на «поиск» широкополосных сигналов с ЧММС.

Помехоустойчивость параллельного поиска ШПС – ЧММС

Исполним алгоритм параллельного поиска [6] в форме выполнения оптимальной процедуры обнаружения и распознавания одного из L сигналов, отличающихся временным циклическим сдвигом $\tau_k = (k-1)\tau_s$ ($k = \overline{1, L}$, L – длина модулирующей кодовой последовательности, τ_s – длительность элемента сигнала или элемента модулирующей кодовой последовательности $\{d_{kl}\}$) [7]. Для оценки помехоустойчивости используем в качестве критерия вероятность правильного определения номера квадратурного коррелятора (КК), на выходе которого вычисленный модуль V_k корреляции анализируемого и опорного сигналов окажется наибольшим среди $L-1$ значений. Отсюда вероятность правильного распознавания сигнала будет иметь место, если из всех значений модулей $V_1, V_2, \dots, V_{L-1}$ наибольшим окажется V_k . Следовательно, вероятность $P_{пр}$ правильного распознавания сигнала есть вероятность того, что если $V_k = V_{\max}$, то все остальные $L-1$ значения ($V_1, V_2, \dots, V_L$, кроме V_k) меньше $V_{\max}$, т. е. вероятность $P_{пр}$ соответствует значению функции распределения модуля V_k на интервале $[0, +\infty]$ при плотности распределения $f(V_k)$ модуля V_k :

$$P_{пр} = P(V_k = V_{\max}) = \int_0^{\infty} f(V_k) dV_k. \quad (1)$$

Плотность распределения $f(V_k)$ модуля V_k корреляции можно выразить через $L-1$ кратное интегрирование L -мерной плотности вероятности модулей $V_1, \dots, V_L$ – $W(\mathbf{V})$ [8]:

$$f(V_k) = \int_0^{V_k} \dots \int_0^{V_k} W(\mathbf{V}) dV_1 \dots dV_l \dots dV_L, \quad l \neq k \quad (2)$$

При действии флуктуационной помехи совместно с сигналом на входы L квадратурных корреляторов значения $V_1, V_2, \dots, V_L$ будут являться функциями от ортогональных сигналов. Можно сказать, что каждый из модулей будет являться независимой случайной величиной и тогда распределение $W(\mathbf{V})$ можно выразить через произведение распределений независимых случайных величин (модулей) $V_1, \dots, V_L$. С учётом поведения основного выброса модуля нормированной периодической автокорреляционной функции (НПАКФ) [5] широкополосного сигнала при ЧММС

$$R(\tau) = \begin{cases} \left(1 - \frac{|\tau|}{2\tau_s}\right) \cos\left(\frac{\pi}{2\tau_s}\tau\right) + \frac{1}{\pi} \sin\left(\frac{\pi}{2\tau_s}|\tau|\right), & |\tau| \leq 2\tau_s, \\ 0, & |\tau| > 2\tau_s. \end{cases} \quad (3)$$

L -мерную плотность вероятности $W(\mathbf{V})$ можно выразить через произведение:

– одномерной плотности $W_1(V_k)$ на выходе синхронного квадратурного коррелятора (где опорный сигнал по форме соответствует анализируемому сигналу) по закону Рэлея – Райса при квадрате математического ожидания $\mathbf{M}^2(V_k) = ET/2$ ($E = A^2T/2$ – энергия сигнала, A – амплитуда сигнала,

$T = L\tau_s$ – длительность сигнала) и дисперсии $\sigma^2 = \mathbf{D}(V) = N_o T/4$ модуля V_k [7]

$$W_1(V_k) = \frac{V_k}{\mathbf{D}(V)} e^{-\left(\frac{V_k^2 + \mathbf{M}^2(V_k)}{2\mathbf{D}(V)}\right)} I_0\left(\frac{V_k \mathbf{M}(V_k)}{\mathbf{D}(V)}\right) = \frac{V_k / \sqrt{\mathbf{D}(V)}}{\sqrt{\mathbf{D}(V)}} e^{-\frac{(V_k / \sqrt{\mathbf{D}(V)})^2}{2}} I_0\left[\sqrt{2} \frac{V_k}{\sqrt{\mathbf{D}(V)}} h\right], \quad (4)$$

где $I_0(*)$ – модифицированная функция Бесселя нулевого порядка [9], $2h^2 = \mathbf{M}^2(V) / \mathbf{D}(V) = (ET/2) / (N_o T/4)$ – отношение Сигнал/ Шум на выходе КК при оптимальной корреляционной обработке сигналов в k -м квадратурном корреляторе;

– двух одномерных плотностей распределения модулей V_τ на выходах соседних (относительно синхронного) в $k+1$ -м и $k-1$ -м квадратурных корреляторах (код модуляции в опорных сигналах сдвинут на $\pm\tau_s$) по закону Рэлея – Райса при квадрате математического ожидания $\mathbf{M}^2(V_\tau) = PTR^2(\tau_s) / 2$ (с учётом НПАКФ (3)) и дисперсии $\sigma^2 = \mathbf{D}(V)$ квадратурных составляющих модуля V_τ с подстановкой $u = V_k^2 / 2\mathbf{D}(V)$ получим

$$W_2(V_\tau) = \prod_{l=1}^2 \frac{1}{\mathbf{D}(V)} \int_0^{V_k} V_\tau e^{-\left[\frac{V_\tau^2 + \mathbf{M}^2(V_\tau)R^2(\tau_s)}{2\mathbf{D}(V)}\right]} I_0\left[\frac{V_\tau \mathbf{M}(V_\tau)R(\tau_s)}{\mathbf{D}(V)}\right] dV_\tau = \left(\int_0^{\frac{V_k}{2\sqrt{\mathbf{D}(V)}}} \frac{I_0[2hR(\tau_s)\sqrt{u}]}{e^{[u+h^2R^2(\tau_s)]}} du \right)^2; \quad (5)$$

– одномерных распределений $W(V_l)$ на выходах остальных $L-3$ квадратурных корреляторах по закону Рэлея при дисперсии $\sigma^2 = \mathbf{D}(V)$

$$W_3(V_l) = \prod_{l=1}^{L-3} \frac{1}{\mathbf{D}(V)} \int_0^{V_k} V_l e^{-\left(\frac{V_l^2}{2\mathbf{D}(V)}\right)} dV_l = \prod_{l=1}^{L-3} \int_0^{V_k^2/2\mathbf{D}(V)} e^{-x} dx = (1 - e^{-\frac{V_k^2}{2\mathbf{D}(V)}})^{L-3}. \quad (6)$$

Введя обозначения $\tilde{\rho} = V_k / \sigma$, $u = V_r / \sigma$ и интегрируя $L-3$ кратное распределение Рэлея (5) по V_l / σ многомерное распределение $W(\mathbf{V})$ для (2) запишем в следующей форме:

$$W(\mathbf{V}) = W_1(V_k)W_2(V_k)W_3(V_k) = \frac{V_k}{\sqrt{\mathbf{D}(V)}} \frac{I_o(\sqrt{2} \frac{V_k}{\sqrt{\mathbf{D}(V)}} h)}{\sqrt{\mathbf{D}(V)}} \frac{1}{e^{\frac{(V_k/\sqrt{\mathbf{D}(V)})^2}{2} + h^2}} \left[\int_0^{\frac{V_k^2}{2\mathbf{D}(V)}} \frac{I_o(2hR(\tau_3)\sqrt{u})}{e^{(u+h^2R^2(\tau_3))}} du \right]^2 \left[1 - e^{\frac{V_k^2}{2\mathbf{D}(V)}} \right]^{L-3}. \quad (7)$$

Тогда вероятность правильного обнаружения максимального модуля V_k квадратурным коррелятором с номером k при анализе принятого сигнала, с учётом (1)–(7) и замены переменных $\rho^{-2}/2 \rightarrow \rho$ будет определяться как

$$P_{np} = \int_0^\infty \frac{I_o[2\sqrt{\rho}h]}{e^{\left[\frac{\rho}{\rho+h^2}\right]}} \left[\int_0^\rho \frac{I_o[2\sqrt{u}hR(\tau_3)]}{e^{\left[\frac{u+h^2R^2(\tau_3)}{2}\right]}} du \right]^2 [1 - e^{-\rho}]^{L-3} d\rho. \quad (8)$$

Формула (8) используется в предположении, что эквивалентная циклическая задержка τ_l анализируемого сигнала может принимать значения, кратные $0, 1\tau_3, 2\tau_3, \dots, (L-1)\tau_3$. В этом случае анализируемый и опорные сигналы синхронны относительно времени с точностью до τ_3 и по завершению поиска устанавливается идеальная кодовая синхронизация. Временные диаграммы, поясняющие синхронность анализируемого и опорного сигналов, приведены на рис. 1. В последнем случае, когда моменты t_p (начало p элемента анализируемого сигнала $s_r(t)$) и t_o (начало действия опорного сигнала $s_o(t)$ или обработки $s_r(t)$ сигнала) должны совпадать, то должно выполняться тождество $t_p \equiv t_0$ (рис. 1). Этому соответствует нулевая временная отстройка $\tau = t_p - t_0 = 0$ опорного сигнала «синхронного» квадратурного канала относительно анализируемого сигнала (значение модуля V_k будет соответствовать максимуму НПАКФ, рис. 1, в). Хотя вероятность такой «синхронности» практически равна нулю, но при имитационном моделировании можно задать условие $t_p \equiv t_0$ и определить вероятность ошибки синхронизации при заданном отношении Сигнал/Шум. С учётом (8) вероятность ошибочного обнаружения максимального значения модуля квадратурным коррелятором с номером $l \neq k$ будет $P_0 = 1 - P_{np}$.

При $\tau = 0$ выходу V_k квадратурного коррелятора с номером k соответствует максимальная вероятность правильного распознавания $P_{np/\tau=0} = P(V_k > V_l)$, $l = \overline{1, L-1}$, $l \neq k$, которой соответствует вероятность ошибочного обнаружения

$$P_o = 1 - \int_0^\infty \frac{I_o[2\sqrt{\rho}h]}{e^{\left[\frac{\rho}{\rho+h^2}\right]}} \left[\int_0^\rho \frac{I_o[2\sqrt{u}hR(\tau_3)]}{e^{\left[\frac{u+h^2R^2(\tau_3)}{2}\right]}} du \right]^2 [1 - e^{-\rho}]^{L-3} d\rho. \quad (9)$$

В случае, когда ошибка синхронизации τ может оказаться равной значению $\pm\tau_3/2$ – это наименее благоприятный случай и по завершении «поиска» погрешность кодовой синхронизации может составить $\pm\tau_3$. В этом случае выходы V_{k-1} , V_k и V_{k+1} квадратурных корреляторов (с номерами $k-1$, k и $k+1$), при опорных сигналах с соответствующими временными отстройками $\tau_3/2$, $-\tau_3/2$ и $-3\tau_3/2$ относительно анализируемого сигнала, определяются соот-

ветственно значениями основного выброса НПАКФ (3) как $R(-\tau_3/2)$, $R(\tau_3/2)$ и $R(3\tau_3/2)$. При этом вероятность ошибки распознавания можно определить посредством учёта в распределениях $W_1(\rho)$, $W_{2,1}(\rho)$ и $W_{2,2}(\rho)$ значений НПАКФ $R(\tau_3/2)$, $R(-\tau_3/2)$ и $R(3\tau_3/2)$ соответственно. В силу чётности НПАКФ (3) относительно τ распределения $W_1(\rho)$ и $W_{2,1}(\rho)$ будут совпадать по форме. При «поиске» с момента t_o ошибке синхронизации соответствует значение $\tau = t_o - t_p$. Момент t_o относительно момента t_p (временной координаты максимума основного выброса НПАКФ сигнала) можно рассматривать как случайную величину, распределённую равномерно на интервале $[-\tau_3/2, +\tau_3/2]$. В этом случае условные вероятности правильного обнаружения при временной отстройке $\tau = +\tau_3/2$ и при временной отстройке $\tau = -\tau_3/2$ (в силу чётности НПАКФ относительно τ) будут одного значения. Тогда полная условная вероятность правильного обнаружения будет определяться через удвоение и условная вероятность ошибочного обнаружения максимального модуля квадратурным коррелятором с номером k при «поиске» с конечным значением временной отстройки $\tau = |\tau_3/2|$ принимает следующий вид:

$$P_{0.5\tau_3} = 1 - 2 \int_0^\infty \frac{I_o(2\sqrt{\rho}hR(\tau_3/2))}{e^{(\rho+h^2R^2(\tau_3/2))}} \left[\int_0^\rho \frac{I_o(2\sqrt{u}hR(-\tau_3/2))}{e^{(u+h^2R^2(-\tau_3/2))}} du \right] \left[\int_0^\rho \frac{I_o(2\sqrt{u}hR(3\tau_3/2))}{e^{(u+h^2R^2(3\tau_3/2))}} du \right] (1 - e^{-\rho})^{L-3} d\rho. \quad (10)$$

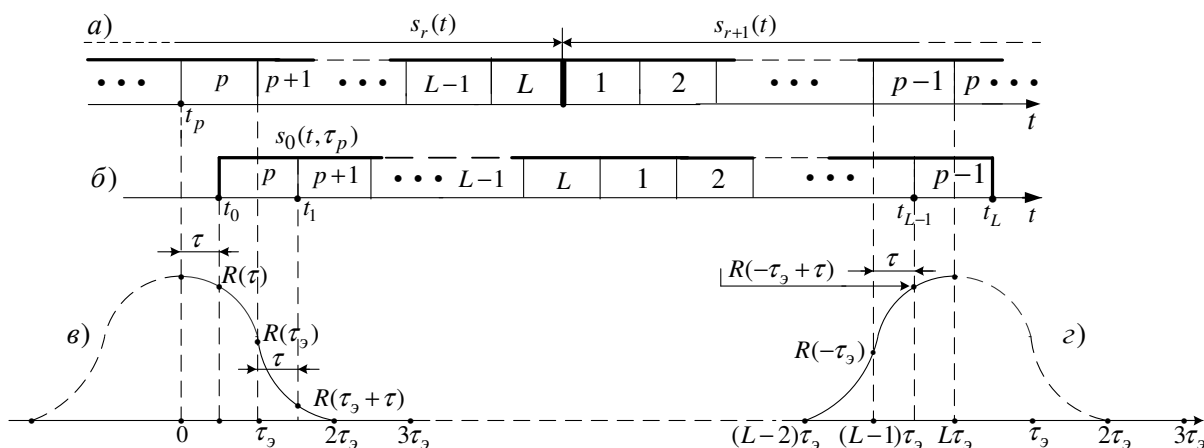


Рис. 1. Эпюры анализируемого $s_r(t)$ и опорного $s_0(t)$ сигналов

Fig. 1. Time diagrams of analyzed $s_r(t)$ and comparison $s_0(t)$ signals

Формулы (9) и (10) определяют вероятность ошибки в двух крайних случаях: ошибка синхронизации $\tau = 0$ и $|\tau| = \tau_3/2$ соответственно. Учитывая случайный характер параметра τ , целесообразно определить среднее значение вероятности ошибки, полагая случайную величину τ равномерно распределённой на интервале $[-\tau_3/2, +\tau_3/2]$:

$$P_{cp} \approx 1 - \frac{2}{\tau_3} \int_0^{\tau_3} \left[\int_0^\infty \frac{I_o[2\sqrt{\rho}hR(\tau)]}{e^{[\rho+h^2R^2(\tau)]}} \left[\int_0^\rho \frac{I_o[2\sqrt{u}hR(\tau+\tau_3)]}{e^{[u+h^2R^2(\tau+\tau_3)]}} du \right] \left[\int_0^\rho \frac{I_o[2\sqrt{u}hR(\tau-\tau_3)]}{e^{[u+h^2R^2(\tau-\tau_3)]}} du \right] [1 - e^{-\rho}]^{L-3} d\rho \right] d\tau. \quad (11)$$

На рис. 2. представлены графики зависимости вероятности ошибки P_o , P_{cp} , $P_{0.5\tau_3}$ от отношения Сигнал/Шум h^2 при $L = 2^{14} - 1 = 16383$, рассчитанные по формулам (9)–(11). График 1

построен для вероятности P_o и соответствует синхронному поиску при отсутствии ошибки синхронизации ($\tau = 0$). График 2 построен для средней вероятности ошибки P_{cp} и соответствует «поиску» при возможной случайной временной ошибке равномерно распределённой на интервале $[-\tau_s / 2, +\tau_s / 2]$. График 3 построен для вероятности $P_{0.5\tau_s}$ при «поиске» с ошибкой $|\tau| = \tau_s / 2$ синхронизации. Согласно рис. 2 (графики 2–3) с практической целесообразностью наиболее приемлемо проводить поиск с вероятностью ошибки не хуже $1 \cdot 10^{-3}$ при отношении Сигнал/ Шум $h^2 = 15 \div 16$ дБ.

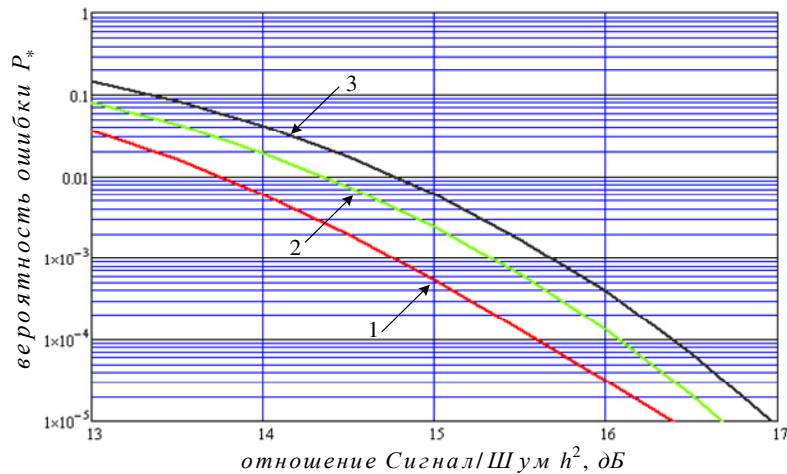


Рис. 2. Зависимости вероятности ошибки от отношения Сигнал/ Шум

1 – $\tau = 0$; 2 – $\{\tau\} = (-\tau_s / 2, +\tau_s / 2)$; 3 – $|\tau| = \tau_s / 2$

Fig. 2. Dependence of the error probability on the Signal-to-Noise ratio

1 – $\tau = 0$; 2 – $\{\tau\} = (-\tau_s / 2, +\tau_s / 2)$; 3 – $|\tau| = \tau_s / 2$

Метод расчёта энергетических потерь анализируемого сигнала при действии СП

Помехозащищённость алгоритма поиска бортовой станции сигнала $s(t)$ при совместном воздействии структурной $s_n(t)$ и флуктуационной помехи $\xi(t)$ исследуем посредством схемы оптимального двоичного распознавания ортогональных сигналов с неизвестной фазой.

Как известно [7], распознавание одного из двух дискретных сигналов (модулирующий код каждого из сигналов отличается на такой циклический сдвиг $n_{\min}$, при котором коэффициент взаимной корреляции $R_{\min}(n_{\min} \tau_s)$ равен минимальной величине $R_{\min} = 1/L$) со случайной фазой в присутствии флуктуационной помехи производится посредством схемы, приведенной на рис. 3.

Схема распознавания включает в себя две пары синфазных и квадратурных корреляторов K_i и K_q действующих на едином временном интервале $\{t\} = \overline{0, T}$ ($T = \tau_s L$):

– для вычисления составляющих Y_k и $\hat{Y}_k$ модуля V_k корреляции принятой реализации в форме $s(t) + s_n(t) + \xi(t)$ и опорного сигнала $s_{o,k}(t)$, вычислитель B_k модуля V_k .

$s(t)$ – анализируемый сигнал [9] в форме

$$s(t) = A \sum_{l=1}^L \text{rect}[t - (l-1)\tau_s] \cos \left[2\pi \left(d_{kl} f_n + \bar{d}_{kl} f_s \right) t + \pi (b_{kl} \oplus D_r) \right], \quad (12)$$

Здесь A – амплитуда; $f_{н(в)}$ – манипулируемые нижняя (верхняя) частоты; $d_{kl} \in \{0,1\}$ и $b_{kl} \in \{0,1\}$ – двоичные символы, принадлежащие циклически сдвинутой на k элементов исход-

ной M -кодовой последовательности и соответствующие частотной и фазовой манипуляции l элемента сигнала; D_r – информационный символ, соответствующий дополнительной фазовой манипуляции.

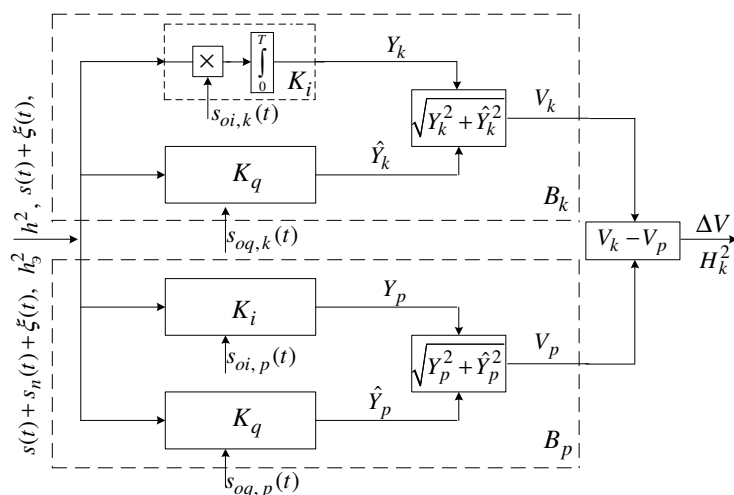


Рис. 3. Структурная схема распознавания ШПС-ЧММС сигналов

Fig. 3. Block diagram of BBS-MSK signal recognition

$s_n(t)$ – структурная помеха в форме сигнала, действующего от ближайшей опорной станции:

$$s_n(t) = A_n \sum_{l=1}^L \text{rect}[t - (l-1)\tau_s] \cos \left[2\pi \left(d_{nl} f_n + \bar{d}_{nl} f_b \right) t + \pi (b_{nl} \oplus D_n) \right], \quad (13)$$

здесь A_n – амплитуда; $f_{n(b)}$ – манипулируемые нижняя (верхняя) частоты; $d_{nl} \in \{0,1\}$ и $b_{nl} \in \{0,1\}$ – двоичные символы, принадлежащие циклически сдвинутой на n элементов исходной M -кодовой последовательности и соответствующие частотной и фазовой манипуляции l элемента сигнала; D_n – информационный символ, соответствующий дополнительной фазовой манипуляции.

$\xi(t)$ – флуктуационная помеха с равномерной (в полосе частот сигнала) спектральной плотностью мощности N_o .

$s_{o,k}(t)$ – опорный сигнал, действующий в синхронном квадратурном корреляторе:

$$s_{o,k}(t) = A_o \sum_{l=1}^L \text{rect}[t - (l-1)\tau_s] \cos \left[2\pi \left(d_{kl} f_n + \bar{d}_{kl} f_b \right) t + \pi b_{kl} \right], \quad (14)$$

здесь A_o – амплитуда, можно принять равной 1;

– для вычисления составляющих Y_p и $\hat{Y}_p$ модуля V_p корреляции принятой реализации в форме $s(t) + s_n(t) + \xi(t)$ и опорного сигнала $s_{o,p}(t)$, действующего в асинхронном квадратурном корреляторе, вычислитель B_p модуля V_p ;

– схему сравнения, по существу схему вычитания.

На рис. 4. представлены возможные диаграммы сигналов, действующих в схеме (рис. 3). Здесь $s_n(t)$ – сигнал действующей структурной помехи (13), в момент t_0 начала анализа модулирующий код $\{d_{nl}\}$ соответствует циклически сдвинутой на n элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$ (для примера); $s_{o,k}(t)$ – опорный сигнал (14), в момент t_0 начала анализа модулирующий код $\{d_{kl}\}$ соответствует циклически сдвинутой на k элемен-

тов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$; $s(t)$ – анализируемый сигнал (12), в момент t_0 начала анализа модулирующий код $\{d_{kl}\}$ соответствует циклически сдвинутой на k элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$; $s_{o,p}(t)$ – опорный сигнал, в момент t_0 начала анализа модулирующий код $\{d_{pl}\}$ соответствует циклически сдвинутой на $p = n_{\min}$ элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$.

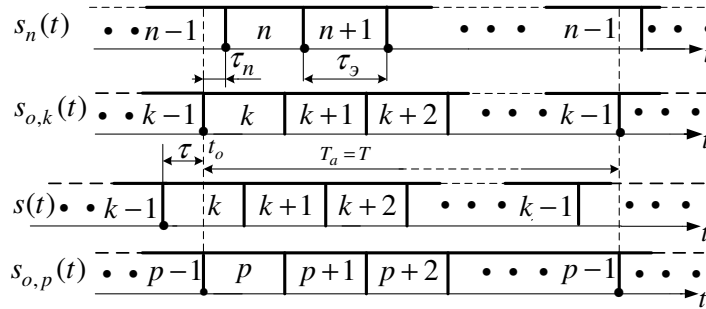


Рис. 4. Диаграммы сигналов, действующих в схеме распознавания

Fig. 4. Diagrams of signals acting in the recognition scheme

Ошибочное решение при распознавании одного из двух ортогональных сигналов имеет место тогда, когда разность $V_k - V_p$ имеет отрицательный знак, хотя выход нижнего вычислителя V_p не содержит распознаваемого сигнала. На выходах синхронного V_k и несинхронного V_p вычислителей формируются модули V_k и V_p с математическими ожиданиями и дисперсиями $\mathbf{M}(V_k)$, $\mathbf{M}(V_p)$ и $\mathbf{D}(V_k)$, $\mathbf{D}(V_p)$ соответственно. Для надёжной передачи информации при фазовой модуляции с вероятностью ошибки не хуже $1 \cdot 10^{-5}$ требуется отношение Сигнал/ Шум $h^2 = P\tau_3 L / N_o \geq 10$ дБ ($P = A^2 / 2$) – относительно сильный сигнал. При сильном сигнале можно аппроксимировать закон распределения модулей Рэлея – Райса нормальным законом. Тогда вероятность ошибки распознавания одного из двух сигналов можно определить как

$$P_e = 1 - \Phi(H_k), \quad (15)$$

где $\Phi(H_k)$ – интеграл вероятности [10]; H_k^2 – отношение Сигнал/ Шум на «выходе» схемы вычитания (рис. 3) определяется соотношением [11]:

$$H_k^2 = (\mathbf{M}(V_k) - \mathbf{M}(V_p))^2 / (\mathbf{D}(V_k) + \mathbf{D}(V_p)), \quad (16)$$

где $\mathbf{M}(V_k)$, $\mathbf{M}(V_p)$ и $\mathbf{D}(V_k)$, $\mathbf{D}(V_p)$ – математические ожидания и дисперсии модулей $V_{p(k)}$ на выходах синхронного V_k и несинхронного V_p вычислителей (рис. 3).

Также вероятность ошибки двоичного распознавания ортогональных сигналов, посредством некогерентной схемы (рис. 3), с энергией $P\tau_3 L$ сигнала при действии помехи $\xi(t)$ со спектральной плотностью N_o можно определить через отношение h^2 Сигнал/ Шум, используя известное выражение [7]

$$P_e = e^{-h^2/2} / 2, \quad (17)$$

где $h^2 = P\tau_3 L / N_o$, отношение Сигнал/Шум, при котором на входе схемы (рис. 3) действует сигнал, длительностью $\tau_3 L$. Приравняв (15) и (17), по значению H_k^2 , можно определить эквивалентное отношение h_s^2 Сигнал/ Шум на входе схемы распознавания ортогональных сигналов с помощью формулы

$$h_s^2 = -2Ln\left\{2\left[1 - \Phi\left(H_k^2\right)\right]\right\}. \quad (18)$$

Действие на входе схемы (рис. 3) дополнительно структурной помехи $s_n(t)$ приведёт, с учётом (15) и (17), к вероятности ошибки распознавания, которая будет определяться теперь уже эквивалентным отношением h_s^2 Сигнал/ Шум, вычисляемым выражением (18). Здесь отношение Сигнал/ Шум H_k^2 на «выходе» схемы вычитания (рис. 3) будет теперь определяться воздействием помехи $s_n(t)$. Отсюда, теперь можно определить и эквивалентные энергетические потери

$$\Delta h_s^2 = h^2 - h_s^2, \quad (19)$$

обусловленные совместным действием сигнала с отношением Сигнал/ Шум h^2 и структурной помехи $s_n(t)$, приводящей к эквивалентному отношению Сигнал/ Шум h_s^2 в сигнале схемы вычитания (рис. 3).

Модули V_k и V_p в (16), как случайные величины, распределены по закону Рэлея – Райса с параметрами математического ожидания и дисперсии [12]

$$\begin{aligned} \mathbf{M}(V_i) &= \sigma \sqrt{\frac{\pi}{2}} \mathbf{F}_i(h_i^2) = \sigma \sqrt{\frac{\pi}{2}} \left[\left(1 + \frac{h_i^2}{2}\right) I_0\left(\frac{h_i^2}{4}\right) + \frac{h_i^2}{2} I_1\left(\frac{h_i^2}{4}\right) \right] e^{-\frac{h_i^2}{4}} \\ \mathbf{D}(V_i) &= 2\sigma^2 \left(1 + \frac{h_i^2}{2}\right) - \mathbf{M}^2(V_i), \end{aligned} \quad (20)$$

где σ – среднеквадратическое отклонение квадратурных составляющих модуля V_i , отношение сигнал/шум на «выходах» квадратурных корреляторов:

$$\begin{aligned} h_i^2 &= [\mathbf{M}^2(Y_i) + \mathbf{M}^2(\hat{Y}_i)] / \sigma_u^2 = \{\mathbf{M}^2[R_{ki}y_i \cos(\varphi) + n_y] + \mathbf{M}^2[R_{ki}y_i \sin(\varphi) + \hat{n}_y]\} / (N_0 T / 4) = \\ &= R_{ki}^2 (AT / 2)^2 / (N_0 T / 4) = 2R_{ki}^2 PT / N_o = 2R_{ki}^2 E / N_o = 2h^2 R_{ki}^2, \end{aligned} \quad (21)$$

здесь R_{ki} – коэффициент взаимной корреляции анализируемого и опорного сигналов; $I_r(*)$ – модифицированная первого рода функция Бесселя r порядка [9].

Дисперсия флуктуационной помехи в выходных сигналах корреляторов (модуля V_i)

$$\mathbf{D}(Y_i) = \sigma_u^2 = LN_o \tau_3 / 4. \quad (22)$$

С учётом (16) и (20), для H_k^2 (16) с учётом (20) можно записать в форме

$$H_k^2 = \frac{(\mathbf{M}(V_k) - \mathbf{M}(V_p))^2}{\mathbf{D}(V_k) + \mathbf{D}(V_p)} = \frac{\frac{\pi}{2} [\mathbf{F}_k(h_k^2) - \mathbf{F}_p(h_p^2)]^2}{4 + h_k^2 + h_p^2 - \frac{\pi}{2} [\mathbf{F}_k^2(h_k^2) + \mathbf{F}_p^2(h_p^2)]}. \quad (23)$$

На «выходе» синхронного коррелятора (рис. 3, B_k) будут присутствовать два отклика – на анализируемый сигнал $s(t)$ и на структурную помеху $s_n(t)$, определяемые периодической автокорреляционной функцией (ПАКФ) сигнала $s(t)$ и периодической взаимной корреляционной функцией (ПВКФ) сигналов $s(t)$ и $s_n(t)$. Совместно будет действовать также и отклик на флуктуационную помеху.

Математические ожидания для синфазной и квадратурной составляющих [7] модулей $V_{k(p)}$ синхронного и асинхронного квадратурных корреляторов (рис. 3, 4, B_k и B_p) могут быть записаны в форме

$$\begin{aligned}
 \mathbf{M}(Y_k) &= \sqrt{P/2} TR_{kk}(\tau) \cos(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{nk}(\tau_n) \cos(\omega_o \tau_n + \varphi_n) \\
 \mathbf{M}(\hat{Y}_k) &= \sqrt{P/2} TR_{kk}(\tau) \sin(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{nk}(\tau_n) \sin(\omega_o \tau_n + \varphi_n) \\
 \mathbf{M}(Y_p) &= \sqrt{P/2} TR_{kp}(\tau) \cos(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{np}(\tau_n) \cos(\omega_o \tau_n + \varphi_n), \\
 \mathbf{M}(\hat{Y}_p) &= \sqrt{P/2} TR_{kp}(\tau) \sin(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{np}(\tau_n) \sin(\omega_o \tau_n + \varphi_n)
 \end{aligned} \tag{24}$$

где P – мощность анализируемого сигнала; $P_n = A_n^2/2$ – мощность структурной помехи, $R_{kk}(\tau)$ – коэффициент нормированной ПАКФ анализируемого сигнала $s(t)$ с модулирующим кодом $\{d_{kl}\}$, соответствующему циклически сдвинутой на k элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$ и опорного сигнала $s_{o,k}(t)$ с модулирующим кодом $\{d_{kl}\}$, соответствующему циклически сдвинутой на k элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$; τ – задержка начала действия k -го элемента опорного сигнала $s_{o,k}(t)$ относительно начала действия k -го элемента анализируемого сигнала $s(t)$ (рис. 4); $R_{nk}(\tau_n)$ – коэффициент нормированной ПАКФ структурной помехи $s_n(t)$ с модулирующим кодом $\{d_{nl}\}$, соответствующему циклически сдвинутой на n элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$ и опорного сигнала $s_{o,k}(t)$ с модулирующим кодом $\{d_{kl}\}$, соответствующему циклически сдвинутой на k элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$; τ_n – задержка начала действия n -го элемента структурной помехи $s_n(t)$ относительно начала действия p -го элемента опорного сигнала $s_{o,p}(t)$ (рис. 4); $R_{kp}(\tau)$ – коэффициент нормированной ПАКФ анализируемого сигнала $s(t)$ и опорного сигнала $s_{o,p}(t)$ с модулирующим кодом $\{d_{p,l}\}$, соответствующему циклически сдвинутой на p элементов исходной M -двоичной последовательности $\{d_l\}$; $R_{n,p}(\tau_n)$ – коэффициент нормированной ПАКФ структурной помехи $s_n(t)$ и опорного сигнала $s_{o,p}(t)$; ω_o – циклическая центральная частота; φ и φ_n – дополнительные набег фаз [12], обусловленные параметрами трассы распространения поверхностной электромагнитной волны; $\cos(*)$ и $\sin(*)$ – корреляционные функции высокочастотных заполнений на центральной частоте.

Используя соотношения для тригонометрических функций [13], находим из (21) и (23) отношение Сигнал/ Шум в «выходе» синхронного квадратурного коррелятора B_k (рис. 3) в виде

$$\begin{aligned}
 h_k^2 &= \{[\sqrt{P/2} TR_{kk}(\tau) \cos(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{nk}(\tau_n) \cos(\omega_o \tau_n + \varphi_n)]^2 + \\
 &+ [\sqrt{P/2} TR_{kk}(\tau) \sin(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{nk}(\tau_n) \sin(\omega_o \tau_n + \varphi_n)]^2\} / (N_o T / 4) = \\
 &= 2h^2 [R_{kk}^2(\tau) + K R_{nk}^2(\tau_n) + 2\sqrt{K} R_{nk}(\tau_n) R_{kk}(\tau) \cos(\psi(t))],
 \end{aligned} \tag{25}$$

где $h^2 = (PT^2/2)/(N_o T/4) = 2E/N_o$ – отношение Сигнал/ Шум для анализируемого сигнала в «выходе» синхронного квадратурного коррелятора B_k ; $K = P_n/P$ – интенсивность помехи;

$$\cos[\psi(t)] = \cos[\omega_o(\tau - \tau_n) + \varphi - \varphi_n] \tag{26}$$

– совместная корреляционная функция высокочастотного заполнения на центральной частоте ω_o .

Отношение Сигнал/ Шум в выходном сигнале (модуль V_p) несинхронного квадратурного коррелятора B_p (рис. 3.) можно определить посредством (20) и (23) и с учётом тригонометрических функций [13] получим

$$h_p^2 = \{[\sqrt{P/2} TR_{kp}(\tau) \cos(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{np}(\tau_n) \cos(\omega_o \tau_n + \varphi_n)]^2 +$$

$$+ [\sqrt{P/2} TR_{kp}(\tau) \sin(\omega_o \tau + \varphi) + \sqrt{P_n/2} TR_{np}(\tau_n) \sin(\omega_o \tau_n + \varphi_n)]^2 / (N_o T / 4) = \\ = 2h^2 [R_{kp}^2(\tau) + KR_{np}^2(\tau_n) + 2\sqrt{K} R_{kp}(\tau) R_{np}(\tau_n) \cos(\psi(t))]. \quad (27)$$

Согласно (25) и (27), отношения Сигнал/ Шум h_k^2 и h_p^2 определяются $\cos[\psi(t)]$, где фазовый угол $\psi(t)$ (26) нестационарный случайный процесс [14] и учесть его значение в аппаратуре обработки принимаемых сигналов бортовой станцией практически невозможно. Область изменения $\psi(t)$ составляет $\pm\pi$, то верхней и нижней границам вероятности ошибки синхронизации при поиске будет соответствовать $\cos[\psi(t)] = \mp 1$. Таким образом, при поиске отношения Сигнал/ Шум h_k^2 и h_p^2 могут находиться в границах двух экстремальных значений, определяемых формулами

$$h_k^2 = 2h^2 [R_{kk} \pm \sqrt{K} R_{nk}]^2 \\ h_p^2 = 2h^2 [R_{kp} \pm \sqrt{K} R_{np}]^2. \quad (28)$$

Оценка воздействия СП при поиске ШПС – ЧММС

В РНС «Спрут» с целью обеспечения кодового разделения каждый из сигналов ОС сформирован в соответствии с циклически сдвинутым модулирующим кодом относительно исходного M -кода. В соответствии с этим коэффициенты корреляций (28) могут принимать значения уровня главного и боковых выбросов модуля (рассчитанный по формулам [15]) нормированной периодической автокорреляционной функции (НПАКФ) для широкополосного сигнала с ЧММС, при модулирующей кодовой последовательности (длины $L = 16383$), формируемой в генераторе M -последовательности (14-разрядный регистр с соответствующими отводами обратной связи). Согласно [15], форма вычисленной НПАКФ носит равнобочную (вверх и вниз сходящую) трапецию. При этом для вверх и вниз сходящих значений корреляционной функции, определяемых приблизительно равными интервалами ($2500 \tau_s$) задержек. На интервале $2501 \tau_s \div 13883 \tau_s$ значение максимального выброса НПАКФ составляет $1,8 \cdot 10^{-2}$, среднее значение выбросов НПАКФ составляет $4,2 \cdot 10^{-3}$. В силу поведения главного выброса (3) минимальное значение $6,1 \cdot 10^{-6}$ может быть на интервале $3 \tau_s \div 16382 \tau_s$ временных задержек. Согласно (28), при $\cos[\psi(t)] = -1$ коэффициент $R_{nk}(\tau)$ должен принимать минимально возможное значение. С учётом сказанного, наиболее приемлемым будут значения коэффициента $R_{nk}(\tau)$, определяемого вверх сходящимся участком вычисленной НПАКФ на интервале задержек $3 \tau_s \div 2500 \tau_s$.

Если опорные станции удалены друг от друга на расстояние $r = 350$ км, то при этом задержка распространения поверхностного сигнала составит $\tau_p \approx 1,167$ мс (используя скорость $v \approx 3 \cdot 10^8$ м/с распространения сигнала, совершаем ошибку порядка 0,1 %) и при $\tau_s = 2,5 \cdot 10^{-6}$ с будет соответствовать «циклической задержке» $n_o = r / (v \tau_s)$ на 466–467 модулирующих двоичных символов $\{d_{nl}\}$. На рис. 5 представлены фрагменты излучаемого сигнала с циклическим сдвигом $n_i - 1$ удалённой опорной станцией (OC_i , $i = \overline{1,3}$ – возможные номера удалённых опорных станций), и принимаемого бортовой станцией (BC_i) того же сигнала, с учётом задержки τ_p при его распространении, и приёма бортовой станцией (BC_k , $k = \overline{1,3}$ – возможные номера ближайших опорных станций) излучённого сигнала с циклическими сдвигами $n_k - 1$ ближайшей опорной станцией (OC_k). Здесь коэффициент корреляции $R_{nk}(\tau)$ будет определяться как задержкой τ_p , так и циклическими сдвигами ($n_k - 1$ и $n_i - 1$) модулирующего кода $\{d_{nl}\}$ исходной M -кодовой последовательности:

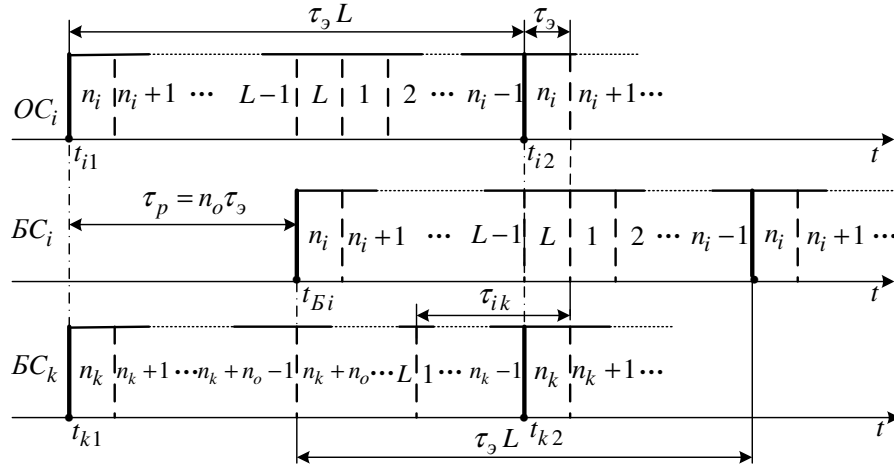


Рис. 5. Фрагменты излучаемых ОС и принимаемых БС сигналов

Fig. 5. Diagrams of the emitted FS and received AS signals

$$R_{nk}(\tau) = R_{nk}(\tau_{ik}) = R_{nk}[(n_k - 1)\tau_9 + \tau_p - (n_i - 1)\tau_9] = R_{nk}[(n_k + n_o - n_i)\tau_9]. \quad (29)$$

Для указанных опорных станций возможны следующие сочетания номеров удалённой и ближайшей опорных станций относительно бортовой станции: 1 и 2, 1 и 3, 2 и 3, 2 и 1, 3 и 1, 3 и 2. Выбираем циклические сдвиги модулирующего кода $\{d_{nl}\}$ исходной M -кодированности для OC_1 : $n_1 - 1 = 0$, OC_2 : $n_2 - 1 = 24$, OC_3 : $n_3 - 1 = 49$. Отсюда при известном $n_o = 466$ и возможных сочетаниях номеров ОС через (28) будут получены следующие тактовые номера задержек τ_{ik} :

- ОС1 и ОС2 $\rightarrow 25 + 466 - 1 = 490$;
- ОС1 и ОС3 $\rightarrow 50 + 466 - 1 = 515$;
- ОС2 и ОС3 $\rightarrow 50 + 466 - 25 = 491$;
- ОС2 и ОС1 $\rightarrow 1 + 466 - 25 = 442$;
- ОС3 и ОС1 $\rightarrow 1 + 466 - 50 = 417$;
- ОС3 и ОС2 $\rightarrow 25 + 466 - 50 = 441$.

На рис. 6 представлен фрагмент вверх сходящегося графика модуля НПАКФ для ЧММС сигналов при дополнительной ФМ на интервале $[361\tau_9, 540\tau_9]$ тактовых задержек (с целью получения высокого разрешения). Как видно из рис. 6, значение максимального выброса составляет не более $4 \cdot 10^{-3}$ и при значениях тактов 417, 441, 442, 490, 491 и 515 значения выбросов также составляют не более $4 \cdot 10^{-3}$. Отсюда возможные значения коэффициента $R_{kn}(\tau)$ на интервале $[361\tau_9, 540\tau_9]$ тактовых задержек не смогут превысить величину $4,0 \cdot 10^{-3}$ при тактовой задержке распространения сигнала n_o .

Теперь рассмотрим возможные значения коэффициентов корреляций в (28) на интервале $[361\tau_9, 540\tau_9]$.

Коэффициент $R_{kk}(\tau)$ соответствует синхронному вычислителю V_k (рис. 3), то его значение соизмеримо с единицей ($|\tau| < \tau_9 / 2$) и можно принять равным 1.

Как выше было показано, значения коэффициента $R_{kn}(\tau)$ не смогут превысить величину $4,0 \cdot 10^{-3}$.

При работе схемы распознавания (рис. 3) для второго сигнала выбирается циклический сдвиг $n_{\min} = 5$ относительно первого сигнала, при котором коэффициент взаимной корреляции

$R_{\min}(n_{\min}\tau_s)$ равен минимальной величине $R_{\min} = 1/L = 5,1 \cdot 10^{-5}$ (рис. 7) и тогда коэффициент $R_{kp}(\tau) = R_{\min}$ можно принять.

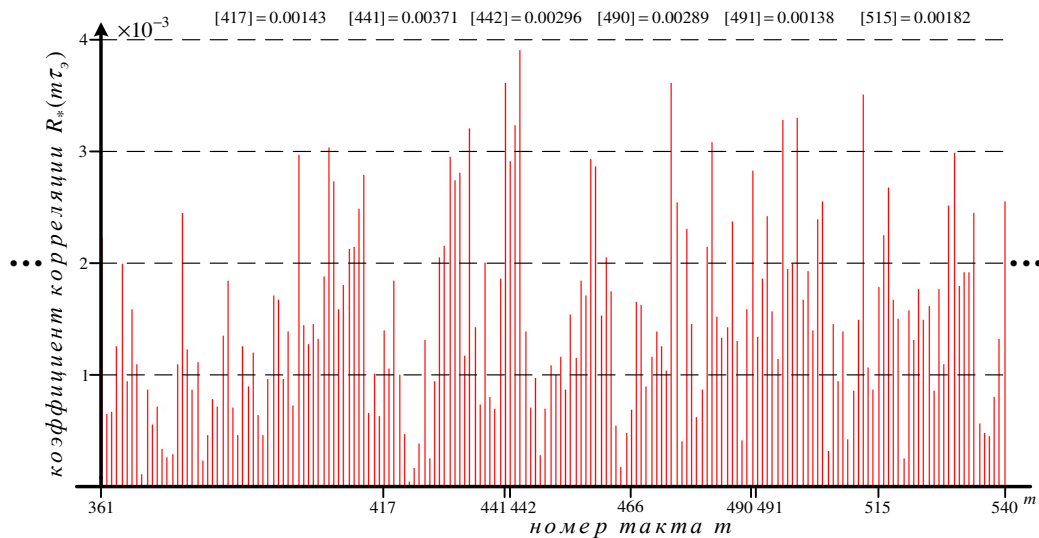


Рис. 6. Фрагмент графика модуля НПАКФ для ЧММС сигналов с дополнительной ФМ на интервале тактов [361,540]

Fig. 6. Fragment of the diadram normalized PACF module for MSK signals with additional FM on the clock interval [361,540]

Относительно второго сигнала (рис. 3–6) значения коэффициента $R_{np}(\tau)$ также будут находиться в интервале $[361\tau_s, 540\tau_s]$ тактовых задержек и не превысят $4 \cdot 10^{-3}$.

Посредством (18), (17), (22) и (28) можно определить возможные эквивалентные потери энергии Δh_s^2 анализируемого сигнала (ЭПЭАС) при заданном значении отношения Сигнал/Шум h^2 , обусловленные действием структурной помехи в форме сигнала $s_n(t)$ интенсивностью K , возможных значениях коэффициентов R_{kn} и R_{np} и экстремальных значениях $\cos[\psi(t)] = \pm 1$. На рис. 8 показана зависимость ЭПЭАС при $h^2 \simeq 10$ дБ и коэффициентах корреляций R_{kn} , максимальном $3,9 \cdot 10^{-3}$ и (для примера) определяемых возможными сочетаниями номеров удалённой и ближайшей опорных станций относительно бортовой станции: 3 и 2 $\rightarrow 3,71 \cdot 10^{-3}$, 1 и 2 $\rightarrow 2,89 \cdot 10^{-3}$, 2 и 3 $\rightarrow 1,38 \cdot 10^{-3}$. Из анализа рис. 8 следует, что поиск сигналов совместно со структурной помехой при её интенсивности K может проводиться в пределах верхней ($\cos(\psi(t)) < 0$) и нижней ($\cos(\psi(t)) > 0$) границ вероятности ошибки синхронизации. При поиске сигналов и $\cos(\psi(t)) > 0$ отрицательное действие структурной помехи $s_n(t)$ исключается. Из поведения графиков (рис. 8) следует, что меньшему значению коэффициента $R_{kn(p)}(\tau)$ соответствуют и меньшие ЭПЭАС. При действии структурной помехи с интенсивностью не более 34 дБ допустимыми эквивалентные потери энергии анализируемого сигнала составят не более 3 дБ (при минимальном значении коэффициента корреляций $R_{kn} = 1,38 \cdot 10^{-3}$ – не более 2 дБ) и эквивалентное отношение Сигнал/Шум h_s^2 составит не более $h^2 - \Delta h_s^2 = 7$ дБ. Таким образом, чтобы обеспечить надёжный поиск анализируемого сигнала при отношении Сигнал/Шум $h^2 \approx 10$ дБ (обеспечить вероятность ошибки синхронизации не хуже $1 \cdot 10^{-3}$ при ошибке синхронизации $|\tau| \leq \tau_s / 2$, рис. 2) необходимо обеспечить $h_n^2 \approx 15 - 16$ дБ, но с учётом потерь Сигнал/Шум составляет $h_s^2 \approx 7$ дБ, что для поиска потребует дополнительного некоге-

рентного накопления до 15–16 дБ. Величине 7 дБ соответствует относительно сильный сигнал и тогда обобщённый закон Релея распределения модуля V_k можно аппроксимировать нормальным законом с математическим ожиданием $\mathbf{M}(V_i)$ и дисперсией $\mathbf{D}(V_i)$ (20), и тогда для обеспечения $h^2 \approx 15-16$ дБ необходимо произвести 8-кратное линейное накопление, и тогда «параллельный» поиск можно будет провести за $8L\tau_s \leq 0,33$ с (в РНС «Спрут» $L=16383$, $\tau_s=2,5$ мкс – длительность элемента сигнала).

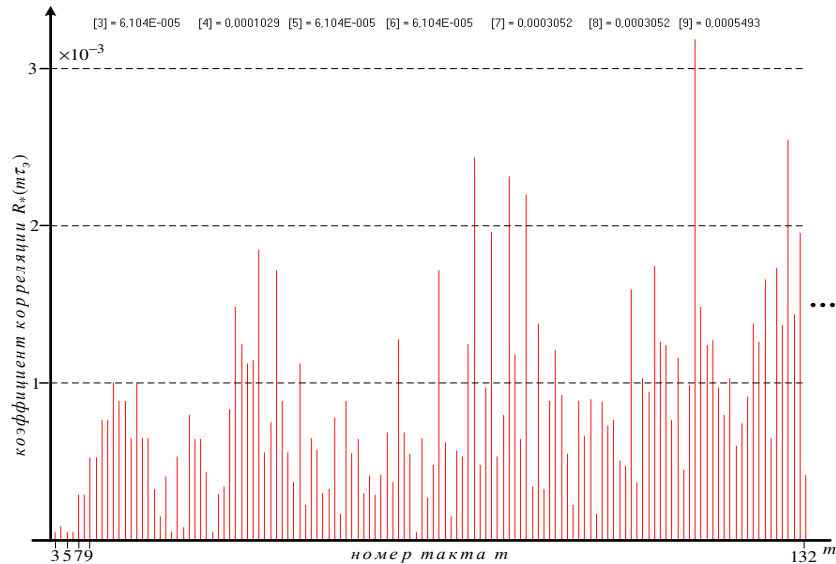


Рис. 7. Фрагмент графика модуля НПАКФ для ЧММС сигналов с дополнительной ФМ на интервале тактов [3,132]

Fig. 7. Fragment of the diadram normalized PACF module for MSK signals with additional FM on the clock interval [3,132]

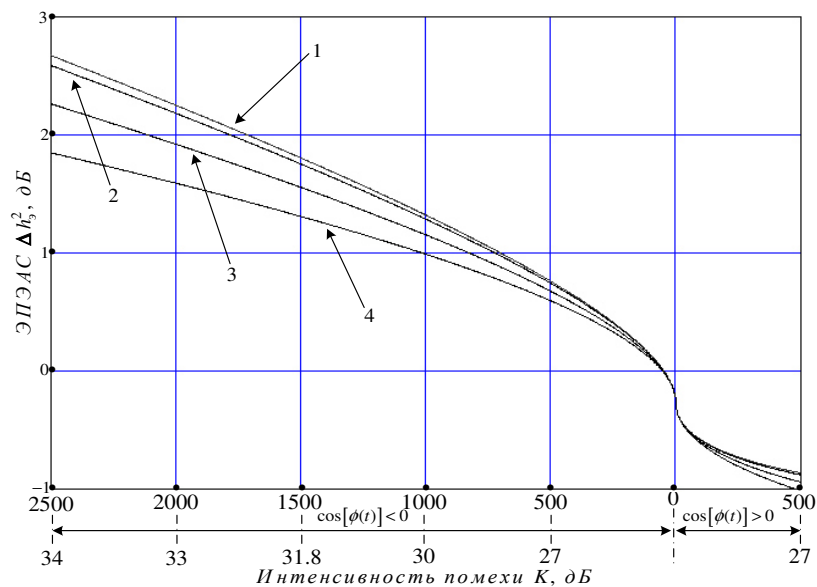


Рис. 8. Зависимость энергетических потерь анализируемого сигнала от интенсивности K :
1 – при $R_{kn} = 3,9 \cdot 10^{-3}$; 2 – при $R_{kn} = 3,71 \cdot 10^{-3}$; 3 – при $R_{kn} = 2,89 \cdot 10^{-3}$; 4 – при $R_{kn} = 1,38 \cdot 10^{-3}$

Fig. 8. The dependence of the energy losses of the analyzed signal on the intensity K :
1 – при $R_{kn} = 3,9 \cdot 10^{-3}$; 2 – при $R_{kn} = 3,71 \cdot 10^{-3}$; 3 – при $R_{kn} = 2,89 \cdot 10^{-3}$; 4 – при $R_{kn} = 1,38 \cdot 10^{-3}$

На рис. 9. представлена рабочая зона РНС (для РНС «Спрут» рабочая зона построена с учётом принятия максимального удаления от опорной станции до $D_{\max} = 600$ км), образованная посредством 3-х совмещённых секторов, пересекающихся в точках Π_{ik} , центрами которых являются местоположения OC_i (для примера, на островах), а дуги d_i есть геометрическое место точек с максимальным удалением ($R_1 = R_2 = D_{\max}$) от OC_i . При движении бортовой станции от пункта Π_a (ближайшее к OC_2 место расположения БС) к пункту Π_b происходит удаление БС от всех OC и можно сказать, что происходит нарастание задержки распространения сигналов как от удалённой опорной станции OC_1 , так и ближайшей опорной станции OC_2 . В этом случае, при изменении трассы Δr_1 распространения сигнала от OC_1 и изменении трассы Δr_2 распространения сигнала от OC_2 относительно БС, коэффициент корреляции $R_{nk}(\tau_{ik})$ будет определяться

$$R_{nk}(\tau_{ik}) = R_{nk}[(n_k - 1)\tau_3 + \tau_p + \Delta\tau_1 - \Delta\tau_2 - (n_i - 1)\tau_3] = R_{nk}[(n_k + n_o - n_i)\tau_3 + \Delta\tau], \quad (29)$$

Здесь $\Delta\tau_1 = \Delta r_1 / v$ – изменение задержки распространения сигнала от OC_1 , $\Delta\tau_2 = \Delta r_2 / v$ – изменение задержки распространения сигнала от OC_2 (v – скорость распространения поверхностной электромагнитной волны). Разность изменения задержек $\Delta\tau$ при движении БС в правой полуплоскости относительно OC_2 будет всегда отрицательной, так как $\Delta r_2 \geq \Delta r_1$, а при движении в левой полуплоскости уменьшается и τ_p , что говорит о невозможности превышения максимальной возможной величины τ_{ik} и коэффициент $R_{nk}(\tau_{ik})$ не превысит $3,9 \cdot 10^{-3}$. То же самое можно сказать и о поиске сигнала при остальных сочетаниях номеров удалённой и ближайшей опорных станций.

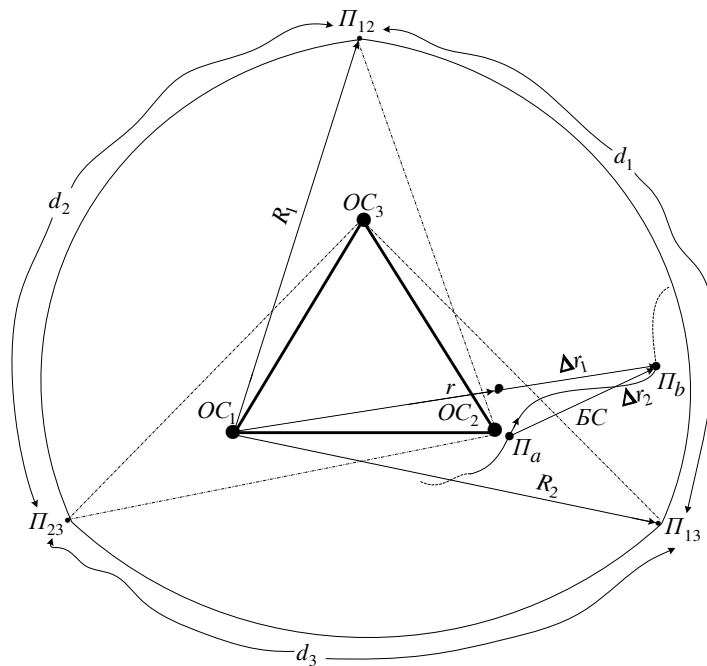


Рис. 9. Рабочая зона РНС с учётом расположения опорных и бортовой станций

Fig. 8. The working area of the RNS, taking into account the location of the support and on-board stations

Заключение

Предложенный в данной статье метод анализа воздействия структурных помех на поиск сигналов, у которых в качестве модулирующих кодов используют выбранные соответствующим образом, циклические сдвиги на n_i элементов одной и той же M -последовательности длины $L = 16383$. Показанный выбор циклических сдвигов позволяет использовать коэффициенты корреляций НПКФ структурных помех на порядок меньше максимального ($2,8 \cdot 10^{-2}$), что приводит к эквивалентным энергетическим потерям сигнала – поиска не более 3 дБ. Показанные условия поиска сигналов ОС в широкополосной РНС средневолнового диапазона позволяют эффективно применять кодовое разделение сигналов при использовании совмещённого радиоканала (для навигационных измерений и передачи данных) без ограничения рабочей зоны РНС, определяемой максимальным значением дальности $D_{\max} = 600$ км.

Библиографические ссылки

1. Варакин Л. Е. Системы связи с шумоподобными сигналами. М. : Радио и связь, 1985. 384 с.
2. Агафонников А. М. Фазовые радиогодезические системы для морских исследований. М. : Наука, 1979. 164 с.
3. Варакин Л. Е. Теория систем сигналов. М. : Советское радио, 1978. 304 с.
4. Варакин Л. Е, Власов А. В. Анализ воздействия мощной структурной помехи на радиотехническую систему с шумоподобными сигналами // Радиотехника и электроника. 1983. Т. 28, № 6. С. 1094–1101.
5. Методы модуляции и приёма цифровых частотно-манипулированных сигналов с непрерывной фазой / В. Б. Крохин, В. Ю. Беляев, А. В. Гореликов и др. // Зарубеж. Радиоэлектроника. 1982. № 4. С. 58–72.
6. Муссонов В. М., Романов А. П. Поиск широкополосных сигналов наземной радионавигационной системы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Том 23, № 3. С. 391–408. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-391-408.
7. Шумоподобные сигналы в системах передачи информации / ред. В. Б. Пестряков. М. : Радио и связь, 1982. 424 с.
8. Вентцель Е. С., Овчаров Л.А. Прикладные задачи теории вероятностей. М. : Радио и связь, 1983. 416 с.
9. Янке Е., Эмде Ф., Лёш Ф. Специальные функции. М. : Наука, 1977. 342 с.
10. Тихонов В. И., Харисов В. Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М. : Радио и связь, 1991. 608 с.
11. Vaisey D. J., McLane. Bend limitation and error rate in digital UNF-FM transmission // IEEE Trans. 1983. Vol. COM-31, No. 11. P. 1222–1224.
12. Кинкулькин И. Е., Рубцов В. Д., Фабрик М. А. Фазовый метод определения координат. М. : Сов. Радио, 1979. 280 с.
13. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М. : Наука, 1986. 544 с.
14. Варакин Л. Е. Теория сложных сигналов. М. : Сов. радио, 1970. 376 с.
15. Simon M. K. The autocorrelation function and power spectrum of PCM/FM with random binary modulating waveforms // IEEE Trans. 1976. Vol. COM-24, No. 10. P. 1576–1584.

References

1. Varakin L. E. *Sistemy svyazi s shumopodobnymi signalami* [Communication systems with noise-like signals]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1985, 384 p.
2. Agafonnikov A. M. *Phazovye radiogeodezicheskie sistemy dlya morskikh issledovaniy* [Phase radio-geodesic systems for marine research]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 164 p.

3. Varakin L. E. *Teorya sistem signalov* [Theory of signal systems]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1978, 304 p.
4. Varakin L. E., Vlasov A. V. [Analysis of the impact of powerful structural interference on a radio engineering system with noise-like signals]. *Radiotekhnika i elektronika*. 1983, Vol. 28, No. 6, P. 1094–1101.
5. Krokhin V. B., Belyaev V. Yu., Gorelikov A. V. et al. [Methods of modulation and reception of digital frequency-manipulated signals with continuous phase]. *Abroad. Radio electronics*. 1982, No. 4, P. 58–72.
6. Musonov V. M., Romanov A. P. [Search for broadband signals of a ground radio navigation system]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 3, P. 391–408 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-3-391-408.
7. *Shumopodobnye signaly v sistemah peredachi informazii* [Noise-like signals in information transmission systems]. Ed. V. B. Pestryakov. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1982, 424 p.
8. Ventzel E. S., Ovcharov L. A. *Prikladnye zadachi teorii veroyatnostey* [Applied problems of probability theory]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1983, 416 p.
9. Yanke E., Emde F., Lyosh F. *Spezialnye funkzii* [Special functions]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 342 p.
10. Tichonov V. I., Charisov V. N. *Statisticheskii analiz i sintez radiotekhnicheskikh ustroystv i sistem* [Statistical analysis and synthesis of radio engineering devices and systems]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1991, 608 p.
11. Vaisey D. J., McLane. Bend limitation and error rate in digital UNF-FM transmission. *IEEE Trans.* 1983, Vol. COM-31, No. 11, P. 1222–1224.
12. Kinkulkin I. E., Rubtsov V. D., Fabrik M. A. *Phazovyi metod opredeleniya kordinat* [Phase method of determining coordinates]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1979, 280 p.
13. Bronshtein I. N., Semendyaev K. A. *Spravochnik po matematike dlya inzhenerov i uchashchih-sya vtuzov* [Handbook of Mathematics for engineers and students of higher education institutions]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 544 p.
14. Varakin L. E. *Teorya slozhnykh signalov* [Theory of complex signals]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1970, 376 p.
15. Simon M. K. The autocorrelation function and power spectrum of PCM/FM with random binary modulating waveforms. *IEEE Trans.* 1976, Vol. COM-24, No. 10, P. 1576–1584.

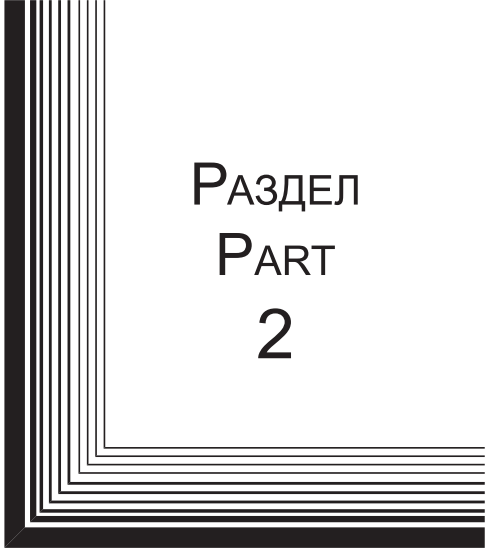
© Musonov V. M., Romanov A. P., 2022

Мусонов Владимир Михайлович – кандидат технических наук, профессор кафедры ПНК; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: musonov_vm@mail.ru.

Романов Александр Петрович – кандидат технических наук, доцент кафедры РЭС, институт ИФ и РЭ; Сибирский федеральный университет. E-mail: offic@sfu-krus.ru.

Vladimir Mikhailovich Musonov – Cand. Sc., Professor of the APG Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru.

Romanov Alexander Petrovich – Cand. Sc., Docent of the RES Department, Institute of IF and RE; Siberian Federal University. E-mail: offic@sfu-krus.ru.



РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



УДК 351.814.4

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-634-640

Для цитирования: Исследование возможности повышения эффективности обновления аэронавигационных данных системы управления полетом самолета AIRBUS A310 / Р. А. Акзигитов, Д. В. Дмитриев, Е. В. Кузнецов, А. С. Тимохович // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 634–640. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-634-640.

For citation: Akzigitov R. A., Dmitriev D. V., Kuznetsov E. V., Timohovich A. S. [Study of the possibility of improving the efficiency of updating aeronautical data flight control system AIRBUS A310]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 634–640. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-634-640.

Исследование возможности повышения эффективности обновления аэронавигационных данных системы управления полетом самолета AIRBUS A310

Р. А. Акзигитов^{1*}, Д. В. Дмитриев², Е. В. Кузнецов¹, А. С. Тимохович¹

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

Бэйханский университет
Китай, 100191, г. Пекин, ул. Сюэюан, 37

*E-mail: akzigitov-r@mail.ru

По причине постоянного ужесточения требований к безопасности полетов в стране и за рубежом связи с постоянным ростом объемов авиaperевозок предъявляется все больше требований к достоверности, безотказности работы аэронавигационных систем и методов обновления их аэронавигационных баз данных, а также возникает вопрос актуальности используемых баз данных в соответствии с циклом AIRAC, так как в случае использования не обновленной аэронавигационной информации в системах FMS, BCC, CHC, СРПБЗ увеличивается риск возникновения внештатных ситуаций или катастроф. В статье предлагается рассмотреть вопросы улучшению систем самолетовождения и обновления баз данных с использованием вычислительных систем типа FMS. На российских воздушных судах используются BCC-95-1B, бортовые системы раннего предупреждения близости земли (СППЗ) и бортовые системы спутниковой навигации, работающие с орбитальной спутниковой группировкой (GPS, Глонасс). Все они снабжены аэронавигационными базами данных, которые в соответствии с циклом AIRAC, обновляются на земле инженерно-техническим персоналом раз в 28 дней. Периодичность обновления производится в зависимости от поступления изменений навигационных данных для работы этих систем. Рассмотрены вопросы анализа эксплуатационных характеристик, методов передачи данных в бортовые системы воздушных судов, разработки системы передачи аэронавигационных данных, разработки системы управления дистанционной передачи, а также разработка алгоритмов передачи данных, теоретическое и экспериментальное обоснование выбора модели системы передачи. Использование рассмотренного комплекса ведет к качественно новому уровню оперативности, достоверности обновления аэронавигационных баз данных в системах FMS, CHC, СРПБЗ, BCC, что повлияет на повышение безопасности полетов, а также регулярность выполнения рейсов за отсутствием простоев воздушных судов по критерию оперативного обновления баз данных по циклу AIRAC.

Ключевые слова: базы данных, навигация, спутниковая связь, анализ эксплуатационных характеристик, анализ методов передачи данных.

Study of the possibility of improving the efficiency of updating aeronautical data flight control system AIRBUS A310

R. A. Akzigitov^{1*}, D. V. Dmitriev², E. V. Kuznetsov¹, A. S. Timohovich¹

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

²Beihang University
37, Xueyuan St., Beijing, 100191, China

*E-mail: akzigitov-r@mail.ru

Due to the constant tightening of flight safety requirements in the country and abroad, due to the constant growth in air traffic, more and more requirements are placed on the reliability, non-failure operation of air navigation systems and methods for updating their air navigation databases. Also, the question arises of the relevance of the databases used in accordance with the AIRAC cycle, since in the case of using non-updated aeronautical information in the FMS, VSS, SNA, SRPBR systems, the risk of emergency situations or disasters increases. In the article, the author proposes to consider the issues of improving aircraft navigation systems and updating databases using computing systems such as FMS? Russian aircraft use VSS-95-1V, onboard ground proximity early warning systems (EPWS) and onboard satellite navigation systems operating with an orbital satellite constellation (GPS, Glonass). All of them are equipped with aeronautical databases, which, in accordance with the AIRAC cycle, are updated on the ground by engineering and technical personnel every 28 days, the frequency of updates is made depending on the receipt of changes in navigation data for the operation of these systems. The issues of analysis of operational characteristics, analysis of methods for transmitting data to onboard aircraft systems, development of aeronautical data transmission system, development of a remote transmission control system, Development of data transmission algorithms, theoretical and experimental justification for choosing a transmission system model are considered. The use of the considered complex leads to a qualitatively new level of efficiency, reliability of updating aeronautical databases in the FMS, SNS, SRPBZ, VSS systems, which will undoubtedly affect the increase in flight safety, as well as the regularity of flights, in the absence of aircraft downtime according to the criterion of operational database updating AIRAC cycle data.

Keywords: databases, navigation, satellite communications, performance analysis, analysis of data transmission methods.

Введение

На данный момент аэронавигационные базы данных площадного типа в системах FMS обновляются на земле при обжатых стойках шасси и имеют ряд недостатков, таких как простой воздушного судна в случае отсутствия специалиста и нахождения воздушного судна вне базового аэропорта дислокации, отсутствия загрузчиков баз данных. Все это влияет на регулярность полетов, следовательно, и экономическую составляющую по критерию своевременного выполнения рейсов [1].

Чтобы решить данную проблему, необходимо проанализировать и найти новые технические и технологические пути решения с целью своевременного, достоверного, безотказного обновления аэронавигационных баз данных в рассматриваемой системе FMS [2]. Для этого необходимо провести:

- 1) анализ эксплуатационных характеристик и недостатков систем, работающих с базами данных рассматриваемых навигационных систем;
- 2) анализ методов передачи данных в бортовые системы воздушных судов, в данном случае AIRBUS-310, и возможностей улучшения процесса обновления баз данных FMS;
- 3) разработку системы передачи аэронавигационных данных с наземной аппаратуры в бортовую аппаратуру AIRBUS-310 с обратной связью;

4) разработку системы управления дистанционной передачей аэронавигационных данных с инженерного пункта обновления с земли на бортовой загрузчик AIRBUS-310 с последующей загрузкой данных в систему FMS и возможностью запроса с борта AIRBUS-310 в пункт обновления на загрузку данных [2];

5) разработку алгоритмов передачи данных, а также управления передачей данных с последующей их загрузкой в бортовую систему FMS AIRBUS-310;

6) теоретическое и экспериментальное обоснование выбора модели системы передачи данных, а также выбора спутникового канала передачи данных.

Предложения по решению задачи

Для решения задач оперативного планирования движения воздушного судна, а также получения новой информации об изменениях в аэронавигационных данных или полете в момент смены аэронавигационного информационного регулирования и управления, каждые 28 дней ровно в 0:00 часов по UTC необходимо получать обновленную информацию навигационных данных. Помимо практической необходимости оперативного снабжения бортовых систем самолета обновляемой информацией, существует возможность возникновения сбоев или ошибок в базе данных DATA X [3; 4]. Оперативное обновление навигационной информации является необходимым параметром поддержания приемлемого уровня безопасности полетов.

С целью повышения производительности бортовых информационных систем, работающих с базами данных, разработана система передачи данных, позволяющая производить оперативное информационное обеспечение бортовых систем.

Рассмотрим основные компоненты системы, включающие наземный сегмент (рис. 1) и бортовой сегмент (рис. 2).

Для обновления аэронавигационной базы данных на воздушных судах, в данном случае мы рассматриваем AIRBUS-310, используется ноутбук, имеющий последовательный com-вход стандарта RS-232, который передает в систему FMA аэронавигационные данные в авиационном формате. Ноутбук на борту воздушного судна в процессе обновления базы данных на земле системы FMS является основным рабочим устройством, обеспечивающий контроль системы в целом [5; 6].

Под спутниковым терминалом в данном случае мы будем понимать передающее устройство для систем спутниковой связи, обеспечивающее ноутбук радиосвязью на земле с бортовым оборудованием.

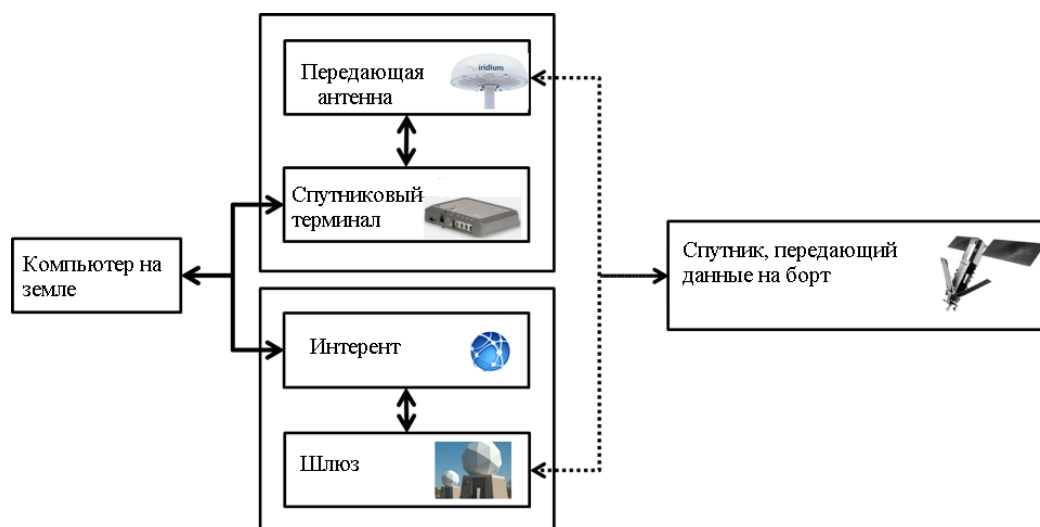


Рис. 1. Наземный сегмент

Fig. 1. Ground segment

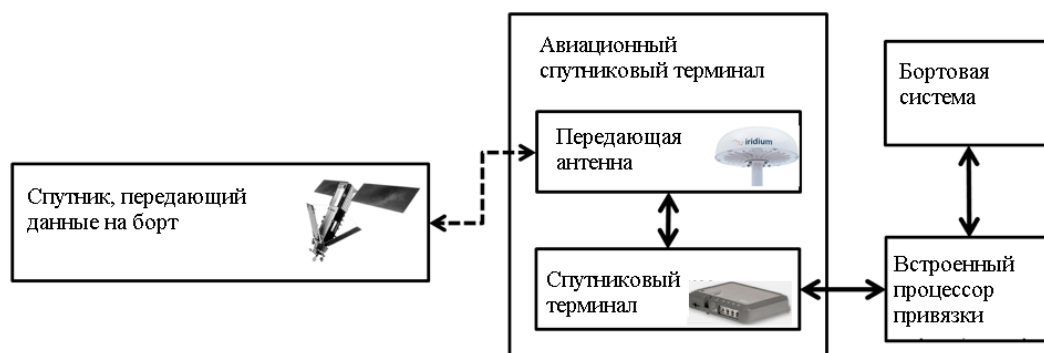


Рис. 2. Бортовой сегмент

Fig. 2. Onboard segment

Линия передачи данных в системе подразумевает спутниковую связь, работающую через межсетевой интерфейс для создания информационного узла спутниковой системы связи или через передающую антенну. Полагается, что будет актуально три типа обновления в систему базы данных FMS: периодические, предполетные и оперативные.

Типы обновляемых баз данных

Первый тип обновления бортовой базы данных – периодическое обновление – представляет собой загрузку базы данных через определенные промежутки времени по мере необходимости международной организацией гражданской авиации. Для навигационной базы данных частота, необходимая для ее перезагрузки в бортовую систему, составляет один раз в цикл AIRAC (28 дней). Для баз данных могут устанавливаться свое собственное время обновления, но не реже одного раза в шесть месяцев. В этом случае вся база данных в бортовом комплексе заменяется обновленной базой [7].

Второй тип обновления – предполетное обновление – предусматривает загрузку данных непосредственно перед полетом и только полетных данных, необходимых для этого полета.

Третий тип обновления навигационной информации – в любой момент времени и в любом месте (в случае внештатных ситуаций, например, при переустановке системы FMS или потере базы данных).

В отличие от первого и третьего типа обновления, который предварительно предусматривает полную замену базы данных в соответствии с требованиями ИКАО строго в определенный период, второй тип предназначен для быстрой загрузки данных, актуальных на данный момент, например, основной маршрут полета (полетный план), другой маршрут, регион полета, другая навигационная информация, необходимая в данный момент [8].

Авиационный спутниковый терминал представляет собой спутниковый радиомодем, который устанавливается на борту воздушного судна.

Способы обновления базы данных

Бортовой процессор связи представляет собой специальный блочный компьютер, выдерживающий перегрузки для успешной работы на борту самолета.

Эта система обновления базы данных может использоваться двумя способами.

Первый режим заключается в отправке обновленных навигационных данных в бортовую систему воздушного судна по запросу наземной аэронавигационной службы обеспечения полетов при поступлении новых данных [9].

На главном компьютере оператор выполняет чтение файла базы данных непосредственно с сайта разработчика базы данных. С помощью специальных приложений база данных отбирается на региональном уровне, после чего перечисленный файл преобразуется в формат бортовой системы. После этого он устанавливает связь с бортовым процессором, который работает

в режиме ожидания связи с использованием наземных и авиационных абонентских терминалов. Бортовой процессор связи переключается в командный режим наземного компьютера. По команде главного компьютера выполняется закодированная отправка базы данных с контрольными суммами непосредственно в процессор связи. Процессор связывания отправляет обратно контрольные суммы для оценки точности. Если все в норме, то программа загрузки базы данных включена в бортовую систему FMS. В случае возникновения ошибки, система передает информацию на наземный сегмент и процесс передачи данных происходит повторно в автоматическом режиме. В то же время после трех неудачных попыток сообщение об ошибке канала связи отправляется на наземный компьютер и соединение прерывается.

Второй режим – это отправка базы данных на борт воздушного судна по требованию экипажа с борта, если система базы данных потеряна или перестраивается после ремонтных работ и работает только в автоматическом режиме.

В этом режиме главный компьютер работает в режиме ожидания, а бортовой процессор привязки переходит в режим запроса экипажем воздушного судна. В дальнейшем процесс передачи и загрузки аналогичен предыдущему.

Для решения задачи обеспечения передачи обновлений предлагается использовать системы спутниковой связи. На данный момент актуальны четыре наиболее подходящих системы: Гонец, Globalstar, Inmarsat, Iridium [10; 11].

С учетом известных систем, передающих цифровые данные, были смоделированы следующие скорости передачи данных, которые выражены в битах / с для различных радиостанций:

- 600 бит / с для радиостанций DKMV-диапазона;
- 2 400–31 000 бит / с (режим VDL-2) для радиостанций диапазона MW;
- 9600 бит / с для спутниковой системы «Глобалстар»;
- 10,200–64,000 (Swift 64), 432,000 бит / с для CCC Inmarsat;
- 128000–512000 бит / с CCC Iridium NEXT.

Поскольку в настоящее время спутниковая система Iridium обладает наибольшим потенциалом, дальнейшая работа позволит рассчитать среднее время передачи. Предлагается использовать следующую модификацию, так как она адаптирована для использования в авиационной сфере [12;13].

Расчет среднего времени передачи 340 байт с использованием CCC Iridium NEXT:

$M = 340 \text{ байт} = 2,72 \text{ Кбит / с}$ (максимальный объем передаваемых данных);

$V = 128\text{--}512 \text{ Кбит / с}$ (средняя скорость передачи данных через соединение SBD);

$N = 1,5 \text{ с}$ (среднее время установления соединения для исходящего вызова).

$$T = \frac{N + M}{V} \text{ – общее время передачи пакетов данных,} \quad (1)$$

$$T = \frac{1.5 + 2.72}{150t} = 151 \text{ s.} \quad (2)$$

Надежность передачи данных

При передаче радиотелефонной информации в сети Iridium вероятность ошибки на бит не превышает 0,001, при передаче цифровой информации – 0,000001 [14–15].

Следовательно, вероятность потери одного бита информации при передаче одного пакета данных размером 340 байт = 2,72 Кбит / с будет выглядеть следующим образом:

$$P_1 = 2,72 \times 103 \times 10^{-6} = 0,00272. \quad (3)$$

В случае неудачной попытки передачи данных устройство повторяет попытки передачи данных до трех раз, и в этом случае вероятность ошибки в течение одного рабочего сеанса уменьшается.

Система Iridium обладает высокой скоростью передачи данных и низкой вероятностью ошибок [16].

Заключение

Можно сделать вывод, что, проанализировав действующие спутниковые системы связи, а также бортовые системы передачи данных, был предложен вариант обновления аэронавигационных баз данных, передающей всю необходимую информацию в непрерывном режиме и полном объеме, который требует экспериментальной проверки.

Библиографические ссылки

1. Arnoult, Sandra. Technology Achievement Award: Garmin International // Air Transport World. USA, 2005. P. 40.
2. Игошин А. М. Оперативное обновление аэронавигационных баз данных на воздушных судах // Вестник СибГАУ. 2007. № 2 (15). С. 49–51.
3. Коржов В. В. Многоуровневые системы клиент-сервер // Сети (Network World). 1997. № 6 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.osp.ru/nets/1997/06/142618>.
4. Рабинер Л., Гоулд Б. Теория и применение цифровой обработки сигналов. М. : Мир, 1978. 424 с.
5. Аболищ А. И. Персональная спутниковая связь // ItWeek. 1997. № 18 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.itweek.ru/infrastructure/article/detail.php?ID=41652>.
6. Андрианов В. И., Соколов А. В. Средства мобильной связи. СПб. : BHV-СПб., 1998. 256 с.
7. Габейдулин Р. Х., Горячев Д. И., Зубкова И. Ф. Алгоритмическое и программное обеспечение автоматизированной системы планирования использования воздушного пространства в ГЦ ЕС ОрВД // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 159. С. 121–127.
8. Фирер П. О., Шинкевич С. М., Акзигитов А. Р. Анализ и повышение эффективности спутниковых навигационных систем и вычислительных систем самолетовождения посредством своевременного обновления аэронавигационных баз данных // Решетневские чтения. 2014. Т. 3.
9. Гольдштейн В. С. Конвергенция мобильных и интеллектуальных сетей // Вестник связи. 2000. № 4. С. 15–24.
10. Калашников А. Спутниковая система персональной связи «Глобалстар» // Радио. 1997. № 2. С. 68–69.
11. Невдяев Л. М. CDMA: IS-95 // Сети. 2000, № 3 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.osp.ru/nets/2000/03/141014>.
12. Ворсано Д. Кодирование речи в цифровой телефонии // Сети и системы связи. 1996. № 1. С. 84–87.
13. Компоненты для объектных поверхностей / А. С. Сергеев, А. А. Хорошилов, А. В. Деметьев, А. С. Шутов // Открытые системы. 2001. № 1. С. 62–68.
14. Тамаркин В. М., Невдяев Л. М., Сергеев С. И. Низкоорбитальные системы спутниковой связи. М. : Информсвязь, 1995. 96 с.
15. Ширяев А. Низкоорбитальные системы связи глазами потребителя // Технологии и средства связи. 1997. № 1.
16. Повышение эффективности передачи данных в высоких широтах / Р. М. Мусин, А. Р. Акзигитов, А. С. Андронов, В. В. Перемышленников // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. № 13.

References

1. Arnoult Sandra. Technology Achievement Award: Garmin International // Air Transport World. USA 2005. P. 40.
2. Igoshin A. M. [Operational update of air navigation databases on aircraft]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 2 (15), P. 49–5 (In Russ.).
3. Korzhov V. V. [Multilevel client-server systems]. *Networks (Network World)*. 1997, No. 6. Available at: <https://www.osp.ru/nets/1997/06/142618>.

4. Rabiner L. Gould B. *Teoriya i primeneniye tsifrovoy obrabotki signalov* [Theory and application of digital signal processing]. Moscow, Mir Publ., 1978. 424 p.
5. Abolits A. I. [Personal satellite communications]. ItWeek. 1997, No. 18 Available at: <https://www.itweek.ru/infrastructure/article/detail.php?ID=41652>.
6. Andrianov V. I., Sokolov A. V. *Sredstva mobil'noy svyazi* [Means of mobile communication]. St. Petersburg, BHV-St. Petersburg Publ., 1998, 256 p.
7. Gabeidulin R. Kh., Goryachev D. I., Zubkova I. F. [Algorithmic and software support for an automated system for planning the use of airspace in the GC EU ATM]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2010, No. 159, P. 121–127 (In Russ.).
8. Firer P. O., Shinkevich S. M., Akzigitov A. R. [Analysis and improvement of the efficiency of satellite navigation systems and computer systems for aircraft navigation through timely updating of aeronautical databases]. *Reshetnev Readings*. 2014, Vol. 3 (In Russ.).
9. Goldstein B. C. [Convergence of mobile and intelligent networks]. *Vestnik svyazi*. 2000, No. 4, P. 15–24 (In Russ.).
10. Kalashnikov A. [Satellite personal communication system Globalstar]. *Radio*. 1997, No. 2, P. 68–69 (In Russ.).
11. Nevdyayev L. CDMA: IS-95. *Seti*. 2000, No. 3 (In Russ.).
12. Vorsano D. [Speech coding in digital telephony]. *Seti i sistemy svyazi*. 1996, No. 1, P. 84–87 (In Russ.).
13. Sergeev A. S., Khoroshilov A. A., Dementiev A. V., Shutov A. S. [Components for object surfaces]. *Open systems*. 2001, No. 1, P. 62–68 (In Russ.).
14. Tamarkin V. M., Nevdyayev L. M., Sergeev S. I. *Nizkoorbital'nye sistemy sputnikovoy svyazi* [Low orbit satellite communication systems]. Moscow, Informsvyaz Publ., 1995, 96 p.
15. Shiryayev A. [Low-orbit communication systems through the eyes of the consumer]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 1997, No. 1 (In Russ.).
16. Musin R. M., Akzigitov A. R., Andronov A. S., Peremyshlennikov V. V. [Improving the efficiency of data transmission in high latitudes]. *Actual problems of aviation and astronautics*. 2017, No. 13 (In Russ.).

© Акзигитов Р. А., Дмитриев Д. В., Кузнецов Е. В., Тимохович А. С., 2022

Акзигитов Рево Авхадиевич – старший преподаватель; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: akzigitov-r@mail.ru.

Дмитриев Данил Владимирович – магистрант; Бэйханский университет. E-mail: gerundiy48@gmail.com.

Кузнецов Евгений Валерьевич – кандидат технических наук, доцент, директор института; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kuznetsoff@sibsau.ru

Тимохович Александр Степанович – кандидат педагогических наук, доцент, заведующий кафедрой ПНК; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: timohovichas@sibsau.ru.

Akzigitov Revo Avkhadievich – Senior Lecturer; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: akzigitov-r@mail.ru.

Dmitriyev Danil Vladimirovich – undergraduate; Beihang University. E-mail: gerundiy48@gmail.com.

Kuznetsov Evgeniy Valerievich – Cand. Sc., Institute Director; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kuznetsoff@sibsau.ru.

Timohovich Alexander Stepanovich – Cand. Sc., Head of the Department of PNC; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: timohovichas@sibsau.ru.

УДК 629.7.018.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-641-656

Для цитирования: Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. К вопросу об эффективности гидродинамического торможения при высокоскоростных испытаниях на ракетно-рельсовом треке // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 641–656. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-641-656.

For citation: Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kataev A. V. [On the issue of hydrodynamic braking efficiency while high-speed testing on a rocket-rail track]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 641–656. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-641-656.

К вопросу об эффективности гидродинамического торможения при высокоскоростных испытаниях на ракетно-рельсовом треке

С. А. Астахов¹, В. И. Бирюков^{1, 2}, А. В. Катаев^{1, 2*}

¹Федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова»

Российская Федерация, 140250, Московская обл., г.о. Воскресенск, г. Белоозерский

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

*E-mail: a-kataev@mail.ru

В настоящее время, как в России, так и за рубежом, перспективным направлением в развитии авиации и вооружения является создание высокоскоростных летательных аппаратов. Увеличение скоростных характеристик вновь разрабатываемых образцов предъявляет новые требования к испытательному стендовому оборудованию, в том числе к ракетно-рельсовым трекам. Растут требования как к средствам разгона, так и к средствам торможения, обеспечивающим сохранность испытуемой материальной части. Предлагаемая работа посвящена методу гидродинамического торможения, применяемого при высокоскоростных динамических испытаниях на ракетно-рельсовом треке в ФКП «ГкНИПАС имени Л. К. Сафронова». Приводится описание тормозных устройств, представлены зависимости, определяющие расчетные значения развиваемой ими тормозной силы. Описаны способы управления интенсивностью торможения, повышающие его эффективность и безопасность, а также расширяющие допустимый скоростной диапазон применения гидродинамических тормозных устройств. Представлена методика повышения эффективности функционирования тормозных устройств за счет применения специальной формы профиля его рабочей части. Для сравнительной оценки параметров эффективности торможения при использовании тормозных устройств со специальным и треугольным профилями приведены соответствующие примеры обеспечиваемых ими режимов торможения. Профиль рабочей части гидродинамического тормозного устройства, рассчитанный по предлагаемой методике, обеспечивает более эффективное и безопасное торможение, чем применяемый ранее профиль треугольной формы, за счет поддержания постоянной по величине останавливающей силы в широком скоростном диапазоне.

Ключевые слова: ракетный трек; рельсовая каретка; наземные испытания; динамические испытания, торможение; гидроторможение.

On the issue of hydrodynamic braking efficiency while high-speed testing on a rocket-rail track

S. A. Astakhov¹, V. I. Biryukov^{1, 2}, A. V. Kataev^{1, 2*}

¹Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov
Beloozersky, Moscow region, 140250, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University)

4, Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russian Federation

*E-mail: a-kataev@mail.ru

At present, a promising direction in the development of aviation and armament is the creation of high-speed aircraft both in Russia and abroad. The increase in speed characteristics of newly developed specimens imposes new requirements on test bench equipment, including rocket-rail tracks. The requirements are growing for both acceleration and braking means, which ensure the tested materiel safety. The proposed work deals with a hydrodynamic braking method used in high-speed dynamic tests on the rocket-rail track at the Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov. The description of the braking devices is given, the dependencies determining the calculated values of the braking force developed by the braking devices are presented. The braking intensity control methods are described, which increase the efficiency and safety of braking as well as expand the permissible speed range of the hydrodynamic braking device application. The method of increasing the efficiency of the braking devices functioning by using a special form of its working part profile is presented. The corresponding examples of the braking modes are given for a comparative assessment of the braking efficiency parameters when using braking devices with special and triangular profiles. The working part profile of the hydrodynamic braking device, calculated according to the proposed method provides more efficient and safe braking compared with the previously used triangular profile, by maintaining a constant stopping force in a wide speed range.

Keywords: rocket-rail track, rocket sled, ground tests, dynamic tests, braking, hydrodynamic braking.

Введение

Обязательным требованием при разработке и создании систем авиационной техники и ракетного вооружения является проведение испытаний их основных агрегатов и систем на скоростях применения. Трековые испытания – это наиболее экономичный и эффективный метод с точки зрения аэродинамического силового нагружения, позволяющий испытывать натурные изделия и их крупномасштабные макеты на скоростных режимах, максимально приближенных к условиям полета [1]. По сравнению с полномасштабными летными испытаниями наземные трековые испытания обеспечивают более высокую безопасность для персонала [2].

В настоящее время, как в России, так и за рубежом, перспективным направлением в развитии авиации и вооружения является создание высокоскоростных летательных аппаратов. Значительное увеличение скорости вновь разрабатываемых летательных аппаратов баллистического типа формирует новые требования к испытательному стендовому оборудованию, в результате чего регулярно возникает необходимость в его модернизации [3]. Расширение возможностей испытательных трековых стендов предусматривает как повышение их технических характеристик, так и внедрение новых технологий в испытательный процесс. Новые требования предъявляются не только к средствам разгона [4], но и к средствам торможения, которые позволяют сохранять подвижную материальную часть (ракетную трековую каретку) для повторного использования, что сокращает сроки и стоимость проведения испытаний.

Для остановки ракетных трековых кареток, движущихся по ракетному треку на максимально достигнутой высокой скорости, например, 500–860 м/с, торможение должно осуществляться в широком диапазоне скоростей. Однако каждый из существующих видов торможения ограничен скоростным диапазоном эффективного и безопасного применения. Следовательно, торможение высокоскоростных ракетных кареток целесообразно осуществлять комбинированным способом: с использованием различных видов торможения, например, путем последовательного применения аэродинамических и гидродинамических тормозных устройств. Такая схема позволит сохранить требуемую интенсивность торможения в широком диапазоне скоростей и избежать чрезмерного нагружения используемых тормозных устройств и других элементов ракетной каретки [5].

Расширение технических характеристик любого тормозного устройства, задействованного в комбинированной схеме торможения, повышает ее эффективность в целом. Таким образом, задача по снижению скорости ракетной трековой каретки до полной остановки на ограниченной длине рельсового пути с применением комбинированной схемы делится на связанные части, в каждой из которых рассматривается вопрос об эффективности применения для каждого отдельного вида торможения.

Гидродинамическое торможение сохраняемой каретки на ракетном треке

В настоящее время гидродинамическое торможение считается наиболее надежным и отработанным видом торможения на ракетном треке, который позволяет развивать стабильную останавливающую силу в широком диапазоне скоростей. Этот метод использует преимущества более высокой плотности воды по сравнению с воздухом для обеспечения требуемых значений тормозной силы [6]. Наиболее часто гидроторможение используется для остановки ракетных кареток, движущихся по двум рельсовым направляющим. Вместе с тем, известны устройства, позволяющие осуществлять гидродинамическое торможение монорельсовых ракетных кареток [7; 8]. В качестве рабочей энергопоглощающей среды преимущественно используется вода, но в отдельных случаях могут применяться и другие жидкости.

Принцип действия гидротормоза основан на взаимодействии тормозного устройства, установленного на движущейся ракетной каретке, с неподвижной водой, в результате чего возникает сила реакции, останавливающая каретку. Вода, используемая в качестве тормозной массы, перед запуском ракетной каретки заливается в один или несколько резервуаров, расположенных вдоль участка торможения, или специальный лоток, представляющий собой гидроканал, выполненный в бетонном основании ракетного трека. С торцов лоток закрывается с помощью пробиваемых перегородок, которые удерживают воду в лотке, а также позволяют регулировать ее уровень. Рельсовые направляющие ракетных треков могут быть расположены параллельно горизонту или иметь наклон к нему. Соответственно, уровень воды в лотке относительно рельсов будет либо постоянным, либо изменяемым по пути движения каретки. Использование лотка при гидроторможении является наиболее предпочтительным, однако, в соответствии с техническими особенностями используемой материальной части, для заливки воды может применяться рукав, закрепленный над рельсовой направляющей, или емкости, размещаемые слева и справа относительно движущейся каретки.

Гидродинамические тормозные устройства, как и устройства других видов торможения, имеют скоростное ограничение для их применения. Верхний скоростной предел связан с прочностными характеристиками конструкции применяемых тормозных устройств. Например, при взаимодействии гидротормоза с водой на скорости выше 700 м/с на его рабочей части возникают напряжения близкие к разрушающим для ряда конструкционных марок сталей [9].

По принципу действия гидродинамические тормозные устройства (ГДТУ) условно делятся на два типа.

Принцип действия ГДТУ первого типа

В основе работы лежит принцип торможения за счет обмена количеством движения. Схема тормозного устройства приведена на рис. 1. Торможение осуществляется следующим образом: вода поступает в заборное сечение тормоза, затем разворачивается и выбрасывается под некоторым углом, в результате чего импульс ракетной каретки преобразуется в импульс воды [10; 11]. Таким образом, возникает сила, направленная против движения каретки и обеспечивающая ее торможение. Конфигурация устройства зависит как от конструкции ракетной каретки, так и от возможностей трека и используемого стендового оборудования. Помимо воды, в качестве тормозной массы могут использоваться другие жидкости с требуемыми физическими характеристиками.

Для торможения ракетных кареток, движущихся по двум рельсовым направляющим, применяются ГДТУ, взаимодействующие с водой, находящейся в лотке ракетного трека. В основном с этой целью применяются тормозные устройства, выполненные в виде ковша, который состоит из водозаборника, отвечающего за формирование струи, и рукавов, обеспечивающих ее разворот. Гидродинамический ковш устанавливается на ракетную каретку в ее задней части для обеспечения беспрепятственного выхода воды из его рукавов. При наличии одного рукава разворот струи воды осуществляется в вертикальной плоскости, после чего она выбрасывается вверх. Гидродинамический ковш с двумя рукавами производит разворот струи воды в наклонной плоскости с ее выводом в стороны под некоторым углом к горизонту. В результате воздей-

ствия струи воды на конструкцию ковша возникает сила реакции, направленная против движения каретки. В связи с тем, что вода из ковша выбрасывается под некоторым углом α вверх, возникает вертикальная сила, которая непосредственного участия в торможении не принимает, но существенно нагружает конструкцию. Боковые силы, возникающие при использовании ковша с двумя рукавами, взаимно компенсируются вследствие симметричности конструкции.

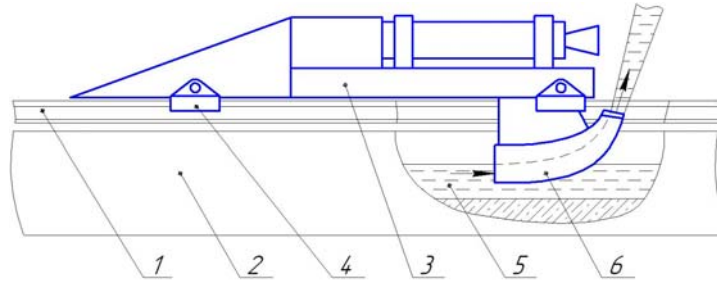


Рис. 1. Схема работы гидродинамического тормозного устройства первого типа:
1 – рельсовая направляющая; 2 – железобетонное основание; 3 – ракетная каретка; 4 – башмак;
5 – вода; 6 – тормозное устройство

Fig. 1. Scheme of operation of the hydrodynamic braking device of the first type:
1 – rail guide; 2 – reinforced concrete base; 3 – rocket sled; 4 – slipper; 5 – water; 6 – braking device

Кроме того, для торможения двухрельсовой каретки может применяться тормозное устройство, выполненное в виде желоба, расположенного в ее передней части. В процессе торможения вода из лотка ракетного трека поступает в нижнюю водозаборную часть желоба, затем поднимается и разворачивается в нем на заданный угол (до 180°), после чего выбрасывается.

Для торможения монорельсовых ракетных кареток применяются устройства, выполненные в виде водозаборника с криволинейным каналом или желобом, которые устанавливаются перед ее передней опорой. Такие тормозные устройства являются достаточно миниатюрными и легкими. Вода, используемая в качестве тормозной массы, заливается в легко разрушаемый рукав, который закрепляется над рельсовой направляющей. При торможении водозаборник захватывает неподвижную воду и, развернув её в криволинейном канале на заданный угол (в пределах до 180°), выбрасывает вперед со скоростью почти в 2 раза превосходящей скорость самой каретки [12]. Тем самым, в тормозном устройстве возникает сила реакции, останавливающая ракетную каретку.

Расчет тормозной силы, развиваемой ГДТУ первого типа

Для расчета тормозной силы ГДТУ принимается как неподвижное твердое тело, взаимодействующее с набегающим потоком воды, движущимся вдоль продольной оси каретки – оси x . Масса воды, попадающая в заборное сечение ГДТУ за бесконечно малое время dt , определяется по формуле

$$dm_b = \rho_b \omega v dt, \quad (1)$$

где ρ_b – плотность воды; ω – площадь струи воды попадающей в заборное сечение ГДТУ; v – скорость ракетной каретки.

Сила, действующая на каретку со стороны потока воды, поступающего в заборное сечение ГДТУ, равна

$$F_T = \frac{dQ_x}{dt}, \quad (2)$$

где dQ_x – изменение проекции импульса воды на ось x .

$$dQ_x = dm_b (v_{x_{\text{вх}}} - v_{x_{\text{вых}}}), \quad (3)$$

где $v_{x_{\text{вх}}}$ – проекция скорости потока воды на ось x на входе в ГДТУ; $v_{x_{\text{вых}}}$ – проекция скорости потока воды на ось x на выходе из ГДТУ.

Проекция скорости воды на ось x на входе в тормозное устройство $v_{x\text{ вх}}$ по величине равна скорости ракетной каретки v . Проекция скорости воды на ось x на выходе из ковша определяется углом разворота струи воды, задаваемым формой рабочей стенки ГДТУ, а также падением скорости потока струи воды внутри ГДТУ. Падение скорости потока воды, проходящего через ковш, обусловлено его гидравлическим сопротивлением и характеризуется следующим коэффициентом:

$$R_v = \frac{v_{\text{вых}}}{v_{\text{вх}}}. \quad (4)$$

Согласно данным экспериментальных исследований, приведенным в работе [10], значение коэффициента R_v находится в диапазоне от 0,66 до 0,81.

Таким образом, изменение проекции импульса воды на ось x на выходе из ковша определяется

$$dQ_x = dm_b v (1 - R_v \cos \alpha). \quad (5)$$

Подставляя полученную зависимость в соотношение (2) с учетом (1), определяется значение составляющей тормозной силы, развиваемой в тормозном устройстве за счет разворота струи набегающего потока воды:

$$F_T = \rho_b \omega v^2 (1 - R_v \cos \alpha). \quad (6)$$

При использовании тормозных устройств, которые в процессе работы погружаются в воду и взаимодействуют с ней своими наружными поверхностями, создается дополнительное сопротивление движению каретки, повышающее интенсивность торможения. Это связано с вязким трением боковых поверхностей тормоза о воду, а также с образованием волнового и кильватерного сопротивления.

Волновое сопротивление возникает в виде срывных струй и выражается их кинетической энергией, в связи с этим термин волновое сопротивление принят чисто условно, поскольку он не имеет ничего общего с волновым сопротивлением, возникающим при движении судов. Кильватерное сопротивление имеет своим эквивалентом кинетическую энергию струи, образующуюся в кильватерном потоке за ГДТУ [13].

Учитывая малое значение динамической вязкости воды (например, при температуре 20 °C всего $1,004 \cdot 10^{-6}$ Па·с), вклад трения боковых поверхностей ГДТУ о воду в торможение каретки весьма мал [14]. В то же время волновое и кильватерное сопротивление ГДТУ создает существенную останавливающую силу. С увеличением скорости взаимодействия ГДТУ с водой наружные срывные струи превращаются в мощные потоки, а кильватерный поток вырастает в высокий гребень за ковшом, сравнимый по мощности с основными струями, выходящими из рукавов.

Для расчета тормозной силы формулу (6) можно преобразовать в следующую зависимость:

$$F_T = C_x(v, h) \rho_b \omega(h) v^2 (1 - \cos \alpha), \quad (7)$$

где C_x – коэффициент гидродинамического сопротивления гидротормоза; h – глубина погружения рабочей части гидротормоза в воду; ω – поперечная площадь рабочей части гидротормоза, погруженной в воду.

Принцип действия ГДТУ второго типа

В основе работы лежит принцип торможения за счет создания гидравлического сопротивления набегающему потоку воды. Схема тормозного устройства приведена на рис. 2. Сила торможения появляется в результате взаимодействия рабочей части ГДТУ с водой, залитой в лоток ракетного трека или резервуары, расположенные вдоль него. Рабочая часть ГДТУ может быть выполнена в виде плоской пластины или иметь другую форму, например, выполненную в виде клина. Конструкция ГДТУ может содержать как одну, так и нескольких рабочих частей, ориентированных ортогонально направлению движения ракетной каретки.

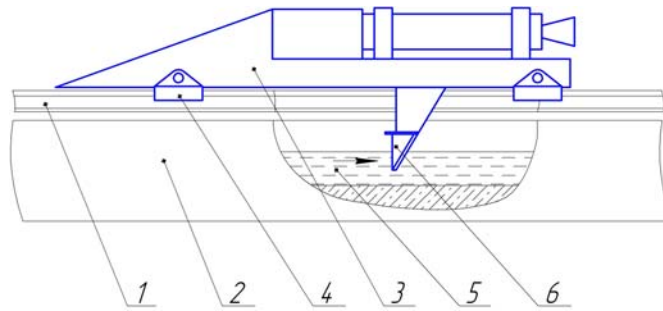


Рис. 2. Схема работы гидродинамического тормозного устройства второго типа:
1 – рельсовая направляющая; 2 – железобетонное основание; 3 – ракетная каретка;
4 – башмак; 5 – вода; 6 – тормозное устройство

Fig. 2. Scheme of operation of the hydrodynamic braking device of the second type:
1 – rail guide; 2 – reinforced concrete base; 3 – rocket sled; 4 – slipper; 5 – water; 6 – braking device

При использовании в качестве резервуара с тормозной массой лотка ракетного трека с залитой в него водой, тормозное устройство размещается между рельсовыми направляющими под ракетной кареткой. Такое исполнение конструкции тормозного устройства позволяет осуществлять торможение ракетных кареток, движущихся по двум рельсовым направляющим. Для торможения монорельсовых кареток преимущественно используется устройство, установленное перед передней опорой каретки, которое взаимодействует с водой, залитой в рукав из легко разрушаемого материала, закрепленного над рельсовой направляющей [8]. Также известно тормозное устройство, рабочие части которого располагаются на силовых кронштейнах по бокам ракетной каретки. Они взаимодействуют с водой, находящейся в специальных емкостях, которые устанавливаются слева и справа вдоль рельсовой направляющей [7]. Такое устройство позволяет осуществлять торможение монорельсовой ракетной каретки или ее составных частей, например, отделяемого разгонного блока.

Выбор тормозных устройств и их конфигурации зависит от конструктивных особенностей ракетной каретки, достигаемых скоростей, технических возможностей существующих видов и средств торможения, а также решаемых торможением задач [15].

Расчет тормозной силы, развиваемой ГДТУ второго типа

При рассмотрении задачи обтекания пластины без учета кавитации, расположенной перпендикулярно потоку и полностью погруженной в воду, сила торможения определяется из разности давлений на фронтальную и тыльную поверхности пластины. В этом случае, возникающие вязкие касательные напряжения на поверхности пластины, перпендикулярные вектору скорости, не вносят существенного вклада в силу сопротивления и при расчете не учитываются.

В центральной точке пластины – в точке торможения потока – гидродинамическое давление составит

$$p = \frac{\rho_B v^2}{2}. \quad (8)$$

С удалением от центральной точки к краям давление уменьшается. На тыльной стороне формируется давление существенно ниже, чем давление в невозмущенном потоке. Для бесконечно длинной пластины шириной L среднее давление на фронтальной и тыльной стенках составит

$$p_{\text{ф ср}} = 0,8 \frac{\rho_B v^2}{2}, \quad p_{\text{т ср}} = -1,2 \frac{\rho_B v^2}{2}. \quad (9)$$

При этом сила сопротивления на единицу длины будет равна

$$F_{m(y\partial)} = 0,8 \frac{\rho_B v^2}{2} L - \left(-1,2 \frac{\rho_B v^2}{2} \right) L. \quad (10)$$

Таким образом, для бесконечно длинной пластины шириной L коэффициент сопротивления C_x будет равен 2,0. Для ограниченной пластины с квадратным профилем площадью $S_{пл}$ коэффициент сопротивления C_x будет равен 1,2.

В свою очередь, в процессе торможения ГДТУ лишь частично погружается в поток воды и процесс его взаимодействия с ней будет отличаться от того, что описывается выше для случая с полностью погруженной в воду пластиной. Набегающий поток воды, взаимодействующий с частично погруженным в него тормозным устройством, делится на две части. Первая часть потока воды взаимодействует с погруженной в него областью рабочей части тормоза, находящейся ближе к его граням, и обтекает ее. Вторая часть потока воды взаимодействует с погруженной в него областью тормоза, находящейся ближе к границе с воздухом, после чего устремляется вверх, где под воздействием возвышающейся над поверхностью воды поверхностью тормоза разворачивается и выбрасывается вперед по направлению движения каретки либо под некоторым углом к нему. В связи с тем, что разворот второй части потока позволяет увеличивать останавливающую силу, конструкция тормозных устройств может включать элементы, обеспечивающие этот разворот, тем самым повышая эффективность торможения в целом.

С тыльной стороны ГДТУ при торможении образуется впадина, заполненная воздухом, которая может рассматриваться как кавитационная каверна. Давление в каверне постоянно и равно давлению на свободной поверхности воды и не вносит вклада в формирование тормозной силы. В связи с тем, что вода имеет малое значение динамической вязкости, силы вязкого трения также не оказывают существенного влияния на формирование тормозной силы. При использовании в качестве энергопоглощающей среды более вязкой жидкости, необходимо учитывать действие сил вязкого трения.

Таким образом, для определения тормозной силы, развиваемой тормозным устройством второго типа при взаимодействии с водой, используется следующая зависимость:

$$F_T = C_x(v, h) \frac{\rho_v v^2}{2} \omega(h), \quad (11)$$

где h – глубина погружения рабочей части гидротормоза в воду; ω – поперечная площадь рабочей части гидротормоза, погруженной в воду.

Расчет тормозной силы, развиваемой конкретным тормозным устройством, сводится к определению коэффициента сопротивления, который представляет собой функцию, зависящую от скорости набегающего потока воды, уровня погружения тормозного устройства в воду, конфигурации тормозного устройства, так и прочих факторов: числа Рейнольдса, относительной шероховатости поверхности и т. п.

Таким образом, коэффициенты сопротивления для обоих типов устройств могут быть достоверно определены лишь экспериментально. На стадии проектирования тормозного устройства поставленная задача решается методами вычислительной гидродинамики (также CFD от англ. computational fluid dynamics) [16] с использованием программно-вычислительного комплекса. Производится серия расчетов работы гидротормоза на различных режимах: разных скоростях взаимодействия с водой и уровнях погружения его рабочей части в воду [17]. Тем самым определяются параметры конструкции гидротормоза и его эксплуатационные характеристики.

Способы управления интенсивностью торможения

С точки зрения эффективности и безопасности, наиболее предпочтительным режимом торможения будет такой, при котором развиваемая останавливающая сила будет постоянной на протяжении всего тормозного пути. Такой режим позволит снизить пиковое значение нагрузки, действующей на тормозное устройство, а также обеспечить заданную эффективность торможения. Требуемый тормозной импульс обеспечивается путем регулирования параметров, входящих в правую часть уравнений (7) и (11), которые задают величину тормозной силы по пути движения ракетной каретки.

Наиболее широкое распространение получили методы, позволяющие регулировать поперечную площадь погруженной в воду рабочей части ГДТУ ω в зависимости от текущего значения

скорости каретки v . Площадь заглубленной части тормоза может регулироваться как наземным технологическим оборудованием ракетного трека, так и бортовыми средствами ракетной каретки.

К наземному оборудованию ракетного трека относится гидрлоток с системой перегородок, а также другие средства торможения – емкости, рукава с водой и т.п. Проектное положение рельсовых направляющих на участке торможения предусматривает их уклон к горизонту, что обеспечивает плавное увеличение уровня воды в лотке по пути следования каретки. Поэтому при торможении водой, залитой в гидрлоток ракетного трека, происходит непрерывное увеличение площади погруженной части гидротормоза, что позволяет поддерживать заданный уровень тормозной силы, компенсируя падение скорости ракетной каретки. Перегородки, устанавливаемые в гидрлоток, позволяют обеспечить первоначальную глубину погружения гидротормоза в воду и последующую коррекцию уровня воды при необходимости. При использовании рукавов с водой или других емкостей, площадь тормозного устройства, взаимодействующая с водой, регулируется их геометрическими размерами или расположением вдоль пути движения каретки.

К бортовым средствам относится тормозное устройство и вспомогательное оборудование: средства бортовой автоматики, силовые приводы и др. Площадь погруженной в воду части гидротормоза может регулироваться за счет изменения его положения с помощью силовых приводов, управляемых средствами бортовой автоматики. Однако подвижная рабочая часть тормозного устройства усложняет и утяжеляет конструкцию гидротормоза, а также требует размещения дополнительного оборудования на ракетной каретке, что существенно ограничивает область его применения. Заданное изменение площади погруженной в воду части гидротормоза по пути движения каретки может задаваться за счет использования специальной формы профиля его рабочей части.

В качестве параметров, регулирующих интенсивность торможения, могут также выступать физические характеристики материалов, применяемых в качестве энергопоглощающей среды. Например, в работе [14] в качестве энергопоглощающих жидких сред предложено использовать дилатантные (неньютоновские) жидкости с различной степенью консистенции или электроореологические суспензии.

Методика расчета формы профиля рабочей части гидротормоза

Реализовать требуемый тормозной импульс предлагается за счет использования гидротормоза со специальной формой профиля его рабочей части. Расчет формы проводится численно с помощью программного-вычислительных средств по следующему алгоритму:

1. Ввод исходных данных:

- параметры каретки: m – масса, S_m – площадь миделевого сечения, C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления, s_0 – начало участка торможения, v_0 – начальная скорость;
- параметры импульса силы проектируемого тормозного устройства $F_t(t)$: F_0 – сила торможения, развиваемая в первоначальный момент взаимодействия с водой, $F_{\max}$ – максимальная развиваемая сила торможения, t – время нарастания силы торможения от F_0 до $F_{\max}$;
- параметры прототипа тормозного устройства: $F(v, \omega)$ – зависимость развиваемой тормозной силы от скорости и площади заглубленной части рабочей части гидротормоза, $a_{\max}$ – максимальная допустимая ширина специального профиля рабочей части;
- параметры ракетного трека и окружающей среды: γ – угол уклона рельсовых направляющих к горизонту; $f_{\text{тр}}$ – коэффициент трения башмаков ракетной каретки о рельсовые направляющие, ρ – плотность воздуха; ρ_v – плотность воды.

2. Расчет режима движения.

Расчет режима движения заданной каретки, в соответствии с установленным тормозным импульсом, производится путем решения задачи Коши:

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= \Sigma F, \\ m \frac{ds}{dt} &= v. \end{aligned} \quad (12)$$

Начальные условия:

$$\begin{aligned} s(t_0) &= s_0, \\ v(t_0) &= v_0, \end{aligned} \quad (13)$$

где ΣF – сумма сил, воздействующих на каретку в процессе торможения, которая состоит из трех составляющих:

- силы аэродинамического сопротивления:

$$F_a(v) = \frac{C_x S_m \rho v^2}{2}, \quad (14)$$

- силы трения башмаков о рельсы:

$$F_{тр} = mgf_{тр}, \quad (15)$$

- силы торможения, которая в данном случае является заданной силой, развиваемой проектируемым тормозным устройством $F_t(t)$.

В результате решения определяются параметры движения каретки: $s(t)$, $v(t)$, в условиях воздействия заданного тормозного импульса.

3. Расчет формы профиля рабочей части тормозного устройства.

По зависимости $s(t)$ определяется заглубление гидротормоза в воду:

$$h_i(s_i) = s_i \operatorname{tg} \gamma. \quad (16)$$

Площадь заглубленной в воду рабочей части тормозного устройства ω , обеспечивающей заданный уровень тормозной силы F_i , определяется из заданных параметров прототипа тормозного устройства. Например, для описываемого выше прототипа ГДТУ первого типа, требуемая площадь, заглубленной в воду рабочей части, определяется из следующего соотношения:

$$\omega_i = \frac{F_i}{C_x(v_i, h_i) \rho_v v_i^2 (1 - \cos \alpha)}. \quad (17)$$

Таким образом, определяется зависимость требуемой площади рабочей части гидротормоза от уровня его заглубления в воду $\omega(h)$.

Далее рассчитываются начальные параметры: a_0 – начальная ширина профиля (ширина нижней части); h_0 – уровень первоначального заглубления (высота нижней части).

Рабочая часть гидротормоза, на которую приходится первоначальная нагрузка F_0 , имеет прямоугольную форму шириной a_0 , высотой h_0 . Следовательно, параметры рабочей части гидротормоза, обеспечивающие первоначальную тормозную силу F_0 следующие:

$$\begin{aligned} a_0 &= \frac{\omega_1 - \omega_0}{(s_1 - s_0) \operatorname{tg} \gamma}, \\ h_0 &= \frac{\omega_0}{a_0}. \end{aligned} \quad (18)$$

Затем рассчитываются дальнейшие геометрические параметры профиля:

$$\begin{aligned} h_i &= h_0 + s_i \operatorname{tg} \gamma, \\ a_i &= \begin{cases} \frac{\omega_{i+1} - \omega_i}{h_{i+1} - h_i} & \text{если } a_i \leq a_{\max}; \\ a_{\max} & \text{если } a_i > a_{\max}, \end{cases} \end{aligned} \quad (19)$$

где $a_{\max}$ – ограничение по максимальной ширине профиля, задаваемое исходя из конструктивных ограничений.

Таким образом, определяется требуемая форма профиля рабочей части в виде зависимости ширины профиля от высоты $a(h)$.

4. Контрольный расчет режима движения.

Производится расчет параметров движения каретки: $s(t)$, $v(t)$ при использовании гидротормоза со специальным профилем. При корректном расчете профиля, параметры режима движения каретки с заданным тормозным импульсом должны совпадать с параметрами контрольного расчета за исключением участка, где ширина профиля a принимается равной максимально-допустимому значению $a_{\max}$.

Для оценки эффективности применения специального профиля рабочей части гидротормоза ниже приводится пример расчета формы профиля и реализуемого им режима торможения.

Пример расчета профиля рабочей части гидротормоза специальной формы

Допустим, по рельсовому пути ракетного трека движется каретка массой $m = 400$ (кг), скоростью $v_0 = 500$ (м/с) и аэродинамическими характеристиками: $S_m = 0,2$ (м²), $C_x = 0,6$. В точке $s_0 = 0$ (м) на каретку начинает действовать тормозная сила, импульс которой изображен в виде графика на рис. 3. Необходимо определить параметры профиля рабочей части гидротормозного устройства, если известно, что максимальная допустимая ширина рабочей части $a_{\max} = 0,2$ (м), плотность воздуха $\rho = 1,205$ (кг/м³), плотность воды $\rho_w = 1000$ (кг/м³), коэффициент трения башмаков о рельсовые направляющие $f_{\text{тр}} = 0,035$, тангенс угла уклона рельсовых направляющих к горизонту $\text{tg} \gamma = 0,0002$. Зависимость развиваемой тормозной силы от скорости и площади погруженной в воду рабочей части гидротормоза определяется уравнением (7), используемым для расчета тормозной силы, развиваемой ГДТУ первого типа.

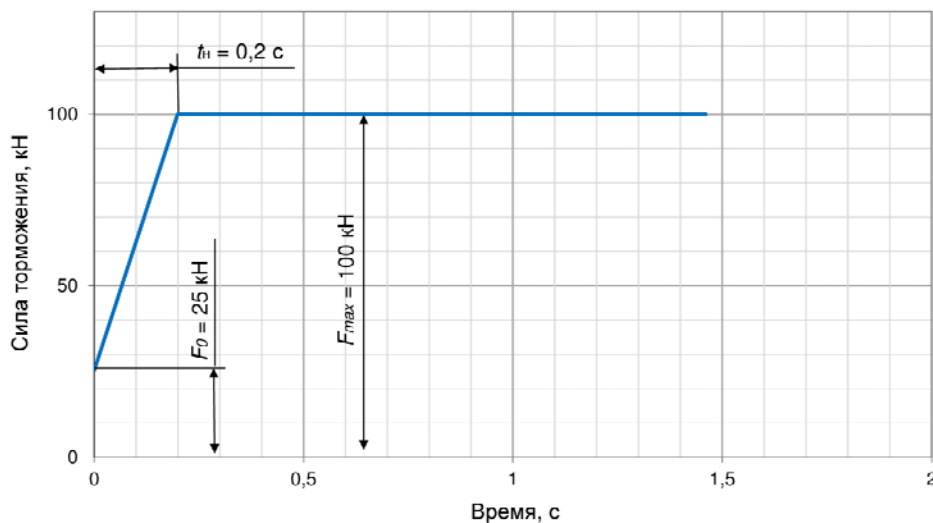


Рис. 3. График зависимости требуемой силы торможения от времени

Fig. 3. Required braking force versus time graph

Расчет режима торможения ракетной каретки с заданным тормозным импульсом производился в соответствии с уравнениями движения:

$$m \frac{dv}{dt} = -F_T(t) - \frac{\rho v^2}{2} C_x S_m - mg f_{\text{тр}},$$

$$\frac{ds}{dt} = v.$$

Начальные условия:

$$s(t_0) = 0 \text{ м},$$

$$v(t_0) = 500 \text{ м/с}.$$

Далее производился расчет требуемой формы профиля рабочей части гидротормоза $a(h)$ и контрольный расчет реализуемого режима торможения $s(t)$, $v(t)$.

Для оценки эффективности применения специального профиля были выполнены два варианта расчета режима торможения с применением профиля рабочей части гидротормоза в виде треугольника:

1. В первом случае режим торможения имел ограничение по длине тормозного пути. Для данного примера торможение каретки необходимо обеспечить на участке протяженностью не более 615 м, что и в случае применения тормоза со специальным профилем.

2. В втором случае режим торможения имел ограничение по величине тормозной силы. Для данного примера развиваемая тормозная сила не должна превышать 100 кН, что и в случае применения тормоза со специальным профилем.

Исходя из этих условий были определены значения вершинных углов треугольного профиля для обоих случаев и выполнены соответствующие расчеты режимов торможения. Результаты расчетов представлены в виде графиков на рис. 4–7.

Результаты расчетов показали, что применение тормозного устройства со специальным профилем позволяет снизить нагрузку на тормозное устройство и другие элементы конструкции ракетной каретки на 36 % или сократить тормозной путь на 31 %. Повышение показателей эффективности достигнуто за счет обеспечения постоянной тормозной силы на значительной части тормозного пути.

Режим, реализуемый гидротормозом с рассчитанным по предложенной методике профилем его рабочей части, будет зависеть от параметров останавливаемой ракетной каретки. Например, начальная скорость торможения влияет на величину развиваемой тормозной силы, которая пропорциональна квадрату скорости, но существенно не влияет на форму импульса и длину тормозного пути.

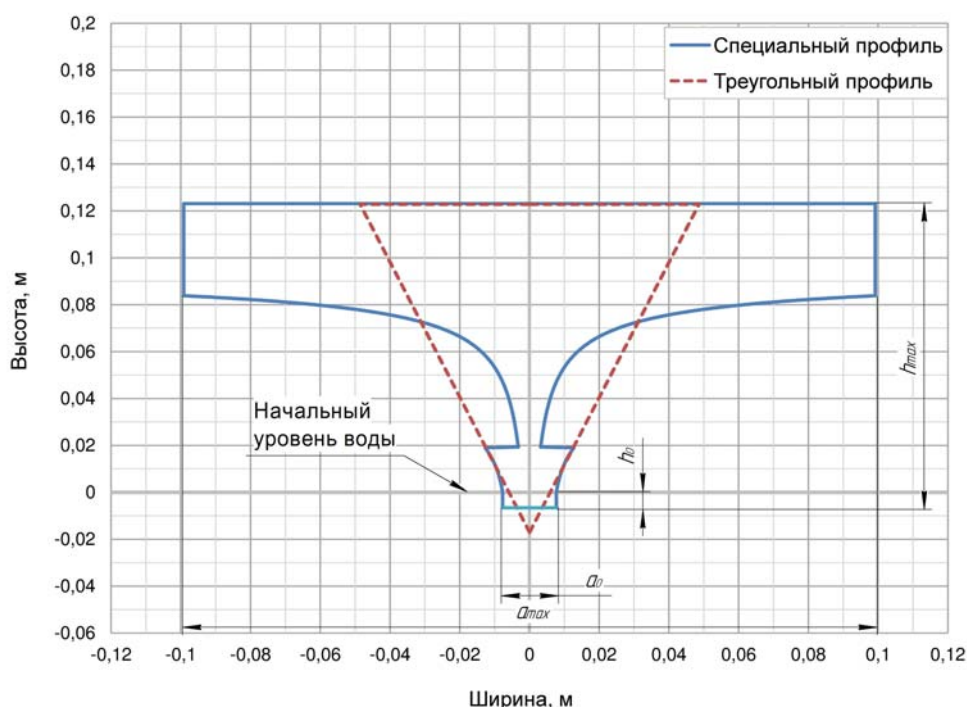


Рис. 4. Контуры специального и треугольного профилей рабочей части тормозного устройства при режиме, ограниченном длиной тормозного пути

Fig. 4. Contours of special and triangular profiles of the brake device working part when the mode is limited by the braking distance length

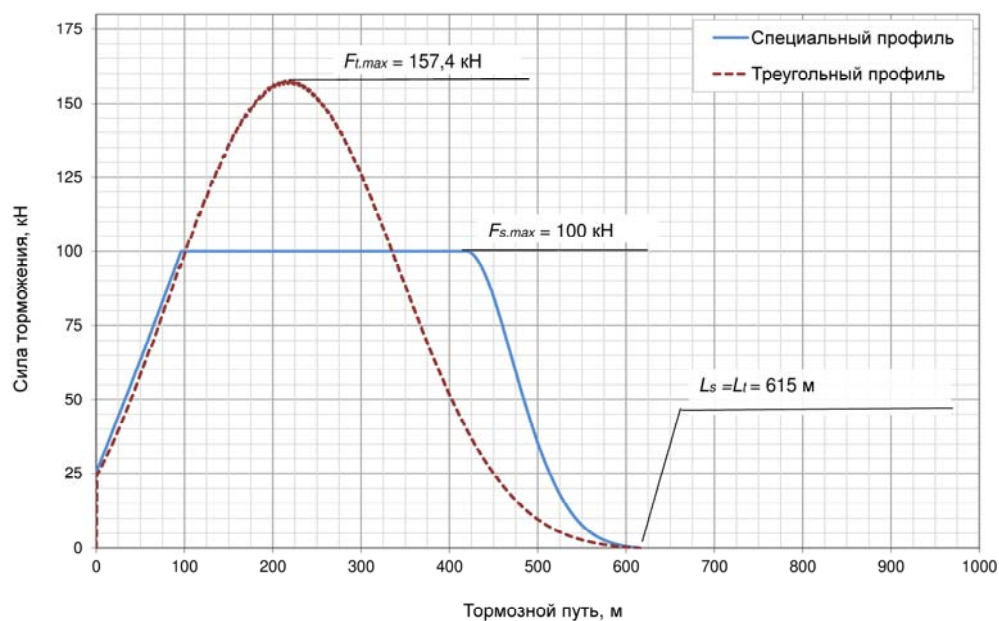


Рис. 5. Результаты контрольного расчета развиваемых тормозных сил при режиме, ограниченном длиной тормозного пути

Fig. 5. Results of the checking calculation of the developed braking forces along the way when the mode is limited by the braking distance length

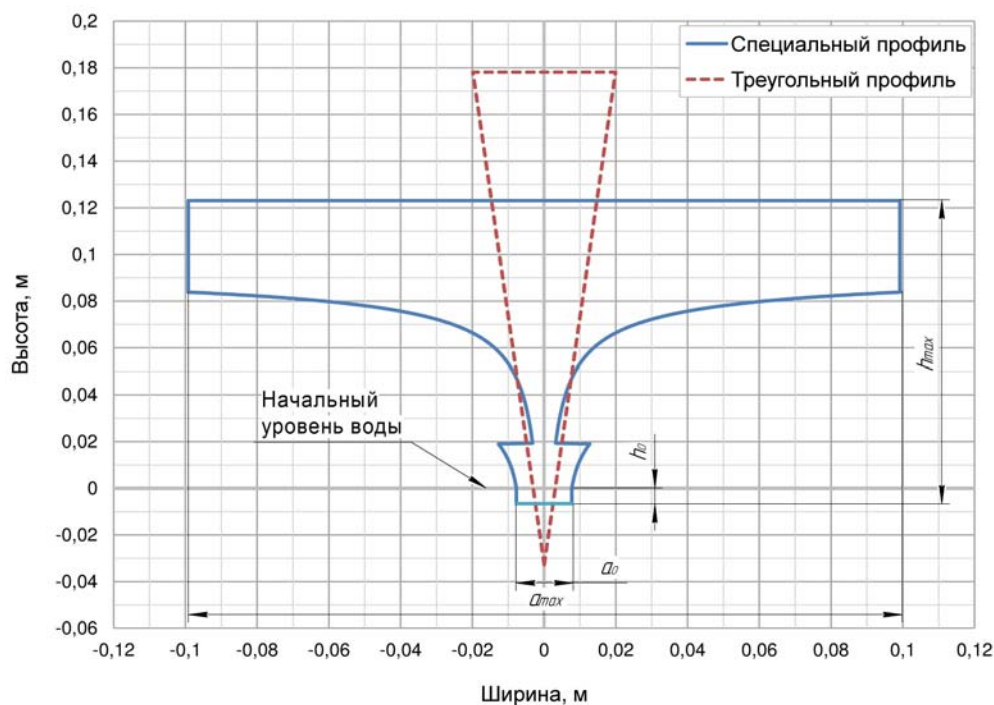


Рис. 6. Контуры специального и треугольного профилей рабочей части тормозного устройства при режиме, ограниченном величиной тормозной силы

Fig. 6. Contours of special and triangular profiles of the brake device working part when the mode is limited by the braking force magnitude

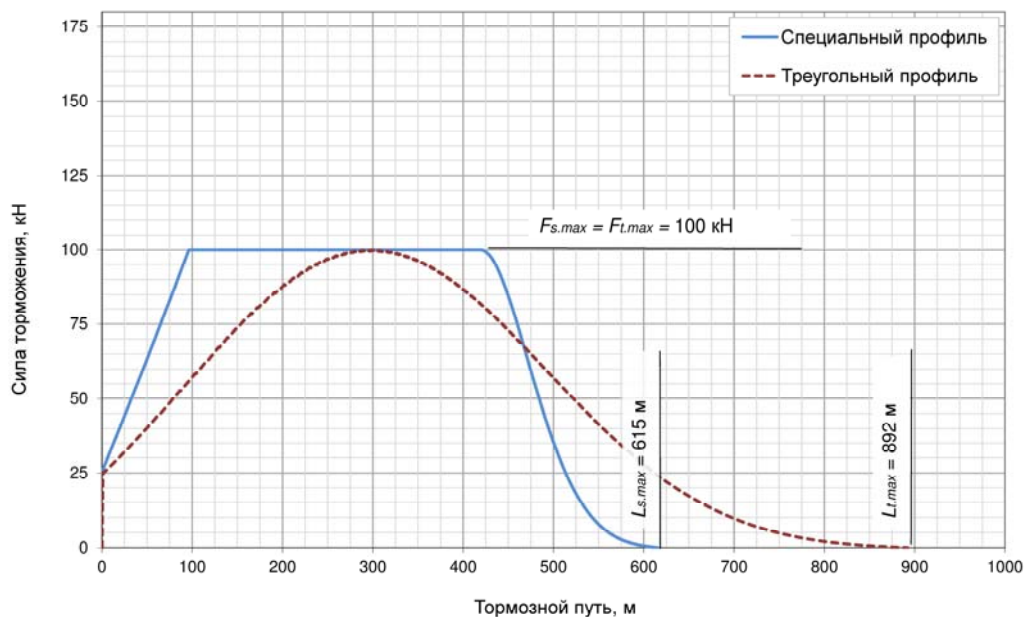


Рис. 7. Результаты контрольного расчета развиваемых тормозных сил при режиме, ограниченном величиной тормозной силы

Fig. 7. The results of the checking calculation of the developed braking forces when the mode is limited by the braking force magnitude

К параметрам, от которых форма импульса зависит существенно, относятся масса ракетной каретки и ее аэродинамические характеристики. Таким образом, специальный профиль рассчитывается под конкретную ракетную каретку с фиксированными параметрами и обеспечивает ее остановку на заданном участке при условии, что начальная скорость торможения не превышает допустимую, которая определяется исходя из прочностных ограничений конструкции тормозного устройства.

При проектировании тормозных устройств следует учитывать, что воздействующие на него нагрузки в процессе эксплуатации могут существенно превышать расчетные значения. Это связано с тем, что параметры, влияющие на режим торможения, могут отличаться от исходных данных, используемых при расчете. К ним можно отнести:

- характеристики ракетной каретки: масса, аэродинамические параметры, скорость в момент начала торможения и др.;
- параметры, влияющие на уровень погружения тормозного устройства в воду: высота поверхности воды в лотке (точность установки резервуаров с водой), наличие и высота водяной волны в лотке, отклонение высотного положения рельсовых направляющих от проектного значения, зазоры между башмаками ракетной каретки и рельсовыми направляющими и др.;
- характеристики тормозного устройства: геометрические размеры, шероховатость рабочей поверхности, жесткость конструкции и др.;
- параметры окружающей среды: физические характеристики энергопоглощающей среды и окружающего воздуха, коэффициент трения башмаков о рельсовые направляющие и др.

Таким образом, сохранность тормоза в процессе эксплуатации должна обеспечиваться необходимым коэффициентом запаса прочности его конструкции, учитывающим приведенные выше факторы, а также динамический характер приложения нагрузки.

Заключение

Как показали ранее проведенные исследования, для обеспечения эффективного торможения ракетных кареток в широком скоростном диапазоне целесообразно использовать несколько видов торможения, каждый из которых задействуется в приемлемом для него скоростном интер-

вале. Увеличение технических характеристик применяемых средств торможения в составе комбинированной схемы, например, гидродинамических тормозных устройств, повысит ее эффективность в целом. Расширение технических возможностей средств торможения, связано как с повышением их прочностных характеристик, так и с оптимизацией режимов их функционирования.

Применение гидродинамических тормозных устройств с рабочей частью специальной формы позволит обеспечить эффективное и безопасное торможение ракетной каретки в широком скоростном диапазоне. Для расчета формы профиля рабочей части гидротормоза, обеспечивающего требуемый тормозной импульс, разработана соответствующая методика. Пример расчета режима торможения условно-заданной каретки показал, что применение тормозных устройств со специальной формой его рабочей части вместо треугольной позволяет снизить уровень максимальной нагрузки, воздействующей на тормозное устройство на 36 % либо сократить тормозной путь на 31 %.

Библиографические ссылки

1. Высокоскоростной ракетный трек для испытаний авиационных систем / А. И. Кошелев, В. Я. Ниязов, С. Н. Мансуров, И. В. Воротынцева // Русский инженер. 2011. № 2 (29). С. 40–41.
2. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities / S. Walia, V. Satya, S. Malik et al. // Defence Science Journal. 2022. Vol. 72, No. 2. P. 182–194. DOI: 10.14429/dsj.72.17014.
3. Astakhov S. A. Biriukov V. I. Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at a speed of 1600 m/s // INCAS Bulletin. 2020. Vol. 12. P. 33–42. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.3.
4. Пронин О. Ю. Исследования по разработке перспективного прямооточного воздушно-реактивного двигателя для разгона объектов испытаний при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники // Русский инженер. 2013. № 4(39). С. 41.
5. Катаев А. В., Астахов С. А., Бирюков В. И. Поиск решений проблемы сохранения материальной части ракетных кареток и средств измерения при трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники при скорости (1200–1500) м/с на ограниченной длине // Авиация и космонавтика : сб. тезисов 20-й Междунар. конф. (22–26 ноября 2021; МАИ, Москва). М. : Перо, 2021. С. 37–38.
6. Three-Dimensional Two-Phase Flow Simulations of Water Braking Phenomena for High-Speed Test Track Sled / J. Terrazas, A. Rodriguez, V. Kumar et al. // ASME 2021 Fluids Engineering Division Summer Meeting. 2021. Vol. 1: Aerospace Engineering Division Joint Track; Computational Fluid Dynamics (10–12 August 2021; Virtual, Online). DOI: 10.1115/FEDSM2021-65799.
7. Патент RU 136573 U1. Устройство для торможения высокоскоростных монорельсовых ракетных тележек / Мансуров С. Н., Воротынцева И. В., Сысуев А. В. и др. ; Бюл. № 1, 10.01.2014.
8. Патент RU 2741736 C1. Способ торможения объекта, движущегося по рельсовой направляющей / Киняев А. А., Краюхин С. А. ; Бюл. № 4, 28.01.2021.
9. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Оценка эффективности различных методов торможения сохраняемого оборудования на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29, № 2. С. 20–34. DOI 10.34759/vst-2022-2-20-34.
10. Research on a new open water-brake method for double-track rocket sled test / H. Xia, B. Hu, J. Tian, S. Lv // 3rd International Conference on Mechanical, Electric and Industrial Engineering (23–25 May 2020; Kunming, China). 2020. Vol. 1633. DOI: 10.1088/1742-6596/1633/1/012077.
11. Derivation of drag calculation model of rocket sled water brake / J. Xiao, W. W. Zhang, Q. Xue et al. // 2nd International Conference on Numerical Modelling in Engineering (19–22 August 2019; Beijing, China). 2019. Vol. 657. DOI: 10.1088/1757-899X/657/1/012029.

12. Развитие динамических испытаний на ракетном треке / Н. М. Ватутин, И. Г. Роберов, В. А. Тарновский, Ю. С. Фурсов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 1(116). С. 139–148.
13. Гуревич М. И. Теория струй идеальной жидкости. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979. 536 с.
14. Методы торможения разгонной каретки в процессе динамических испытаний на ракетном треке / В. Т. Волков, Н. М. Ватутин, В. В. Колтунов, Ю. С. Фурсов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2021. № 4 (119). С. 97–104.
15. Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Исследование эффективности методов торможения на ограниченной длине при высокоскоростных трековых испытаниях изделий авиационной и ракетной техники // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред : материалы 28-го Междунар. симпозиума им. А. Г. Горшкова (16–20 мая 2022, Кременки) Т. 2. М. : ТРИП, 2022. С. 137–153.
16. Terrazas J. A. Using Computational Fluid Dynamics And Machine Learning To Predict Sled Profile During High Speed Water Braking At Holloman High Speed Test Track. 2020. Open Access Theses & Dissertations. 3126. URL: https://scholarworks.utep.edu/open_etd/3126.
17. Brake Force Calculation for Water-Brake Device in High Speed of Double Track Rocket Sled Test / J. Xiao, X. Y. Li, L. R. Zhang et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. April 2019. Vol. 490. No. 5. P. 052002. DOI:10.1088/1757-899X/490/5/052002

References

1. Koshelev A. I., Niyazov V. Ya., Mansurov S. N., Vorotyntseva I. V. [High-speed rocket-rail track for testing aviation systems]. *Russkii inzhener*. 2011, No. 2 (29), P. 40–41 (In Russ.).
2. Walia S., Satya V., Malik S., Chander S., Devi S., Sharma A. C. Rocket Sled Based High Speed Rail Track Test Facilities. *Defence Science Journal*. 2022, Vol. 72, No. 2, P. 182–194. DOI: 10.14429/dsj.72.17014.
3. Astakhov S. A., Biriukov V. I. Problems of ensuring the acceleration dynamics of aircraft during track test at 12. a speed of 1600 m/s. *INCAS Bulletin*. 2020, Vol. 12, P. 33–42. DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.3.
4. Pronin O. Yu. [Research on the development of a promising ramjet engine for accelerating test objects while high-speed track tests of aviation equipment]. *Russkii inzhener*. 2013, No. 4(39), P. 41 (In Russ.).
5. Kataev A. V., Astakhov S. A., Biryukov V. I. [Search for solutions to the problem of preserving the material part of rocket sleds and measuring instruments while track tests of aircraft and rocket engineering products at a speed of (1.200-1.500) m/s at the limited length]. *Sbornik tezisev XX Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika"*. Moscow, Pero Publ., 2021, P. 37–38.
6. Terrazas J., Rodriguez A., Kumar V., Adansi R., Kotteda, V. M. K. Three-Dimensional Two-Phase Flow Simulations of Water Braking Phenomena for High-Speed Test Track Sled. *ASME 2021 Fluids Engineering Division Summer Meeting*. Vol. 1: Aerospace Engineering Division Joint Track; Computational Fluid Dynamics (10–12 August 2021; Virtual, Online). DOI: 10.1115/FEDSM2021-65799.
7. Mansurov S. N., Vorotyntseva I. V., Sysuev A. V. et al. *Ustroystvo dlya tormozheniya vysokoskorostnykh monorel'sovykh raketnykh telezhek* [A device for braking high-speed monorail rocket sleds]. Patent RF, no. 136573 U1, 2014.
8. Kinyaev A. A., Krayukhin S. A. *Sposob tormozheniya ob"ekta, dvizhushchegosya po rel'sovoy napravlyayushchey* [The method of braking an object moving along a rail guide]. Patent RF, no. 2741736 S1, 2021.
9. Astakhov S. A., Biriukov V. I., Kataev A. V. [Effectiveness evaluation of various methods of the retainable equipment braking at a limited length while high-speed track tests of aircraft and rocket

engineering products]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo institute*. 2022, Vol. 29, No 2, P. 20–34 (In Russ.). DOI 10.34759/vst-2022-2-20-34.

10. Xia H., Hu B., Tian J., Lv S. Research on a new open water-brake method for double-track rocket sled test. *3rd International Conference on Mechanical, Electric and Industrial Engineering* (23–25 May 2020; Kunming, China). 2020, Vol. 1633. DOI: 10.1088/1742-6596/1633/1/012077.

11. Xiao J., Zhang W.W., Xue Q., Gao W., Zhang L. Derivation of drag calculation model of rocket sled water brake. *2nd International Conference on Numerical Modelling in Engineering* (19–22 August 2019; Beijing, China). 2019. Vol. 657. DOI: 10.1088/1757-899X/657/1/012029.

12. Vatutin N. M., Roberov I. G., Tarnovskii V. A., Fursov Iu. S. [Development of dynamic tests on the rocket-rail track]. *Izvestiia Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2021, No. 1 (116), P. 139–148 (In Russ.).

13. Gurevich M. I. *Teoriya struy ideal'noy zhidkosti* [The theory of the ideal fluid jets]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 536 p.

14. Volkov V. T., Vatutin N. M., Koltunov V. V., Fursov Yu. S. [Methods of acceleration carriage braking while dynamic testing on a rocket-rail track]. *Izvestiia Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk*. 2021, No. 4 (119), P. 97–104 (In Russ.).

15. Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kataev A. V. [Research of the effectiveness of braking methods at a limited length while high-speed track tests of aircraft and rocket engineering products]. *Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruksii i sploshnykh sred: Materialy XXVIII Mezhdunarodnogo simpoziuma A. G. Gorshkova* (16–20 May 2022, Kremenki). 2022, Vol. 2, P. 137–153.

16. Terrazas J. A. Using Computational Fluid Dynamics And Machine Learning To Predict Sled Profile During High Speed Water Braking At Holloman High Speed Test Track. 2020. Open Access Theses & Dissertations. 3126. URL: https://scholarworks.utep.edu/open_etd/3126.

17. Xiao J., Li X. Y., Zhang L. R., Li X. P., Zhang W. W. Brake Force Calculation for Water-Brake Device in High Speed of Double Track Rocket Sled Test. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, Vol. 490, No. 5, P. 052002. DOI:10.1088/1757-899X/490/5/052002.

© Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В., 2022

Астахов Сергей Анатольевич – кандидат технических наук, директор; Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова. E-mail: info@gknipas.ru.

Бирюков Василий Иванович – доктор технических наук, доцент, научный сотрудник, Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова; профессор, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: aviatex@mail.ru.

Катаев Андрей Владимирович – ведущий инженер, Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем имени Л. К. Сафронова; аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: a-kataev@mail.ru.

Astakhov Sergey Anatolyevich – PhD. Sc, Director; Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov. E-mail: info@gknipas.ru.

Biryukov Vasily Ivanovich – Dr. Sc, Docent; Research assistant of Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov; Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: aviatex@mail.ru.

Kataev Andrey Vladimirovich – Lead engineer, Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov; Postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI. E-mail: a-kataev@mail.ru.

УДК 004.716

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-657-670

Для цитирования: Басан Е. С., Прошкин Н. А., Силин О. И. Повышение защищенности беспроводных каналов связи для беспилотных летательных аппаратов за счет создания ложных информационных полей // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 657–670. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-657-670.

For citation: Basan E. S., Proshkin N. A., Silin O. I. [Improving the security of wireless communication channels for unmanned aerial vehicles by creating false information fields]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 657–670. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-657-670.

Повышение защищенности беспроводных каналов связи для беспилотных летательных аппаратов за счет создания ложных информационных полей

Е. С. Басан^{*}, Н. А. Прошкин, О. И. Силин

Южный федеральный университет
Российская Федерация, 347922, Таганрог, ул. Чехова, 2
^{*}E-mail: ebasan@sfedu.ru

На сегодняшний день проблемы, связанные с безопасностью беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), стоят достаточно остро. Как правило, когда речь идет о коммерческих малогабаритных БПЛА, то для управления ими используются беспроводные каналы связи. Чаще всего организация связи реализуется на частоте 2,4 ГГц с применением протокола Wi-Fi. Такой БПЛА достаточно легко обнаружить, проанализировав радиочастотный диапазон или канальный уровень передачи данных, при этом не нужно обладать специализированным оборудованием и использовать открытое программное обеспечение. Обнаруженный БПЛА становится целью для проведения атак. Если известно, что БПЛА работает как беспроводная точка доступа, то все атаки, характерные для Wi-Fi, становятся актуальными для БПЛА. В данном исследовании предлагается для повышения устойчивости БПЛА к атакам в качестве первой линии защиты использовать технологию создания ложных информационных полей. Данная технология позволит скрыть легитимный БПЛА за множеством поддельных. Целью является создание поддельных точек доступа с характеристиками реальных и эмуляция передачи данных по каналам, на которых данные точки доступа развернуты. Кроме возможности скрыть легитимный БПЛА, данная технология позволяет вводить противника в заблуждение и заставлять думать, что на него надвигается ни один БПЛА, а группа. При попытке атаки ложных целей, противник себя скомпрометирует и может быть обнаружен. Таким образом, можно использовать БПЛА как приманку. В результате экспериментального исследования были выявлены каналы, на которых создание поддельных точек доступа наиболее эффективно. Используя небольшие вычислительные мощности и необходимую антенну, можно добиться высоких результатов. В данной статье продемонстрирована эффективность создания девяти поддельных точек доступа. Также проведено сравнение с реальным трафиком беспроводной сети. Можно сказать, что эмулированная активность является достаточно приближенной к реальной.

Ключевые слова: беспроводные каналы связи, точка доступа, радиоразведка, безопасность, уязвимости.

Improving the security of wireless communication channels for unmanned aerial vehicles by creating false information fields

E. S. Basan*, N. A. Proshkin, O. I. Silin

Southern Federal University
2, Chekhov St., Taganrog, 347922, Russian Federation
*E-mail: ebasan@sfedu.ru

To date, the problems associated with the safety of unmanned aerial vehicles (UAVs) are quite acute. As a rule, when it comes to commercial small-sized UAVs, wireless communication channels are used to control them. Most often, communication is implemented at a frequency of 2.4 GHz using the Wi-Fi protocol. Such a UAV is quite easy to detect by analyzing the radio frequency range or the data link layer. An attacker, however, may not even have specialized equipment and use open source software. The detected UAV becomes the target for attacks. If it is known that the UAV operates as a wireless access point, then all Wi-Fi-specific attacks become relevant for the UAV. In this study, it is proposed to use the technology of creating false information fields as the first line of defense to increase the resistance of the UAV to attacks. This technology will allow to hide a legitimate UAV communication channel behind a lot of fake ones. The goal is to create fake access points with the characteristics of real ones and emulate data transmission over the channels on which these access points are deployed. In addition to the fact that the technology allows to hide a legitimate UAV communication channel, it will also allow to mislead the attacker. It is important to make the intruder think that not a single UAV is approaching him, but a group. If the intruder attempts to attack decoys, attacker will compromise himself and be able to be detected. Thus, you can use the UAV as a bait. As a result of the pilot study, channels were identified on which the creation of fake access points is most effective. Using small computing power and the necessary antenna, you can achieve high results. This article demonstrates the effectiveness of creating 9 fake access points. A comparison was also made with real wireless network traffic. We can say that the emulated activity is quite close to the real activity.

Keywords: wireless communication channels, access point, radio intelligence, security, vulnerabilities.

Введение

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) сегодня становятся все более популярным решением для выполнения различных задач [1]. Более того, такие задачи часто бывают критическими [2]. В то же время БПЛА весьма уязвимы для атак злоумышленника, поскольку они физически незащищены [3]. Наиболее часто применяемые атаки используют уязвимости каналов связи. Можно попытаться спрятать БПЛА, обеспечив некоторую физическую защиту [4]. Многие страны используют БПЛА в военных целях, следовательно, страны потенциального противника также активно отслеживают наличие поблизости летающих беспилотников. Обнаружение малоразмерных БПЛА, в частности, ведется с помощью радиолокационного и оптического метода. В литературе были предложены различные методы обнаружения беспилотных летательных аппаратов с различными подходами, например, основанными на анализе аудиоинформации [5–7], видеоизображения с использованием камер [8–10] и радиочастотном зондировании [11; 12]. Однако каждый из этих подходов имеет свои достоинства и ограничения. Звуковые методы не действенны в шумной обстановке, имеют ограниченный диапазон и не могут обнаруживать БПЛА, использующие методы шумоподавления. Принимая во внимание, что подходы, основанные на использовании камер, требуют хороших условий освещения, высококачественных объективов и камер со сверхвысоким разрешением для обнаружения БПЛА на больших расстояниях, что, безусловно, обходится значительно дороже и сложнее реализуемо. Радиочастотные методы, основанные на использовании активного радара, уязвимы к радиочастотным помехам [13]. Тем не менее использование методов глубокого обучения дает большое

преимущество в обнаружении и классификации БПЛА с использованием глубоких нейронных сетей (DNN), которые также известны как многослойный персептрон (MLP). Более новые архитектуры глубокого обучения, такие как сверточные нейронные сети (CNN), используются при обнаружении БПЛА. CNN используются для обнаружения БПЛА с использованием видеосистем CCTV [14] по изображениям наблюдения [15] и сигнатурам Доплера [16].

На сегодняшний день имеется большое количество работ, посвященных применению методов глубокого обучения для классификации радиочастотных сигналов. Примеры включают в себя решение задач определения спектра [17], обнаружение ММО [18], оценку канала и обнаружение сигнала [19], связь на физическом уровне [20], обнаружение помех, [21], подавление скрытности [22; 23], управление мощностью [24], обнаружение подмены сигнала [25] и планирование передатчика-приемника [26]. Классификация радиочастотных сигналов может быть использована для различного применения, например, радиозахват [27], который в итоге может использоваться в системах когнитивного радио [28], подверженных динамическим и недетерминированным помехам [29]. Классификация модуляции с использованием глубоких нейронных сетей рассмотрена в работах [30–33], где целью является классификация данного сигнала по известному типу модуляции. Различные типы наборов данных были использованы для обучения глубокой нейронной сети в целях классификации модуляции.

Противодействие радиомониторингу, конечно, есть, например, передача шума на этой частоте или ложных данных, но это не предотвращает обнаружения БПЛА.

Зачастую для решения проблемы физической незащищенности каналов связи используют добавление шума в канал связи. Такой шум не влияет на качество передаваемой информации, но позволяет скрыть поток легитимных данных.

В беспроводных сетях Wi-Fi можно достаточно просто применить подобный способ защиты путем реализации атаки. Например, атака с использованием отправки большого числа пакета маяков (beacon) имитирует наличие множества соседних точек доступа, что должно затруднить доступ клиента к законной точке доступа. Более того, эта атака фактически не затрагивает законных пользователей. Для наглядности рассмотрим рис. 1. У легитимной точки доступа MAC-адрес 50:FF:20:38:AA:A1. Проведем атаку с помощью маяка и попытаемся найти легитимную точку доступа. На рис. 1, б показано, что в этом случае, помимо легитимной точки доступа, существует множество других точек без идентификатора. При этом, если подделать идентификатор точки доступа, назначив идентификатор коммерческой фирмы БПЛА, можно ввести противника в заблуждение.

CH 3][Elapsed: 6 s][2020-07-12 18:56									
BSSID	PWR	Beacons	#Data, #/s	CH	MB	ENC	CIPHER	AUTH	ESSID
50:FF:20:38:AA:A1	-75	37	0	0	5	270	WPA2 CCMP	PSK	asw518
52:FF:20:48:AA:A1	-69	37	0	0	5	270	WPA2 CCMP	PSK	<length: 0>
80:95:75:4F:8D:5B	-71	28	0	0	5	270	WPA2 CCMP	PSK	asw518_EXT
14:CC:20:85:D2:1E	-79	12	2	0	7	485	WPA2 CCMP	PSK	MegaLink_12908
BSSID	STATION	PWR	Rate	Lost	Frames	Probe			
(not associated)	9E:B2:61:06:CC:BB	-40	0 - 1	13	10				
50:FF:20:38:AA:A1	48:2C:A0:DC:34:D1	-46	0 - 1e	150	65				
50:FF:20:38:AA:A1	B2:95:74:4F:8D:5A	-72	0 - 1e	0	1				
50:FF:20:38:AA:A1	B2:95:74:4F:8D:5B	-72	0 - 1e	1	2				
14:CC:20:85:D2:1E	FC:F1:36:0F:79:B9	-1	0e- 0	0	1				

а

BSSID	STATION	PWR	Rate	Lost	Frames
(not associated)	26:AC:B2:0A:86:D5	-38	0 - 1	0	3
(not associated)	82:B2:C2:89:1A:50	-41	0 - 1	0	11
(not associated)	3A:90:89:39:E4:8C	-42	0 - 1	10	16
(not associated)	EA:56:91:61:DE:72	-43	0 - 1	0	5
(not associated)	8A:26:46:65:AB:96	-43	0 - 1	0	12
(not associated)	9A:C8:BA:58:B2:CC	-49	0 - 1	6	11
(not associated)	2E:F8:F4:62:D3:13	-54	0 - 1	0	1
(not associated)	5A:BD:79:15:E5:98	-65	0 - 1	0	13
(not associated)	5E:57:50:D2:DC:1B	-69	0 - 1	0	2
(not associated)	04:B4:29:B1:CB:41	-90	0 - 1	0	3
50:FF:20:38:AA:A1	60:D9:A0:E8:3A:4E	-34	1e- 1	0	39

б

Рис. 1. Анализ сетевой активности (а) в нормальных условиях (б) при атаке с использованием beacon-флуда

Fig. 1. Analysis of network activity (a) under normal conditions (b) during an attack using a beacon flood

В таблице представлена информация о самых популярных квадрокоптерах и характеристиках точек доступа.

В данном исследовании предлагается способ сокрытия БПЛА путем создания ложных информационных полей. Метод протестирован путем анализа радиоспектра и сравнения создаваемых поддельных полей с реальными. Результаты показали эффективность разработанного

программного обеспечения, которое позволяет создавать ложные точки доступа, которые могут быть обнаружены злоумышленником и позволяют скрыть настоящую передачу.

Характеристики БПЛА в качестве точек доступа Wi-Fi

Название БПЛА	SSID	Пароль
HUBSAN X4 STAR PRO	Hubsan_h507a_*****	12345678
XIRO XPLOER MINI	XPLOER_Mini_0b5abe	XIRO1234
MJX X601H	MJX H ***	вшит в приложение
Parrot BEBOP	BebopDrone-BO56122	вшит в приложение
XK Innovations X300-W	XK innovat	вшит в приложение

Модуль создания ложных информационных полей вокруг БПЛА

Беспроводная среда передачи данных априори является небезопасной, так как ее практически невозможно защитить физически. Часто режим радиомолчания используется, чтобы скрыть БПЛА. В этом режиме не предусмотрена возможность передачи информации на БПЛА. В то же время, учитывая современные тенденции создания единого киберпространства, когда устройства должны не только собирать и передавать данные, но и обмениваться данными между собой для координации своих действий, работа в режиме радиомолчания может быть недопустимой [34]. Также могут быть использованы методы наложения радиопомех на канал связи, которые маскируют законную передачу информации [35]. Этот метод требует дополнительного оборудования и затрат, поэтому он не всегда применим [36].

Предлагаемый программный модуль обеспечивает сокрытие законного канала связи путем создания множества точек беспроводного доступа. Исследование позволило определить параметры гражданских БПЛА для сетевой связи и смоделировать эти параметры, чтобы скрыть легитимный БПЛА [37]. Гражданские БПЛА работают следующим образом: сетевой адаптер БПЛА переключается в режим создания точки доступа после того, как оператор создал точку доступа и, зная параметры подключения (как правило, это MAC-адрес точки доступа и ее идентификатор), может подключиться к нему с авторизованного устройства [38]. Таким образом, задача программного модуля – создать несколько точек доступа, которые бы уведомляли гражданский БПЛА о параметрах. Программный модуль позволяет изменять количество создаваемых информационных полей. Такой подход позволит минимизировать риски, связанные с возможностью реализации атак по каналам беспроводной связи БПЛА [39]. Поэтому при информационном сканировании сети противник будет видеть картину, представленную на рис. 2.

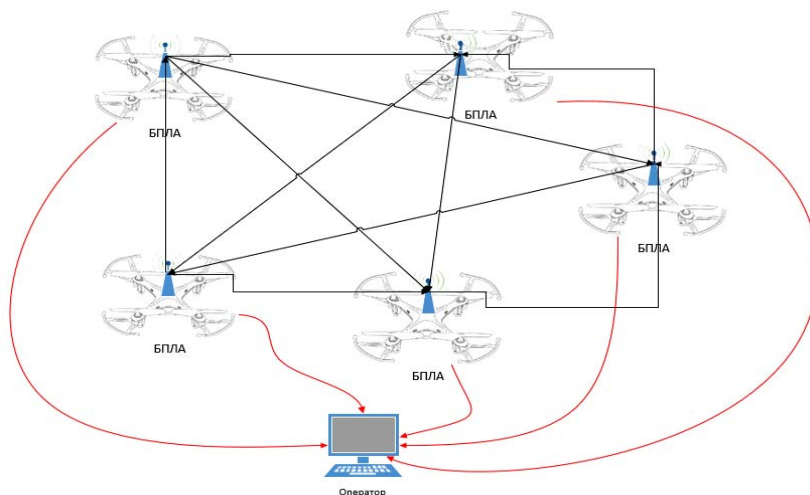


Рис. 2. Абстракция представления БПЛА для противника при радиоразведке

Fig 2. Abstraction of the representation of the UAV for the enemy in radio intelligence

Каждая точка доступа работает на отдельном радиоканале, стандарт IEEE 802.11 реализован таким образом, что вещание на определенном канале происходит постоянно, поэтому анализ частоты Wi-Fi при включенном модуле покажет активность нескольких устройств (БПЛА), как показано на рис. 2 [40]. Таким образом, создаются ложные информационные поля вокруг БПЛА. Данные информационные поля предназначены для нескольких целей. Во-первых, программный модуль позволяет скрыть реальный БПЛА от противника, который использует метод радиоразведки. Кроме того, модуль позволяет ввести противника в заблуждение путем представления ложной информации, что на противника надвигается не один, а группа БПЛА. Во-вторых, программный модуль позволяет создать для противника «приманку», чтобы тот попытался получить доступ к поддельному БПЛА, тем самым выдав себя. Программный модуль реализован для одноплатного компьютера Raspberry Pi 3 модели B и требует использования внешнего адаптера Wi-Fi для создания ложных точек беспроводного доступа. Модуль эмуляции состоит из микрокомпьютера Raspberry Pi 3 модели B, батареи микрокомпьютера для возможности автономной работы, ОС Linux Raspbian для Raspberry Pi, беспроводного USB-адаптера Wi-Fi ZyXEL G-202 EE и реализованного программного обеспечения. Разработанный программный модуль запускает сценарий для создания множества поддельных точек доступа Wi-Fi автоматически при наступлении события [41]. Утилита *airbase-ng* [42] в ОС Linux используется для создания поддельных точек доступа [43]. Разработанный программный модуль состоит из трех подсистем:

- 1) подсистема инициализации интерфейса – необходима для правильного определения сетевого интерфейса, на котором будут созданы ложные информационные поля;
- 2) подсистема генерации ложных информационных полей – служит для перевода нужного интерфейса в режим монитора и создания на нем поддельных точек доступа;
- 3) подсистема реагирования на события – действует как связующая оболочка между двумя предыдущими подсистемами, выполняет функции приема и передачи данных от одной подсистемы к другой, а также автоматически включается при необходимых условиях.

Анализ частотного спектра, излучаемого модулем для создания ложных информационных полей

Эксперименты проводились с использованием анализатора спектра GW In-stek (GSP827) в условиях слабого воздействия излучающих антенн. Лабораторный стенд представлен на рис. 3 [44]. Стандарт беспроводной связи 2,4 ГГц допускает только 14 каналов с шириной канала 20–22 МГц. Оптимальными для одновременного использования являются каналы 1, 6, 11; 2, 7, 12; 3, 8, 13 или 4, 9, 14. Но в этом исследовании будем считать, что нет необходимости передавать полезные данные. Активный радио трафик генерируется дополнительными флагами эмуляции, установленными в программе. Стандарт 5 ГГц имеет 140 разделенных по частоте каналов, соответственно можно развернуть в 10 раз больше ТД, но при этом радиус излучения уменьшается в два раза. В данном исследовании проведен эксперимент с частотой 2,4 ГГц с радиусом излучения до 150 м на открытой местности с мощностью передатчика 18 дБ. Максимальное число в 14 каналов на частоте 2,4 ГГц не означает, что может быть развернуто только 14 точек доступа. Две и более точки доступа, работающие на одном канале, просто накладываются друг на друга и передают трафик поочередности. Это представлено на рис. 4 [3].

На рис. 5 представлено сравнение дальности связи Wi-Fi 2,4 и 5 ГГц на открытой местности.

В легитимной реализации множества точек доступа, конечно, возможна потеря эффективности связи, но это не важно. В радиочастотном методе эмулирования нескольких БПЛА, наоборот, приветствуется активный радиотрафик на радиорадаре, который схож с активным ТСР-соединением и передачей пакетов.

Для начала проанализируем спектр частоты работающего телефона в качестве точки доступа, но без подключения к нему никаких устройств, т. е. точка доступа отправляет с определенным периодом Beacon-пакеты (маячковые пакеты), но радиотрафик отсутствует. Отметим общие

пояснения терминов на рис. 6 для каждого спектра сигналов на примере спектра двух точек доступа, работающих на разных каналах с шириной спектра 75 МГц.

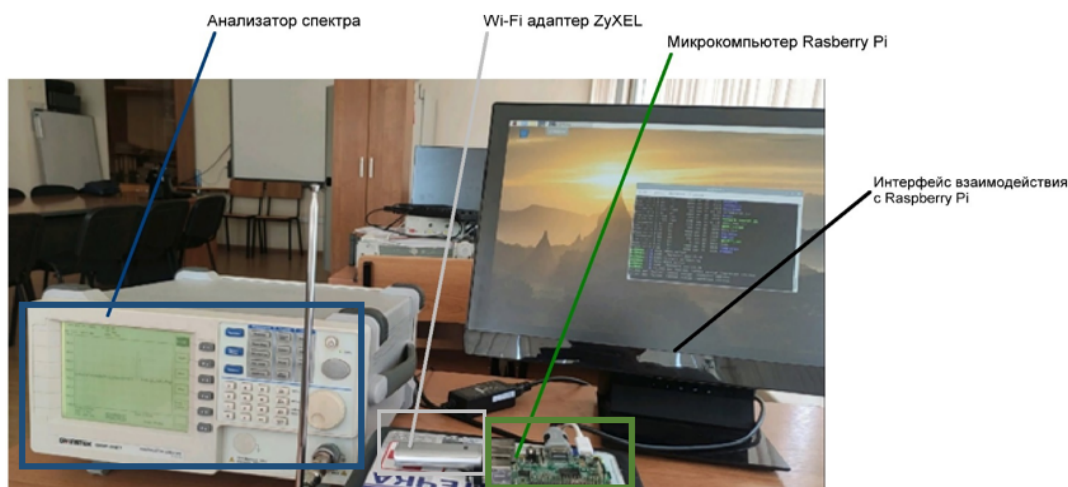


Рис. 3. Экспериментальный стенд для анализа спектра

Fig. 3. Experimental stand for spectrum analysis

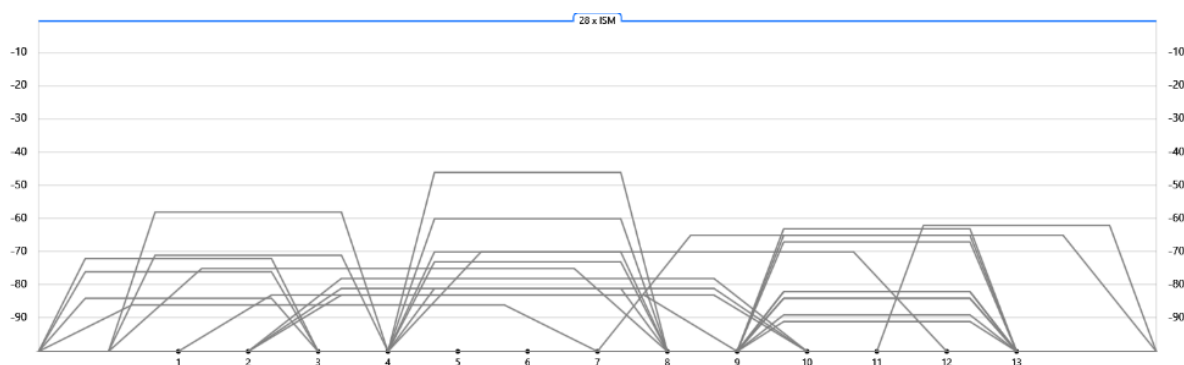


Рис. 4. Эффект наложения друг на друга точек доступа

Fig. 4. The effect of overlapping access points

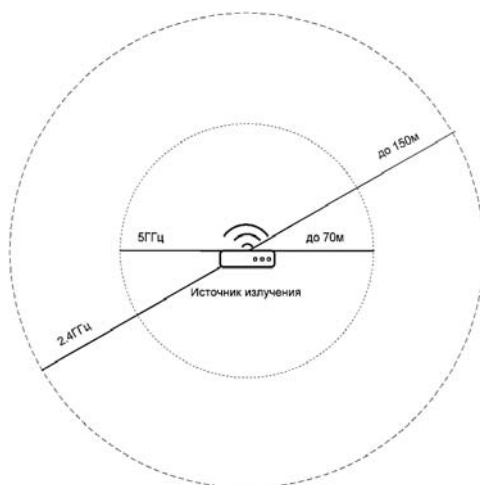


Рис. 5. Дальность связи Wi-Fi

Fig. 5. Wifi range

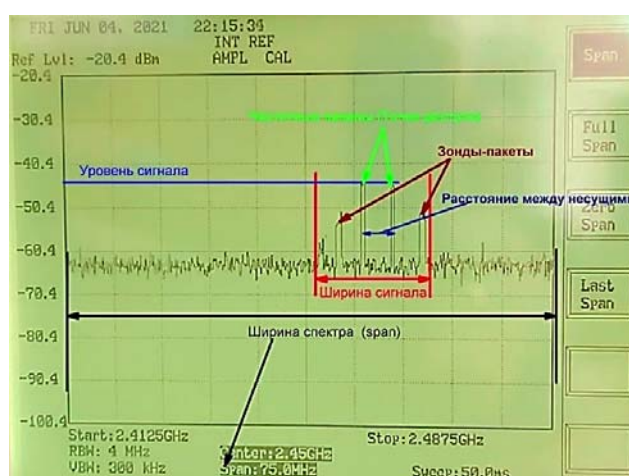


Рис. 6. Пояснение к терминам, использованным при анализе

Fig. 6. Explanation of the terms used in the analysis

Ширина полосы частот 400 МГц, средняя несущая частота 2,4 ГГц, начальное значение спектра 2,2 ГГц. Максимальный уровень сигнала достигает примерно -30 дБ с частотой примерно 2,46 ГГц, что соответствует каналу 11 в стандарте Wi-Fi. Частота появления несущих примерно 2 раза в секунду. Разница между отправкой пакетов Beacon и активным ТСР-соединением на анализаторе спектра заключается в том, что ширина сигнала и частота появления несущих увеличились, сигнал стал непрерывным, это указывает на то, что какое-то устройство обменивается данными через беспроводную сеть в конкретный момент с другим устройством. Теперь, когда понятно, как выглядит сигнал простой точки доступа и точки доступа с подключенным к нему устройством и активным обменом пакетами, перейдем к анализу поддельных точек доступа, как количество и разделение по каналам влияет на тип сигнала, частоту появления пиков и ширину радиотрафика в целом.

С повышением количества точек доступа мы должны наблюдать такую картину, как на рис. 7: каждый отдельный канал, т. е. отдельная точка доступа, должен выглядеть как один пик на спектре (одна несущая) (рис. 7, а), но из-за несовершенства антенны и физических свойств электромагнитной волны, можно увидеть объединение этих пиков (рис. 7, б).

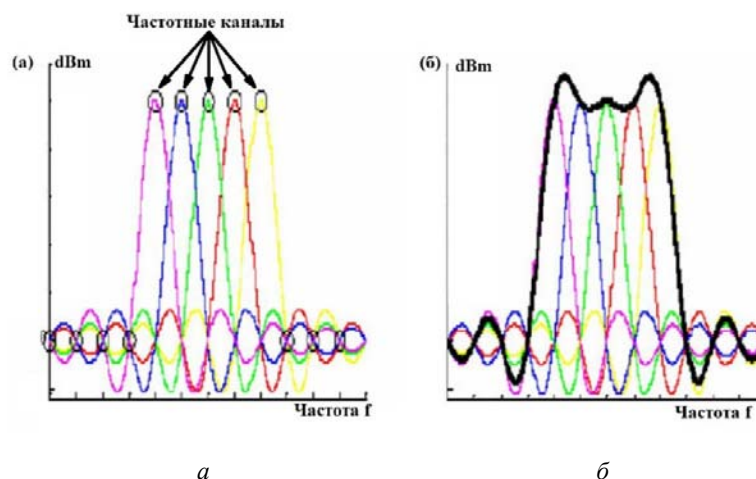


Рис. 7. Спектр множества точек доступа: а – совершенные несущие; б – огибающая несущих

Fig. 7. Spectrum of multiple access points: а – perfect carriers; б – envelope of carriers

В следующем эксперименте было создано 25 точек доступа, их количество постепенно увеличивалось без отключения предыдущих. Сигнал полностью аналогичен сигналу на рис. 6, но с более низким уровнем, равным -50 дБм. Из-за меньшей мощности передатчика был установлен канал 12, который соответствует средней частоте сигнала. На рис. 8 показан спектр сигнала 1 точки доступа, но с включенными флагами активной эмуляции. Частота пиков увеличилась примерно в 2 раза, а уровень сигнала немного увеличился на 0,2–0,4 дБ. Появился еще один носитель, созданный опцией отправки дополнительных зондовых пакетов для известных устройств. На рис. 8 показаны спектры сигналов от разного количества ложных точек доступа. Количество несущих увеличивается, расстояние между ними уменьшается, а трафик становится более активным за счет увеличения количества точек доступа.

Можно сделать вывод, что прирост эффективности эмулирования становится меньше после девяти точек доступа. Однако, при повышении числа точек доступа до двадцати пяти, средняя несущая частота сигнала сместилась на частоту 2,46 ГГц и ширина сигнала стала равна около 25 МГц.

Для определения диапазона эффективного количества поочередно включенных ТД на рис. 9 и 10 продемонстрированы спектры сигналов 5-и, 3-х, 2-х, и 1-й точек доступа на ширине спектра 75 МГц.

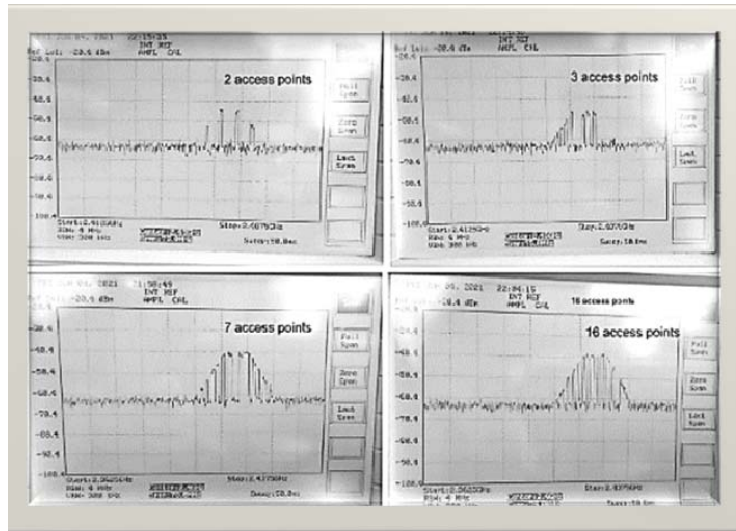


Рис. 8. Сигналы разного количества точек доступа

Fig. 8. Signals of a different number of access points

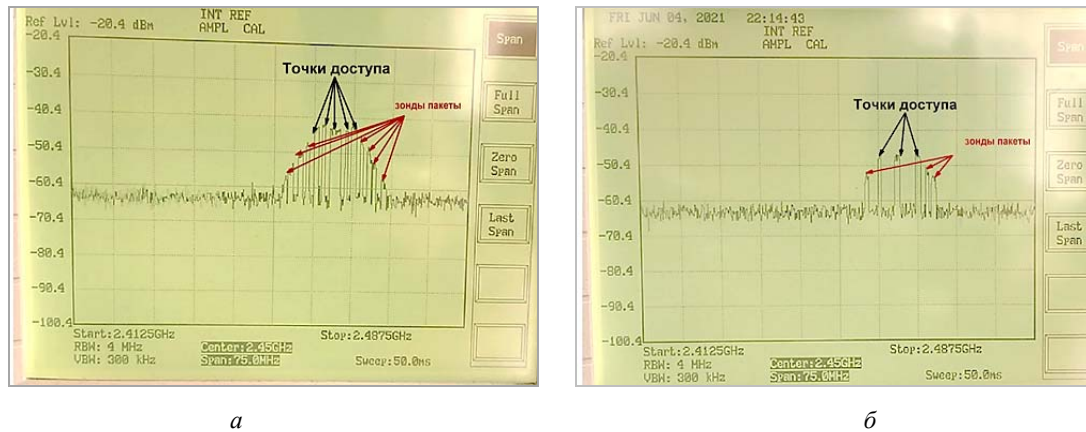


Рис. 9. Сравнение сигналов 5-и 3-х точек доступа. Ширина спектра 75 МГц:
а – 5 точек доступа; б – 3 точки доступа

Fig. 9. Comparison of signals of 5 and 3 APs. Spectrum width 75 MHz:
а – 5 access points; б – 3 access points

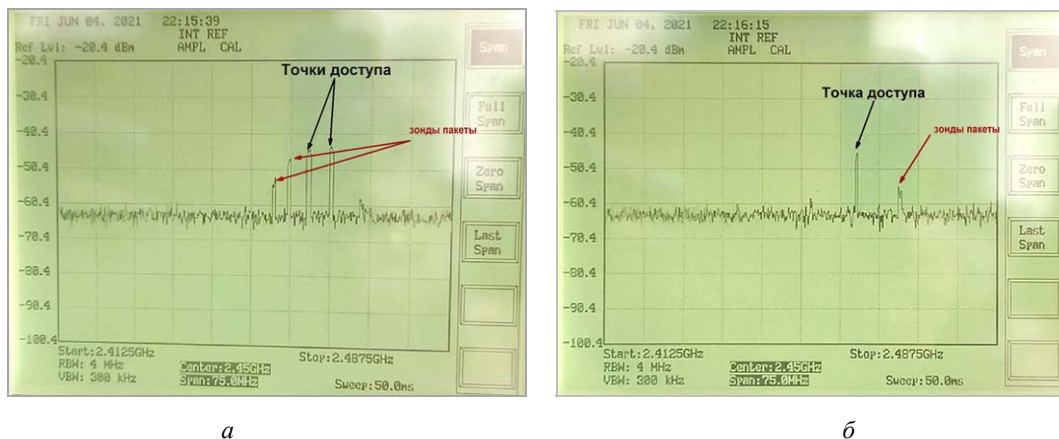


Рис. 10. Сравнение сигналов 2-х и 1-й точек доступа. Ширина спектра 75 МГц:
а – 2 точки доступа; б – 1 точка доступа

Fig. 10. Comparison of signals of the 2nd and 1st AP. Spectrum width 75 MHz: а – 2 APs; б – 1 AP

Проанализировав рис. 8–10, становится отчетливо видно, что с повышением количества точек доступа расстояние между несущими уменьшается, частота появления пиков увеличивается, ширина сигнала увеличивается до количества точек доступа равного 7. На рис. 11 показаны зависимости параметров: уровня сигнала, количества несущих и частоты появления несущих от количества точек доступа. Адаптер ZyXEL Wi-Fi может транслировать только 14 каналов шириной 20–22 МГц каждый. Программное обеспечение используется для установки номеров каналов 1, 6, 11, 16, 21, 26, 31, 36, 41, 46 и т. д. Следовательно, канал с номером больше 14 будет иметь номер, рассчитанный по формуле (1):

$$Nk = NPk \bmod 14, \quad (1)$$

где Nk – это актуальный номер канала; NPk – программируемый номер канала; $\bmod$ – это целочисленный остаток от деления.

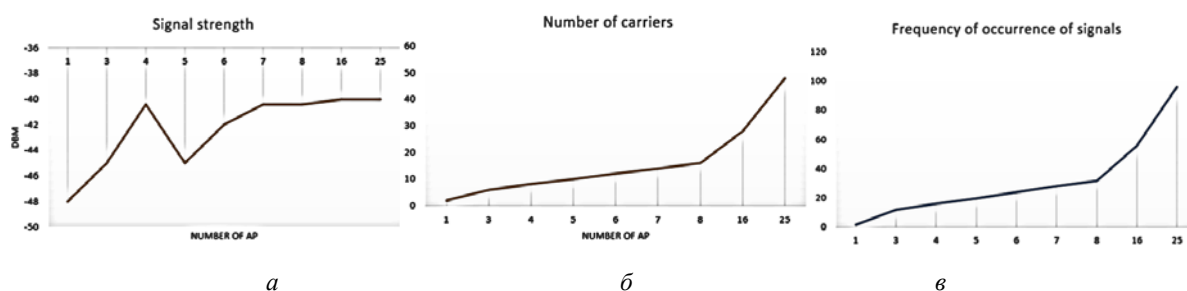


Рис. 11. Зависимость уровня сигнала от количества точек доступа (а), количества несущих от количества точек доступа (б), частоты появления несущих от количества точек доступа (в)

Fig. 11. Dependence of (a) signal level on the number of access points (b) the number of carriers on the number of access points (c) the frequency of occurrence of carriers on the number of access points

Из рис. 12 видно, что фактические каналы перекрывают друг друга, особенно зашумленными каналами являются 2, 7, 12.

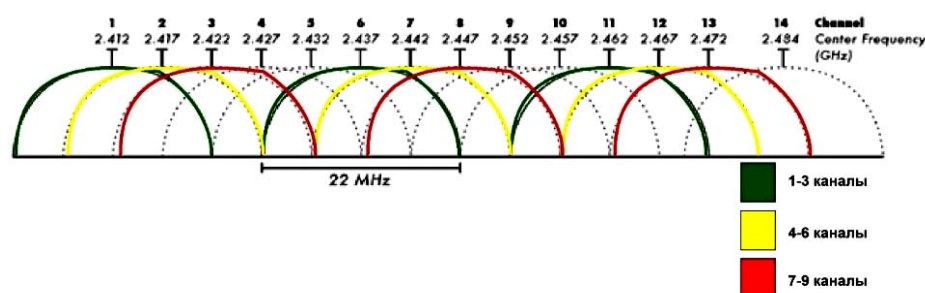


Рис. 12. Перекрывание каналов поддельных точек доступа

Fig. 12. Overlapping fake AP channels

Из этого следует, что создаваемые каналы перекрывают друг друга. Однако, поскольку адаптер не может транслировать одновременно по 14 каналам, трансляция происходит поочередно, но очередь состоит не из реальных каналов, а из каналов, которые были указаны программно, т. е. передача пакетов происходит сначала по 1, потом 6, потом 11, 2, 7 каналам и т. д. За счет такой организации очереди отправки пакетов интерференция волн намного меньше. На рис. 13 показано сравнение реального ТСР-соединения на частоте 2,4 ГГц и 5 фиктивных точек доступа. По форме параметры сигнала похожи друг на друга, что даст ошибочное представление об объекте разведки.

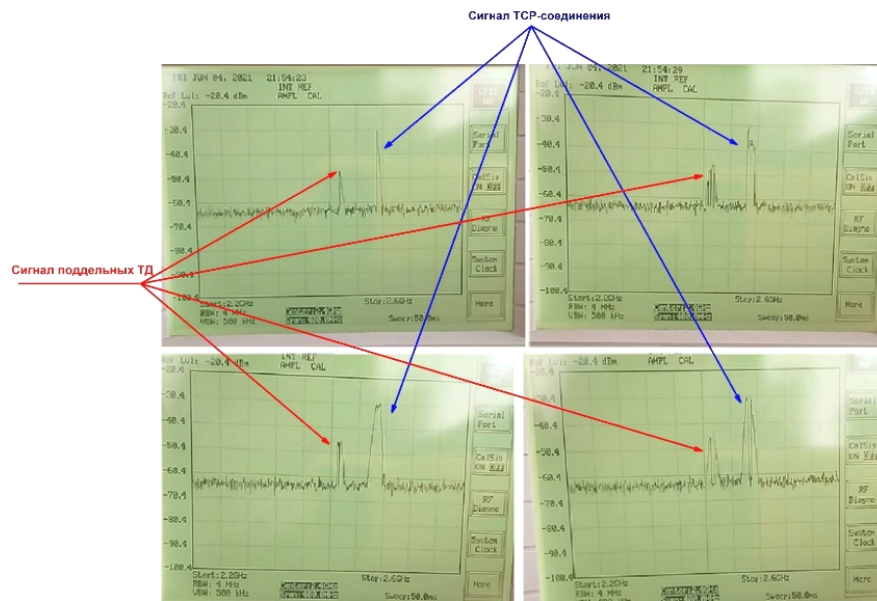


Рис. 13. Сравнение сигналов пяти точек доступа и TCP-соединения

Fig. 13. Comparison of the signals of five access points and a TCP connection

После активации модуля в течение нескольких секунд происходит создание 14 поддельных точек доступа Wi-Fi. Это можно пронаблюдать с помощью любого устройства с Wi-Fi (рис. 13).

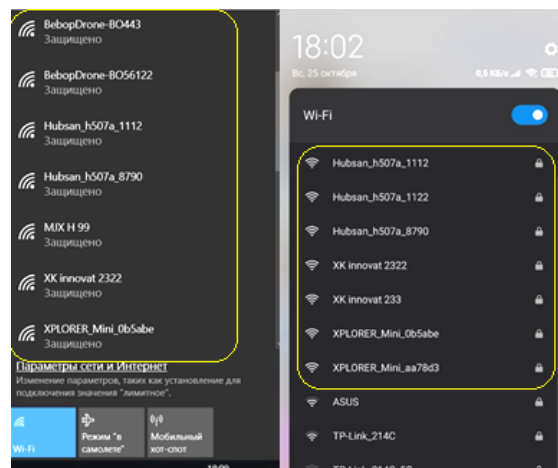


Рис. 14. Демонстрация работы модуля

Fig. 14. Demonstration of the module

Из рис. 14 видно, что Wi-Fi телефона (рис. 14, справа) и адаптер компьютера (рис. 14, слева) одинаково видят поддельные точки доступа, причем они находятся по списку раньше легитимных.

Заключение

В этом исследовании продемонстрирована работа модуля эмуляции радиочастоты для нескольких сигналов БПЛА путем создания поддельных точек доступа, которые передают трафик, состоящий только из пакетов маяков и зондов. Анализ спектров возрастающего количества точек доступа показал, что с увеличением количества точек доступа изменяется количество несущих частот, что показывает несколько работающих отдельных устройств Wi-Fi, частота

появления пиков увеличивается – увеличивается вероятность замешательства противника – имитация активного радиотрафика, при этом 9 одновременно работающих точек доступа никак не влияют на эффективность. Анализ спектра реальной работы устройства показал, что при одновременном включении 13 точек доступа сигнал становится более непрерывным и эффективным по сравнению с 9 точками доступа. Когда 13 точек доступа создаются и запускаются одновременно, каждая из них осуществляет широкополосную передачу с равным интервалом времени от соседней, то достигается эффект непрерывного радиотрафика. В рамках исследования были решены следующие задачи:

- проведен анализ характеристик информационных полей БПЛА;
- определены ключевые характеристики информационных полей;
- обосновано соответствие характеристик ложных информационных полей характеристикам реальных точек доступа БПЛА;
- реализован процесс создания легитимных информационных полей.

В заключение отметим, что эксперимент проведен с простейшим адаптером Wi-Fi и слабой антенной. В реальных условиях следует использовать гораздо более мощный излучатель для увеличения дальности и уровня сигнала, а противник будет использовать более чувствительную антенну.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Совета по грантам Президента Российской Федерации за счет средств стипендии Президента Российской Федерации молодым ученым и аспирантам (Конкурс СП-2022) № СП-858.2022.5 на тему «Технология обеспечения кибербезопасности автоматизированных систем от активных информационных атак на основе принципа рефлексии».

Acknowledgements. The work was financially supported by the Council for Grants of the President of the Russian Federation at the expense of the scholarship of the President of the Russian Federation for young scientists and graduate students (Competition SP-2022) No. SP-858.2022.5 on the topic “Technology for ensuring cybersecurity of automated systems from active information attacks based on the principle of reflection”.

References

1. Xu C., Liao X., Tan J., Ye H., Lu H. Recent Research Progress of Unmanned Aerial Vehicle Regulation Policies and Technologies in Urban Low Altitude. *IEEE Access*. 2020, Vol. 8. P. 74175–74194. Doi: 10.1109/ACCESS.2020.2987622.
2. Shi Y., Bai M., Li Y. Study on UAV Remote Sensing Technology in Irrigation District Informationization Construction and Application. *10th International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation (ICMTMA)*. Changsha, China, 2018, P. 252–255. Doi: 10.1109/ICMTMA.2018.00067.
3. Gao X., Jia H., Chen Z., Yuan G., Yang S. UAV security situation awareness method based on semantic analysis. *2020 IEEE International Conference on Power, Intelligent Computing and Systems (ICPICS)*. Shenyang, China, 2020, P. 272–276. Doi: 10.1109/ICPICS50287.2020.9201954.
4. Basan E., Medvedev M., Teterevyatnikov S. Analysis of the Impact of Denial-of-Service Attacks on the Group of Robots. *International Conference on Cyber-Enabled Distributed Computing and Knowledge Discovery (CyberC)*, China, 2018, P. 63–68. Doi: 10.1109/CyberC.2018.00023.
5. Bernardini A., Mangiatordi F., Pallotti E., Capodiferro L. Drone detection by acoustic signature identification. *IS TInt. Symp. Electron. Imaging Sci. Technol.* 2017, P. 60–64.
6. Kim J., Park C., Ahn J., Ko Y., Park J., Gallagher J. C. Real-time UAV sound detection and analysis system. *IEEE Sensor Application Symposium (SAS)*. United States, 2017, P. 1–5.
7. Nijim M., Mantrawadi N. Drone classification and identification system by phenome analysis using data mining techniques. *IEEE Symposium on Technologies for Homeland Security*. Waltham, MA, United States, 2016, P. 1–5.

8. Aker C., Kalkan S. Using deep networks for drone detection. *IEEE International Conference on Advanced Video and Signal Based Surveillance (AVSS)*. Lecce, Italy, 2017, P. 1–6. Doi: 10.1109/AVSS.2017.8078539.
9. Saqib M., Daud Khan S., Sharma N., Blumenstein M. A study on detecting drones using deep convolutional neural networks. *14th IEEE International Conference on Advanced Video and Signal Based Surveillance (AVSS)*. Lecce, Italy, 2017, P. 1–5. Doi: 10.1109/AVSS.2017.8078541.
10. Nguyen P., Ravindranathan M., Nguyen A., Han R., Vu T. Investigating cost-effective RF-based detection of drones. *2nd Workshop on Micro Aerial Vehicle Networks, Systems, and Applications for Civilian Use (DroNet '16)*. Association for Computing Machinery. New York, NY, USA, 2016, P. 17–22. Doi: <https://doi.org/10.1145/2935620.2935632>.
11. Ezuma M., Erden F., Anjinappa C. K., Ozdemir O., Guvenc I. Micro-UAV Detection and Classification from RF Fingerprints Using Machine Learning Techniques. *IEEE Aerospace Conference*. Big Sky, MT, USA, 2019, P. 1–13. Doi: 10.1109/AERO.2019.8741970.
12. Abeywickrama S., Jayasinghe L., Fu H., Nissanka S., Yuen C. RF-based Direction Finding of UAVs Using DNN. *IEEE International Conference on Communication Systems (ICCS)*. Chengdu, China, 2019, P. 157–161. Doi: 10.1109/ICCS.2018.8689177.
13. Fonseca R., Creixell W. Tracking and following a moving object with a quadcopter. *14th IEEE International Conference on Advanced Video and Signal Based Surveillance (AVSS)*. Lecce, Italy, 2017, P. 1–6. Doi: 10.1109/AVSS.2017.8078463.
14. Kim B. K., Kang H. S., Park S. O. Drone classification using convolutional neural networks with merged doppler images. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*. 2017, Vol. 14, No. 1, P. 38–42.
15. Davaslioglu K., Sagduyu Y. E. Generative adversarial learning for spectrum sensing. *IEEE International Conference on Communications (ICC)*. Kansas City, MO, USA, 2018, P. 1–6. Doi: 10.1109/ICC.2018.8422223.
16. He H., Wen C.-K., Jin S., Li G. Y. A model-driven deep learning network for MIMO detection. *IEEE Transactions on Signal Processing*. 2018, Vol. 68, P. 1702–1715.
17. Ye H., Li G. Y., Juang B.-H. Power of deep learning for channel estimation and signal detection in OFDM systems. *IEEE Wireless Communications Letters*. 2018, Vol. 7, No. 1, P. 114–117. Doi: 10.1109/LWC.2017.2757490.
18. O'Shea T. J., Hoydis J. An introduction to deep learning for the physical layer // *IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking (TCCN)*. 2017. Vol. 3, No. 4. P. 563–575. Doi: 10.1109/TCCN.2017.2758370.
19. Shi Y., Sagduyu Y. E., Erpek T., Davaslioglu K., Lu Z., Li J. Adversarial deep learning for cognitive radio security: jamming attack and defense strategies. *IEEE ICC 2018 Workshop – Promises and Challenges of Machine Learning in Comm. Networks*. 2018, P. 1–6. Doi: 10.1109/ICCW.2018.8403655.
20. Shi Y., Erpek T., Sagduyu Y. E., Li J. Spectrum data poisoning with adversarial deep learning. *IEEE Military Communications Conference*. Los Angeles, CA, USA, 2018, P. 407–412. Doi: 10.1109/MILCOM.2018.8599832.
21. Sagduyu Y. E., Shi Y., Erpek T. IoT network security from the perspective of adversarial deep learning. *IEEE International Conference on Sensing, Communication and Networking (SECON) Workshop on Machine Learning for Communication and Networking in IoT*. Boston, MA, USA, 2019, P. 1–9. Doi: 10.1109/SAHCN.2019.8824956.
22. Erpek T., Sagduyu Y. E., Shi Y. Deep learning for launching and mitigating wireless jamming attacks. *IEEE Transactions on Cognitive Communications and Networking*. 2019, Vol. 5, No. 1, P. 2–14. Doi: 10.1109/TCCN.2018.2884910.
23. Shi Y., Davaslioglu K., Sagduyu Y. E. Generative adversarial network for wireless signal spoofing. *ACM Conference on Security and Privacy in Wireless and Mobile Networks (WiSec)*

Workshop on Wireless Security and Machine Learning (WiseML). Miami FL USA, 2019, P. 55–60. Doi: <https://doi.org/10.1145/3324921.3329695>.

24. Abu Zainab N. et al. QoS and jamming-aware wireless networking using deep reinforcement learning. *IEEE Military Communications Conference (MILCOM)*. Norfolk, VA, USA, 2019, P. 610–615. Doi: 10.1109/MILCOM47813.2019.9020985.

25. Restuccia F. et al. DeepRadioID: Real-time channel-resilient optimization of deep learning-based radio fingerprinting algorithms. *ACM Intl. Symposium on Mobile Ad Hoc Networking and Computing (MobiHoc)*. New York, NY, United States, 2019, P. 51–60. Doi: <https://doi.org/10.1145/3323679.3326503>.

26. Soltani S. Distributed cognitive radio network architecture, SDR implementation and emulation testbed. *IEEE Military Communications Conference (MILCOM)*. Tampa, FL, USA, 2015, P. 438–443. Doi: 10.1109/MILCOM.2015.7357482.

27. Sagduyu Y. E., Berry R., Ephremides A. Jamming games in wireless networks with incomplete information. *IEEE Communications Magazine*. 2011, Vol. 49, No. 8, P. 112–118. Doi: 10.1109/MCOM.2011.5978424.

28. O'Shea T., Corgan J., Clancy C. Convolutional radio modulation recognition networks // *Communications in Computer and Information Science*. 2016, Vol. 629. Springer, Cham. Doi: https://doi.org/10.1007/978-3-319-44188-7_16.

29. O'Shea T. J., Roy T., Clancy T. C. Over-the-air deep learning-based radio signal classification. *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*. 2018, Vol. 12, No. 1, P. 168–179. Doi: 10.1109/JSTSP.2018.2797022.

30. Ali A., Fan Y. Unsupervised feature learning and automatic modulation classification using deep learning model. *Physical Communication*. 2017, Vol. 25, P. 75–84.

31. Shi Y. et al. Deep learning for signal classification in unknown and dynamic spectrum environments. *IEEE International Symposium on Dynamic Spectrum Access Networks (DySPAN)*. Newark, NJ, USA, 2019, P. 1–10. Doi: 10.1109/DySPAN.2019.8935684.

32. Kiranyaz S., Zabihi M., Rad A. B., Tahir A., Ince T., Hamila R. Real-time PCG Anomaly Detection by Adaptive 1D Convolutional Neural Networks. *Signal Processing*. 2016, P. 1–12. Doi: <https://doi.org/10.48550/arXiv.1902.07238>.

33. Zheng Y., Liu Q., Chen E., Ge Y., Zhao J. L. Exploiting multi-channels deep convolutional neural networks for multivariate time series classification. *Front. Comput. Sci*. 2016, Vol. 10, No. 1, P. 96–112.

34. Mikhalevich I. F., Trapeznikov V. A. Critical Infrastructure Security: Alignment of Views. In *Systems of Signals Generating and Processing in the Field of on Board Communications*. Moscow Technical University of Communications and Informatics, Russia, 2019, P. 1–5. Doi: 10.1109/SOSG.2019.8706821.

35. Ilioudis C. V., Clemente C., Soraghan J. Understanding the potential of Self-Protection Jamming on board of miniature UAVs. In *International Radar Conference (RADAR)*. Toulon, France, 2019, P. 1–6. Doi: 10.1109/RADAR41533.2019.171405.

36. Li X., Ju R., Wang H., Sun Y. The Design and Research of Data Transmission on Remote Radio Control in Different Noise Channel. *13th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*. Changsha, China, 2018, P. 1306–1311. Doi: 10.1109/WCICA.2018.8630340.

37. Proshkin N., Basan E., Lapina M. Radio Frequency Method for Emulating Multiple UAVs. *17th International Conference on Intelligent Environments (IE)*. Dubai, United Arab Republic, 2021, P. 1–4. Doi: 10.1109/IE51775.2021.9486599.

38. Basan E., Basan A., Nekrasov A., Fidge C., Sushkin N., Peskova O. GPS-Spoofing Attack Detection Technology for UAVs Based on Kullback–Leibler Divergence. *Drones*. 2022, No. 6(1), P. 8. Doi: <https://doi.org/10.3390/drones6010008>.

39. Astaburuaga I., Lombardi A., La Torre B., Hughes C., Sengupta S. Vulnerability Analysis of AR. Drone 2.0, an Embedded Linux System. *IEEE 9th Annual Computing and Communication*

Workshop and Conference (CCWC). United States, 2019, P. 0666–0672. Doi: 10.1109/CCWC.2019.8666464.

40. Caballé M. C., Augé A. C., Lopez-Aguilera E., Garcia-Villegas E., Demirkol I., Aspás J. P. An Alternative to IEEE 802.11ba: Wake-Up Radio with Legacy IEEE 802.11 Transmitters. *IEEE Access*. 2019, Vol. 7, P. 48068–48086. Doi: 10.1109/ACCESS.2019.2909847.

41. Madruga S., Tavares A., Brito A., Nascimento T. A Project of an Embedded Control System for Autonomous Quadrotor UAVs. *Latin American Robotic Symposium, Brazilian Symposium on Robotics (SBR) and 2018 Workshop on Robotics in Education (WRE)*. João Pessoa, Brazil, 2018, P. 483–489. Doi: 10.1109/LARS/SBR/WRE.2018.00091.

42. Carranza A., Mayorga D., DeCusatis C. Comparison of Wireless Network Penetration Testing Tools on Desktops and Raspberry Pi Platforms. *16th LACCEI International Multi-Conference for Engineering, Education and Technology*. Boca Raton, Florida, USA, 2018, P. 1–5.

43. Abril-García J. H. et al. Application to monitoring a USB control with Python in Windows, Mac OS and Raspbian OS. *ECORFAN Journal Democratic Republic of Congo*. 2019, Vol. 5 (8), P. 1–6.

44. Korneev S. Digital spectrum analyzer GSP-7830 manufactured by GW Instek. *Components and technologies*. 2008, Vol. 1 (78), P. 158–162.

© Басан Е. С., Прошкин Н. А., Силин О. И., 2022

Басан Елена Сергеевна – кандидат технических наук, доцент; Южный федеральный университет. E-mail: ebasan@sfedu.ru.

Прошкин Никита Андреевич – студент; Южный федеральный университет. E-mail: nproshkin@sfedu.ru .

Силин Олег Игоревич – аспирант; Южный федеральный университет. E-mail: silin@sfedu.ru.

Basan Elena Sergeevna – Cand. Sc., Associate Professor; Southern Federal University. E-mail: ebasan@sfedu.ru.

Proshkin Nikita Andreevich – student; Southern Federal University. E-mail: nproshkin@sfedu.ru.

Silin Oleg Igorevich – post-graduate student; Southern Federal University. E-mail: silin@sfedu.ru.

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687

Для цитирования: Василевский Д. О. Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счёт увеличения теплоотдачи в камере сгорания // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 671–687. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687.

For citation: Vasilevsky D. O. [Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 671–687. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-671-687.

Повышение удельного импульса кислород-водородного жидкостного ракетного двигателя за счёт увеличения теплоотдачи в камере сгорания

Д. О. Василевский^{1, 2}

¹Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки

Российская Федерация, 129301, г. Москва, ул. Касаткина, 13

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие по безгазогенераторной схеме, применяются для верхних ступеней ракет-носителей и разгонных блоков. В двигателях такой схемы используется только криогенное топливо, обеспечивающее высокий удельный импульс тяги двигателя. Также отличительной особенностью является отсутствие газогенератора, продукты сгорания которого питают турбину основного турбонасосного агрегата. В безгазогенераторной же схеме ЖРД привод турбины осуществляется газообратным водородом, нагретым в тракте охлаждения. Поэтому высокие параметры ЖРД, такие как давление в камере сгорания, тяга двигателя и удельный импульс тяги зависят от эффективного теплоотвода с огневой стенки камеры сгорания и интенсификации теплообмена в тракте охлаждения.

Существуют ряд решений, позволяющих увеличить количество тепла, передаваемого хладагенту в межрубашечном пространстве. Поэтому поиск оптимальной схемы охлаждения и перспективных конструкторских решений по интенсификации теплообмена в тракте охлаждения двигателя позволит определить высокие параметры ЖРД.

В данной статье рассматривается влияние на тепловое состояние камеры сгорания применение газовых ребер, установленных на огневую стенку двигателя. Газовые рёбра относятся к развитым поверхностям теплообмена и увеличивают площадь боковой поверхности камеры сгорания. При помощи разработанной математической модели охлаждения камеры безгазогенераторного ЖРД выявлены экстремумы по интенсификации теплообмена в тракте охлаждения. Также получены зависимости удельного импульса тяги двигателя от давления в камере сгорания и геометрических размеров двигателя.

Ключевые слова: ЖРД безгазогенераторной схемы, теплозащита корпуса двигателя, математическая модель ЖРД, пневмогидравлическая схема (ПГС), тепломассообмен продуктов сгорания (ПС).

Increasing the specific impulse of an oxygen-hydrogen liquid rocket engine by increasing heat transfer in the combustion chamber

D. O. Vasilevsky^{1, 2}

¹A. Lyulka Experimental Design Bureau

13, Kasatkina St., Moscow, 129301, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National research university)

4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

Liquid-propellant rocket engines (LPRE), operating according to a gas-free generator scheme, are used for the upper stages of launch vehicles and upper stages. In engines of this scheme, only cryogenic fuel is used, which provides a high engine STI. Also a distinctive feature is the absence of a gas generator, the combustion generators of which feed the turbine of the main turbopump unit. In the gas-free LPRE scheme, the turbine is driven by gas-return hydrogen heated in the cooling path. Therefore, the high parameters of the LRE, such as the pressure in the CC, the thrust of the engine and the specific thrust pulse depend on the effective heat removal from the firing wall of the combustion chamber and the intensification of heat exchange in the cooling path.

There are a number of solutions that allow to increase the amount of heat transferred to the refrigerant in the inter-shirt space. Therefore, the search for an optimal cooling scheme and promising design solutions for the intensification of heat transfer in the engine cooling path will allow us to determine the high parameters of the LPRE.

This article discusses the effect on the thermal state of the combustion chamber of the gas fins installed on the firing wall of the engine. Gas fins belong to the developed heat exchange surfaces and increase the area of the side surface of the combustion chamber. With the help of the developed mathematical model of the cooling chamber of a gas-free LRE, extremes in the intensification of heat exchange in the cooling path have been identified. The dependences of the specific thrust impulse of the engine on the pressure in the combustion chamber and the geometric dimensions of the engine are also obtained.

Keywords: LPRE of the expanded cycle circuit, thermal protection of the engine body, mathematical model of LPRE, PHS, heat and mass transfer of combustion products.

Введение

В настоящее время одной из главных задач является дальнейшее освоение космического пространства, полеты и освоение Луны, реализация идеи использования энергии Солнца. Для этого требуется разработка новых космических ракетных систем и космических аппаратов с использованием высокоэффективных и надежных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), к которым предъявляются следующие требования:

- высокий удельный импульс тяги;
- большая степень расширения сопла;
- высокое давление в камере сгорания;
- большой ресурс;
- минимальная стоимость;
- малые давления наддува баков;
- минимальные габаритные размеры.

Выполнить эти требования возможно с помощью двигателей, при создании которых использовались новые схемные и конструктивные решения, позволяющие существенно улучшить характеристики и надежность работы. Необходимость обеспечения заданного ресурса и возможности многократного использования двигателей ставит перед их разработчиками сложные вопросы по выбору и конструктивному оформлению пневмогидросистем двигателей и космического блока в целом. Осуществления данных мероприятий позволяет говорить о начале качественно нового этапа в развитии ЖРД космического назначения.

Использование существующих одноразовых ракет-носителей и многоразовых транспортных космических кораблей (МТКК) [1] удовлетворяет только части требований, предъявляемых ко всей системе средств доставки полезной нагрузки. Необходима, по крайней мере, еще одна космическая система (межорбитальный буксир (МБ) или разгонный блок (РБ)), способная доставить полезную нагрузку с низкой околоземной орбиты к месту назначения.

В частности, МБ и РБ предназначены для решения двух основных задач:

- доставки на высокую околоземную орбиту и быстрого возвращения пилотируемых и непилотируемых спутников и космических аппаратов;
- относительно медленного перевода на геосинхронную (геостационарную) орбиту крупногабаритных космических конструкций, собирающихся или разворачивающихся на низкой околоземной орбите.

В связи с высокими материальными затратами на выведение космических аппаратов актуальной проблемой является рассмотрение вопроса реализуемости многоразового использования (МИ) [2] МБ.

Для осуществления данной возможности МИ наиболее оптимальным вариантом является использование ЖРДУ безгенераторной схемы.

Данный тип схемы, по сравнению со схемой с ДЖГГ, имеет следующие преимущества:

- простота конструкции;
- высокие энергетические характеристики;
- большой ресурс работы;
- высокая надёжность ввиду использования одного огневого агрегата в составе двигателя;
- сокращение времени экспериментальной отработки, доводки и производства;
- высокая экономичность за счёт отсутствия потерь удельного импульса тяги (УИТ) на внутреннее охлаждение огневой стенки камеры.

На данный момент существующие в России и других странах разработки безгазогенераторных ЖРД показывают, что использование безгазогенераторных схем является весьма перспективным для их использования в качестве ракетных двигателей для МБ [3].

Отличительной особенностью безгазогенераторных ЖРД является то, что они работают исключительно на криогенных компонентах топлива (КТ) (кислород, водород, метан) и имеют высокий удельный импульс. Важной особенностью криогенных компонентов топлив является их экологичность и высокие энергетические и термодинамические параметры.

В безгазогенераторных двигателях, за счёт высоких охлаждающих способностей применяемых охладителей, возможно интенсивное охлаждение камеры ЖРД при умеренном тепловом состоянии (ТС) конструкции. За счёт высокой удельной газовой постоянной криогенного КТ и высокого подогрева охладителя в тракте охлаждения камеры сгорания (КС), т. е. работоспособности газа (комплекса zRT), идущего затем на привод турбины, возможно значительно повысить адиабатную работу турбины турбонасосного агрегата (ТНА).

В зависимости от предполагаемой траектории полёта и основных технических требований, предъявляемых к МБ, применение безгазогенераторной схемы ЖРД в составе МБ позволяет осуществить выведение полезных грузов с орбит благодаря возможности работы двигателя в широком диапазоне давлений и тяг.

Форсирование параметров базового двигателя прототипа или увеличение экономичности двигателя, т. е. увеличение УИТ и тяги, рост давления в КС в безгазогенераторной схеме ЖРД возможен за счёт максимальной величины разогрева хладагента в тракте охлаждения [3]. В отличие от схемы с дожиганием окислительного генераторного газа и восстановительного генераторного газа, где рост давления в камере реализуется за счёт увеличения давления в газогенераторе (ГГ), что усложняет конструкцию ГГ и предъявляет требования по осуществлению надёжного и достаточного охлаждения ГГ при малых расходах охлаждающего компонента, в случае дросселирования двигателя относительно проектного режима снижение давления может неблагоприятно сказаться на ТС корпуса ГГ, особенно при относительно небольших расходах.

Преимуществом восстановительного генераторного газа (ВГГ) и окислительного генераторного газа (ОГГ) на кислород-водородных КТ является химическая кинетика самого топлива, позволяющая приводить турбины при достаточно небольших (ВГГ) или больших коэффициентах избытка окислителя (КИО) (ОГГ). В данном случае, так как химическое соединение при брутто реакции горения выделяется только одномольный кислород O и водород H , водяные пары H_2O и прочие кислородосодержащие соединения, при относительно небольшом времени пребывания в ГГ, с учётом неравновесных процессов в ГГ, дают приближенные термодинамические параметры и высокую работоспособность, а также достаточную сходимость экспериментальных данных с термодинамическими расчётами.

Для осуществления мероприятий по увеличению давления в КС существуют следующие механизмы и факторы влияния на подогрев в тракте охлаждения (ТО):

- схема охлаждения корпуса КС (выбор вводных и выводных коллекторов, наличие перепускных каналов, прямоточная и противоточная схема);
- корректировки конструкции ТО корпуса КС;
- тип и конструкция каналов и рёбер ТО (оребрение, гофры, трубки, щелевые, спиральные (винтовые), компланарные);
- выбор материалов с высокой степенью жаропрочности и жаростойкости;
- увеличение внутренней и внешней поверхности теплообмена;
- использование турбулизаторов потока в каналах ТО;
- применение искусственной шероховатости;
- интенсификации теплоносителя за счёт профилирования геометрии каналов (выступ-канавка, спирали, елочные и гофрированные вставки, конфузorno-диффузорные каналы и т. д.);
- применение траспирационного пористого охлаждения (охлаждение теплоносителя вдоль пористой структуры с межканальной транспирацией, полной транспирацией в канале или полностью пористой стенке с трактом охлаждения).

В качестве хладагента наиболее рационально использовать водород, который способен обеспечить максимальный теплосъём от огневой стенки корпуса КС и сопла. Водород применяется так же, как высокоэффективный хладагент в ядерных ракетных двигателях [4; 5] и ядерных реакторах [6], характеризующихся высокими тепловыделениями и интенсивно высокими тепловыми потоками.

Водород активно применяется в качестве рабочего тела и хладагента в химической, нефтяной, нефте-химической, криогенной, атомной, авиационной, судовой, медицинской и других отраслях промышленности [7–11].

Именно эффективная работоспособность подогретого водорода в ТО в значительной степени повышает мощность турбины, что позволяет достичь высоких уровней давлений в КС и улучшить прирост удельного импульса двигателя.

Общие сведения и назначение безгазогенераторного ЖРД

В настоящее время в развитии космических транспортных средств и аппаратов сложилась ситуация, при которой возможности по совершенствованию закрытых схем ЖРД с дожиганием и без дожигания генераторного газа (открытые схемы) практически полностью исчерпаны или ограничены незначительным улучшением энергомассовых характеристик, достигаемых, зачастую, в ущерб надежности, безопасности, экологичности или стоимости. Исключение составляет безгенераторные схемы ЖРД, в которых возможны мероприятия по увеличению УИТ.

Безгазогенераторные схемы двигателей используются в качестве маршевых двигателей разгонных блоков [12] и 3-х ступеней ракет. Двигатели такого типа работают исключительно на криогенных компонентах топлива и имеют высокий удельный импульс тяги. В зависимости от применяемых КТ УИТ варьируется от 3500 до 3700 м/с для топливной пары H_2 - CH_4 и от 4400 до 4700 м/с для КТ H_2 – O_2 [13; 14].

Сравнивая применение в качестве горючего водорода и метана по энергетическим параметрам, можно прийти к выводу, что при сравнении двух топливных пар кислород+метан

и кислород+водород, применение метана в качестве КТ обусловлено рядом проблем, одной из которых является существенное снижение энергетических параметров двигателя. Так как газовая постоянная в основном у него меньше, в ТО метан поступает с достаточно большой температурой. Метан является углеродсодержащим КТ, следовательно, как и керосин любых марок и сортов, осаждает сажу на любых поверхностях, к которым подводится теплоприток.

Сравнивая УИТ кислород-водород и кислород-метан (СПГ), кислород-водород имеет большие параметры по УИТ.

В открытых источниках для ЖРД не найдено массового применения двигателей, работающих на КТ кислород-метан, исключение составляют двигатели РД0110МД, РД0146М, РД0162, SpaceX Raptor [15]. В основном данный КТ применяется либо в модельных двигателях для изучения рабочего процесса, либо в ЖРДМТ [16].

При анализе источников по безгенераторным двигателям в открытой печати был сделан вывод, что данные схемы работают при относительно низком давлении в КС по сравнению с двигателями с ДЖГГ.

Отличительной особенностью безгазогенераторных схем двигателей является использование подогретого охладителя после тракта охлаждения, осуществляющего привод турбин основных насосов окислителя (О) и горючего (Г). В настоящее время существуют следующие варианты работы безгазогенераторных схем ЖРД:

- открытая (сброс парагаза в закритическую часть сопла);
- закрытая (сброс парагаза в КС);
- комбинированного охлаждения.

Такой тип схемы так же в зарубежных источниках называется ЖРД с циклом фазового перехода. Данное название схема приобрела за счёт физического принципа резкого фазового перехода с жидкого состояния, поступающего из баков, в газообразное или сверхкритическое (в зависимости от давления подачи). Переход возможен как при подогреве в НГ или при относительно небольшом подогреве в ТО.

Безгенераторная схема ЖРД представляет собой закрытую схему ЖРД с насосной подачей КТ и подогревом от ТО хладагента, идущего затем на привод турбины. В частности, получается, что в безгенераторном двигателе ТО предназначен для решения следующих задач:

- передача отведенного тепла от ПС для привода турбины ТНА (т. е. служит в роли регенеративного теплообменного аппарата);
- СО корпуса камеры двигателя и сопла;
- осуществление прочности соединения с наружной стенки корпуса камеры с учётом малоциклового усталости материала.

В отличие от схем двигателей на высококипящих КТ, в основном использующих радикальные меры по уменьшению тепловых потоков, эти меры связаны с потерей УИТ и организацией внутренних течений. Основным существенный недостаток высококипящих КТ по теплофизическим параметрам является небольшой температурный градиент, в результате которого жидкость приближается к температуре кипения или разложения (в зависимости от текущего давления в ТО), следовательно, применимость в безгазогенераторных ЖРД для привода в качестве хладагента ограничена теплофизическими параметрами самого хладагента ввиду изменения агрегатного состояния и образования нескольких режимов кипения (пузырьковый, развитый и т. д.), приводящих к такому явлению, как кризис теплообмена [17].

В двигателях безгенераторной схемы ввиду высокой напорности насосов О и Г предусматриваются бустерные насосные агрегаты, так как при малых давлениях подачи компонентов и высоких частотах вращения ротора турбонасосного агрегата горючего (до 130000 об/мин), возможно возникновения кавитации. Для реализации бескавитационной работы насоса горючего перед основными насосами подачи КТ ставятся бустерный турбонасосный агрегат горючего (БТНАГ) или бустерный турбонасосный агрегат окислителя (БТНАО).

Турбины в безгазогенераторной схеме ЖРД, как правило, применяются активные предкамерные с одной или двумя ступенями. Данный тип турбин может осуществлять необходимый перепад давления в КС.

Расход в баках в безгенераторных криогенных ЖРД распределяется на так называемое использованное и неиспользованное топливо.

Используемое топливо предназначено для основного маршевого режима работы и переходных режимов, т. е. для осуществления запуска и останова двигателя. К нему, как правило, в целях безопасности добавляется гарантированный запас топлива, составляющий 2–2,5 % от расхода, заложенного на используемое топливо.

Неиспользованное топливо не играет роль в рабочем процессе при запуске и предназначено для дополнительных операций, таких как:

- осуществление захлаживания двигателя и его расходных магистралей перед запуском двигателя;
- невыробатываемые остатки топлива в баках КТ;
- топливо для работы вспомогательных систем РБ и МБ, к примеру, для наддува баков.

Наддув баков осуществляется рабочим телом с малым молекулярным весом, либо гелием, который держится в виде отдельного баллона, либо водородом.

Регулирование тяги в безгазогенераторных ЖРД осуществляется с использованием регулятора горючего КТ. В частности, это реализуется за счёт перепуска подогретого криогенного компонента, выступающего в роли хладагента после ТО между турбонасосным агрегатом окислителя (ТНАО) и турбонасосным агрегатом горючего (ТНАГ). За счёт данных мероприятий осуществляется регулирование мощности турбин О и Г и напоров бустерных и основных насосов.

Поддержание и изменение коэффициента соотношения КТ в КС двигателя реализуется с помощью использования дросселя, установленного на линии О.

Так как водород [18] имеет малую плотность при входе в камеру двигателя, необходимо отразить основные устройства распыливания, применяющиеся в двигателях на криогенных КТ.

Форсунки в кислородно-водородных двигателях применяются в основном коаксальные газожидкостные сооснотруйные.

В основном они имеют схожую конструкцию. Сооснотруйная форсунка представляет из себя цилиндрический трубчатый наконечник с входным центральным осевым каналом для жидкого компонента (кислорода) и кольцевым каналом для газового или сверхкритического КТ. В кольцевой канал горючее подводится через отверстия, равномерно расположенные по окружности.

Пневмогидравлическая схема безгазогенераторного кислородно-водородного ЖРД

В качестве объекта исследования был взят прототип отечественного двигателя РД 0146, работающий на кислород-водородном топливе. На рис. 1 приведена пневмогидравлическая схема (ПГС) рассматриваемого ЖРД.

Кислород после баков подаётся в бустерный насос окислителя, затем направляется в основной насос окислителя, после которого часть расхода окислителя идёт на привод бустерной турбины окислителя, а оставшая часть расхода – в смесительную головку (СГ).

Горючий компонент после баков направляется в бустерный насос горючего, а затем на – двухступенчатый насос горючего, после насоса горючее подаётся в ТО, где нагревается, небольшая часть расхода отбирается на регулятор тяги, т. е. на регулирование тяги двигателя, а оставшая часть идёт на привод основной двухступенчатой турбины окислителя и горючего. После турбин небольшая часть расхода идёт на привод бустерной турбины горючего, а основная часть идёт в СГ.

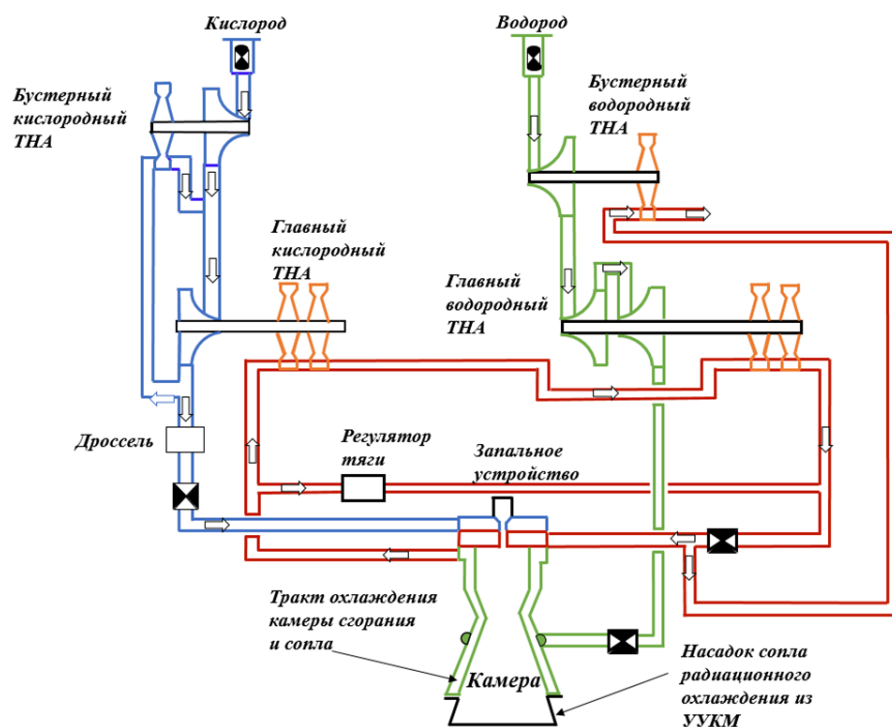


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя РД-0146 безгазогенераторной схемы

Fig. 1. Pneumohydraulic engine diagram RD-0146 of a expanded cycle circuit

Расчётное исследование повышение удельного импульса тяги при различном уровне давления в камере сгорания ЖРД

Для данного исследования была написана математическая модель ЖРД, позволяющая оценить геометрические и энергетические параметры двигателя для ряда варьируемых исходных данных. Исследование проводилось при разном давлении в КС, от номинального давления 8 до 15,5 МПа с шагом по давлению 0,5 МПа.

Термодинамические параметры в математической модели в широком диапазоне давлений и коэффициентов избытка окислителя рассчитаны с помощью программы термодинамического расчёта продуктов сгорания и индивидуальных рабочих тел Astra-M. Все полученные результаты сведены в базу данных математической модели и используются для расчёта геометрических и энергетических параметров двигателя, а также проточной части газодинамического тракта двигателя.

Расчёт энергетических и геометрических параметров двигателя проведён согласно методике [19].

В зависимости от необходимой задачи, возможно увеличить УИТ с помощью следующих мероприятий:

1. Изменение выходного давления в сопле ЖРД (увеличение степени расширения).
2. Корректировка КИО в камере ЖРД.
3. Увеличение давления в КС.

Первый способ увеличивает габаритные размеры и массу самого двигателя. К тому же сопла при высоких степенях расширения сложны в отработке при наземных испытаниях двигателя (необходим более производительный эжектор при малых давлениях на срезе сопла).

Второй способ реализуется при уменьшении КИО, что увеличивает массовый расход горючего и, следовательно, увеличивает массу баков в системе подачи двигателя. Также при этом снижается температура газа в камере, а значит, и уменьшается подогрев горючего и мощность турбин. При увеличении КИО УИТ снижается.

Третий способ наиболее предпочтительный, потому что, при увеличении подогрева горючего и неизменной тяге, имеется возможность поднять мощность турбины и давление подачи компонентов в КС, при этом снижаются габаритные размеры, массовый расход и масса самого ЖРД.

Ниже приведены расчётно-теоретические зависимости параметров и геометрии двигателя от изменения давления в КС.

На рис. 2 изображена зависимость суммарного массового расхода в двигатель и УИТ от давления в КС. Как видно из рис. 2, УИТ возрастает с ростом давления в КС с 463 до 474,5 с, а суммарный массовый расход топлива падает с 21,6 до 21,08 кг/с.

В математической модели учтено изменение температуры ПС от КИО и давления в камере сгорания. На рис. 3. представлена зависимость температуры ПС от давления в КС. Температура увеличивается с 3516 (для давления в КС 8 МПа) до 3587 К (для давления в КС 15,5 МПа).

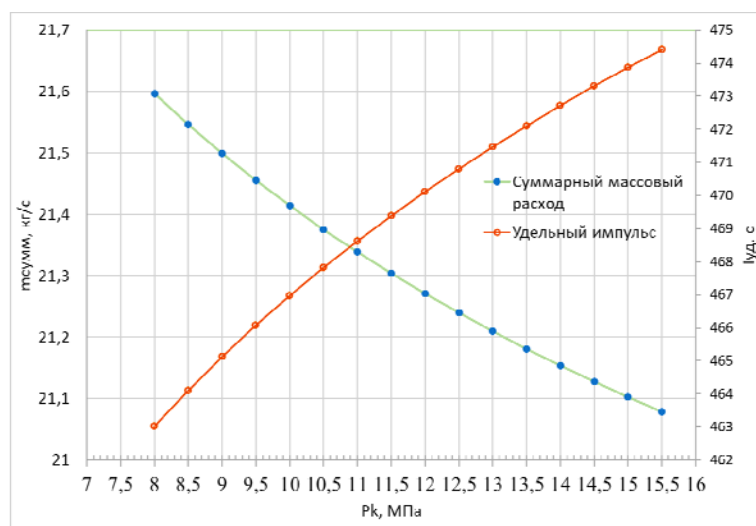


Рис. 2. Зависимость суммарного массового расхода в двигатель и УИТ от давления в КС

Fig. 2. Dependence of the total mass flow rate into the engine and UIT on the pressure in the CC

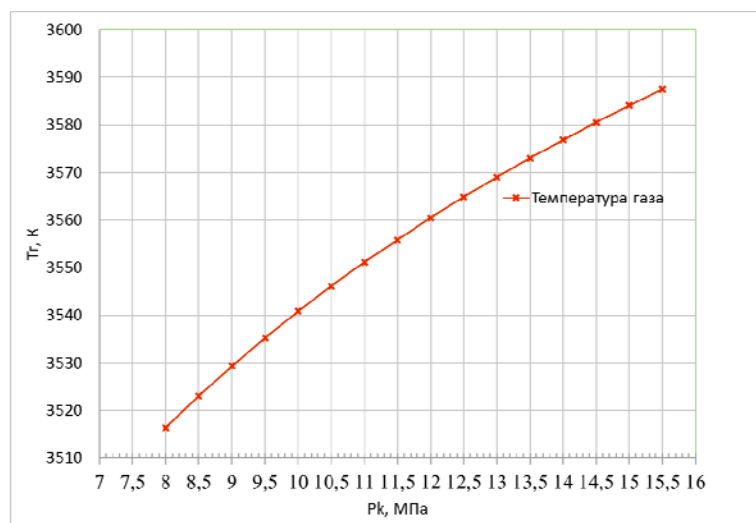


Рис. 3. Зависимость температуры продуктов сгорания от давления в КС

Fig. 3. Dependence of the temperature of combustion products on the pressure in CC

На рис. 4. представлена зависимость скорости истечения на срезе сопла от давления в КС. Согласно проведённым расчётам, скорость истечения на срезе сопла увеличивается от 4262 до 4383 м/с.

Далее будут рассмотрены геометрические параметры двигателя в зависимости от изменения давления в КС.

На рис. 5–8 представлены изменения диаметра камеры, критики и среза сопла, а также длины газодинамического профиля (ГДП) двигателя в зависимости от давления в КС.

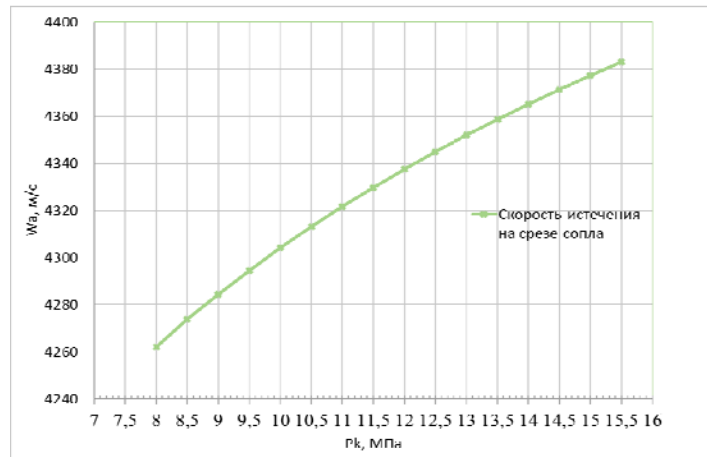


Рис. 4. Зависимость скорости истечения на срезе сопла от давления в КС

Fig. 4. Dependence of the flow rate at the nozzle section on the pressure in CC

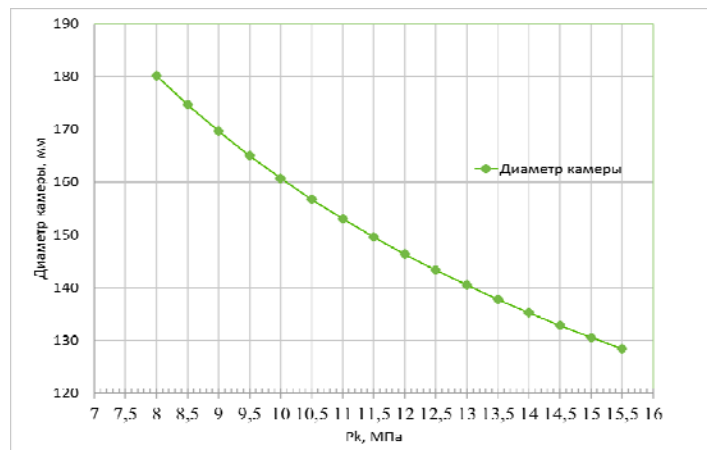


Рис. 5. Зависимость диаметра камеры сгорания от давления в КС

Fig. 5. Dependence of the diameter of the combustion chamber on the pressure in CC

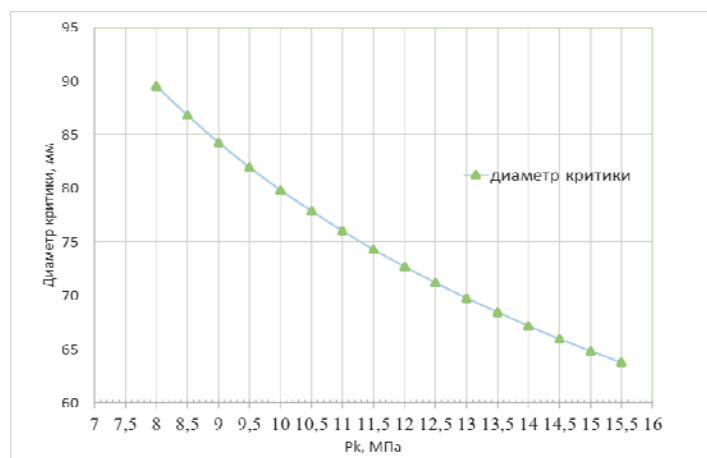


Рис. 6. Зависимость диаметра критики от давления в КС

Fig. 6. Dependence of the diameter of the critique on the pressure in the CC

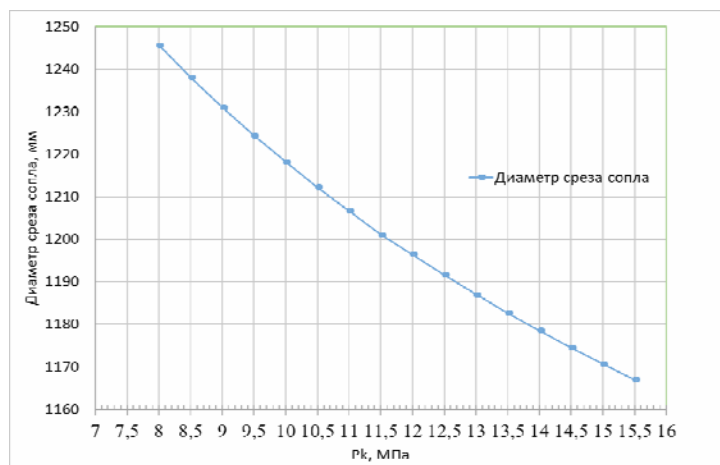


Рис. 7. Зависимость диаметра среза сопла от давления в КС

Fig. 7. Dependence of the nozzle cut-off diameter on the pressure in CC

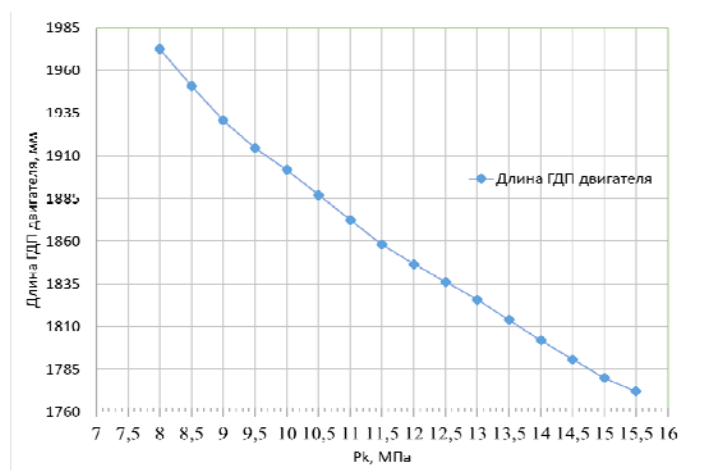


Рис. 8. Зависимость длины ГДП двигателя от давления в КС

Fig. 8. The dependence of the length of the GDP engine on the pressure in the CC

Согласно приведённым зависимостям, можно наблюдать тенденцию изменения геометрии ГДП двигателя. Диаметр камеры уменьшается с 180 до 128,3 мм. Диаметр критики уменьшается с 89,5 до 63,7 мм. Диаметр среза сопла уменьшается с 1244,6 до 1166,9 мм. Длина ГДП двигателя уменьшается с 1972,5 до 1772 мм.

В соответствии с приведёнными зависимостями, можно сделать вывод, что габаритные размеры двигателя с увеличением давления в КС уменьшаются, следовательно, масса двигателя тоже уменьшается.

Расчёт охлаждения двигателя с давлением в КС 8 МПа с внутренним камерным оребрением

Согласно расчёту энергетической увязки двигателя, были получены параметры на входе в ТО. Эти значения были зафиксированы и назначены в виде граничных условий.

Для повышения давление в КС необходимо увеличить подогрев хладагента в ТО при умеренном тепловом состоянии (ТС) конструкции корпуса камеры и сопла. Увеличение подогрева хладагента возможно за счёт размещения дополнительных рёбер внутри КС. Внутренние рёбра выполняют роль интенсификаторов теплообмена и увеличивают площадь боковой поверхности со стороны газа, которая влияет на подогрев.

Основной задачей расчёта охлаждения в безгенераторной схеме двигателя является анализ предельного возможного подогрева горючего при умеренном ТС конструкции корпуса ЖРД.

В двигателе используется два метода теплозащиты корпуса – проточное охлаждение горючим с регенерацией (возвращением) тепла обратно в корпус двигателя и радиационное охлаждение с применением соплового насадка, изготовленного из углерод-углеродного композиционного материала.

Полный ГДП ЖРД с сопловым насадком представлен на рис. 9.

Далее в расчётах охлаждения сопловой углеродный насадок не учитывается и рассматривается только сегмент двигателя с организацией регенеративно-проточного охлаждения.

Схема охлаждения охлаждаемой части ЖРД без соплового насадка с основными параметрами на входе в ТО представлена на рис. 10.

Для дополнительного охлаждения внутренних продольных рёбер ещё холодным водородом была предложена и рассчитана прямоточная схема охлаждения, в которой хладагент подаётся в КС и выходит в районе сечения среза с координатой 1240,7 мм и диаметром 960,59 мм.

Поперечный разрез камеры сгорания с внутренним оребрением представлен на рис. 11, где 1 – внутренняя оболочка, 2 – основные рёбра ТО, 3 – канал ТО, 4 – скруглённые по радиусу углы, образующие канал ТО, 5 – дополнительные внутренние профилированные рёбра, 6 – наружная профилированная оболочка.

Высота внутреннего ребра, используемая в расчёте, 2,8 мм. Толщина ребра равняется 1,2 мм. Количество рёбер 200 штук. Шаг по основанию ребра 2,83 мм. Шаг по торцу ребра 2,91 мм.

На рис. 12 и 13 приведён подогрев и гидравлические потери охладителя, на рис. 14 и 15 – ТС внутренней стенки камеры и ТС торца внутренних рёбер.

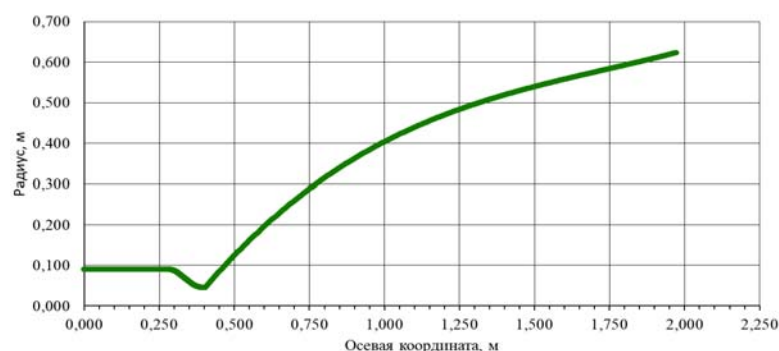


Рис. 9. Полный ГДП двигателя РД-0146

Fig. 9. Full GDP engine RD-0146

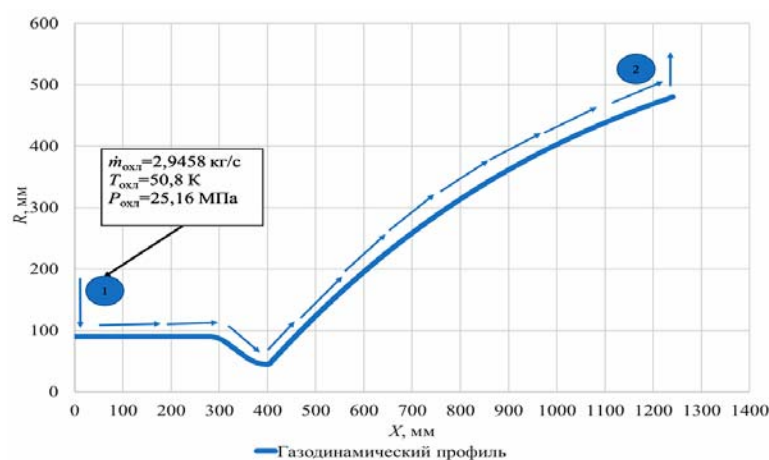


Рис. 10. Предложенная схема охлаждения двигателя РД 0146

Fig. 10. The proposed cooling scheme of the RD 0146 engine

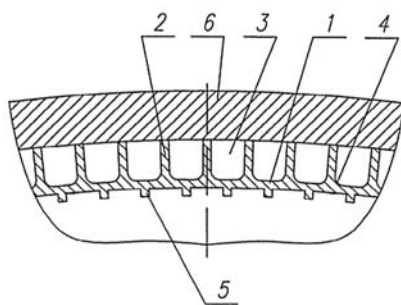


Рис. 11. ТО с продольными дополнительными газовыми рёбрами

Fig. 11. CP with longitudinal additional gas fins

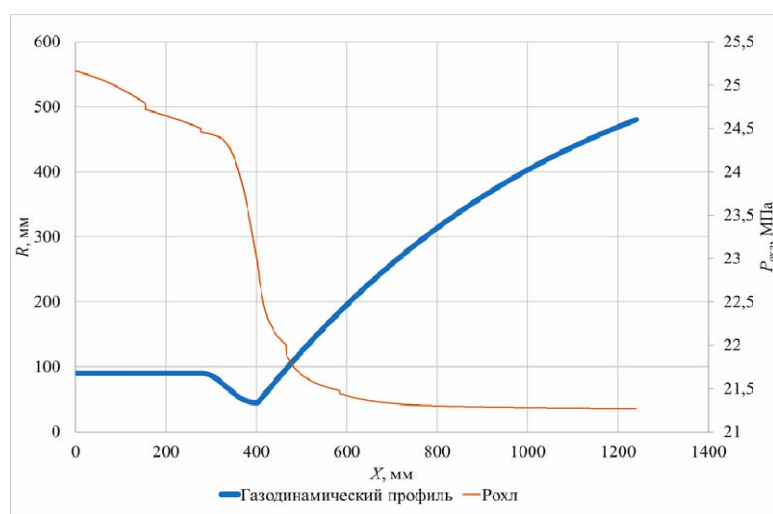


Рис. 12. Изменение давления охладителя по длине ГДП

Fig. 12. Change of the cooler pressure along the length of the GDP

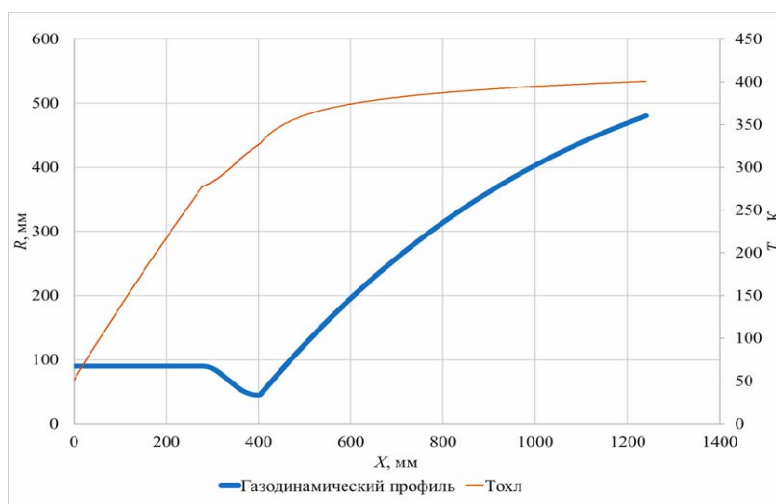


Рис. 13. Изменение температуры охладителя по длине ГДП

Fig. 13. The change in the temperature of the cooler along the length of the GDP

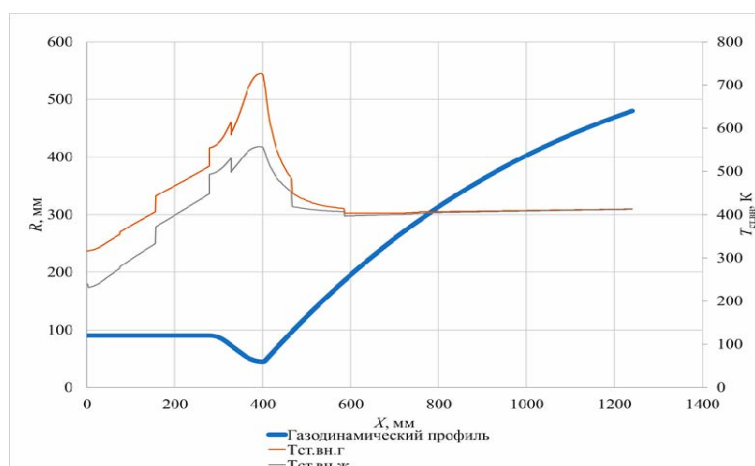


Рис. 14. ТС внутренней стенки со стороны газа и жидкости по длине ГДП

Fig. 14. TS of the inner wall from the gas and liquid side along the length of the GDP

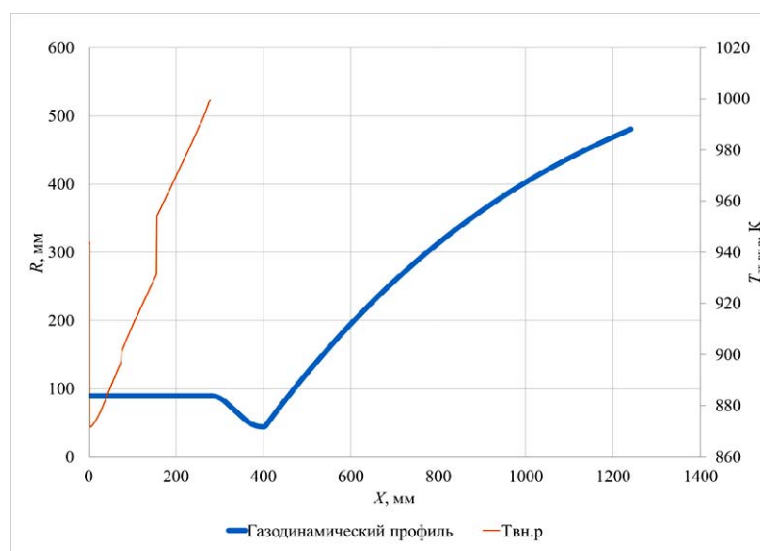


Рис. 15. ТС внутренних рёбер по длине ГДП

Fig. 15. TS of internal gas fins along the length of the GDP

В результате расчёта были получены следующие результаты:

- температура охладителя на выходе из ТО составила 400,74 К;
- давление охладителя на выходе – 21,27 МПа;
- максимальная температура стенки со стороны газа – 726,63 К;
- максимальная температура стенки со стороны жидкости – 557,18 К;
- максимальная температура внутренних рёбер – 999 К.

Согласно результатам энергетической увязки, нагрев водорода до 400 К обеспечивает давление в КС до 10,5 МПа, при этом УИТ, согласно расчётам в математической модели и рис. 2, возрастает на 5 с.

Далее будет пересчитан ГДП профиль для давления в КС 10,5 МПа и выполнен поверочный расчёт охлаждения с определением теплогидравлических параметров СО двигателя.

Расчёт охлаждения двигателя с давлением в КС 10,5 МПа и внутренним камерным оребрением

Графики подогрева и гидравлического сопротивления не приводятся, приводятся только численные суммарные значения на выходе из ТО.

На рис. 16 и 17 приведено ТС внутренней стенки камеры и торца внутренних рёбер [20].

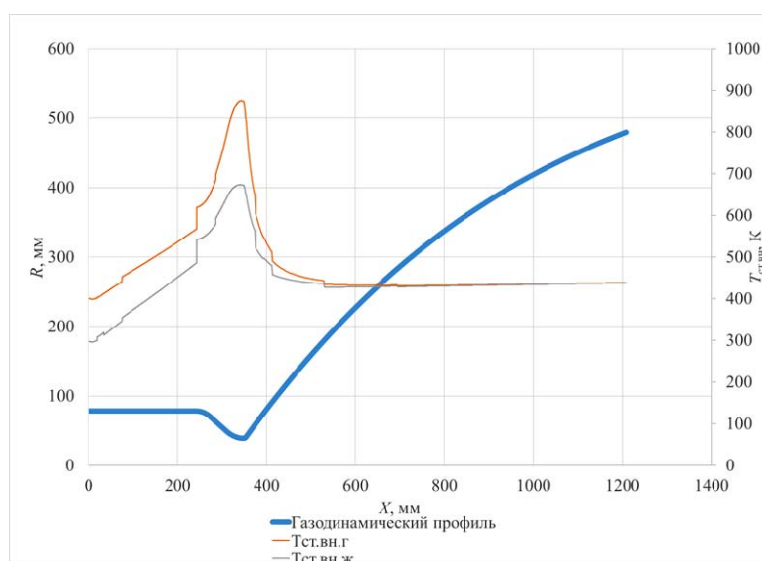


Рис. 16. ТС внутренней стенки со стороны газа и жидкости по длине ГДП

Fig. 16. TS of the inner wall from the gas and liquid side along the length of the GDP

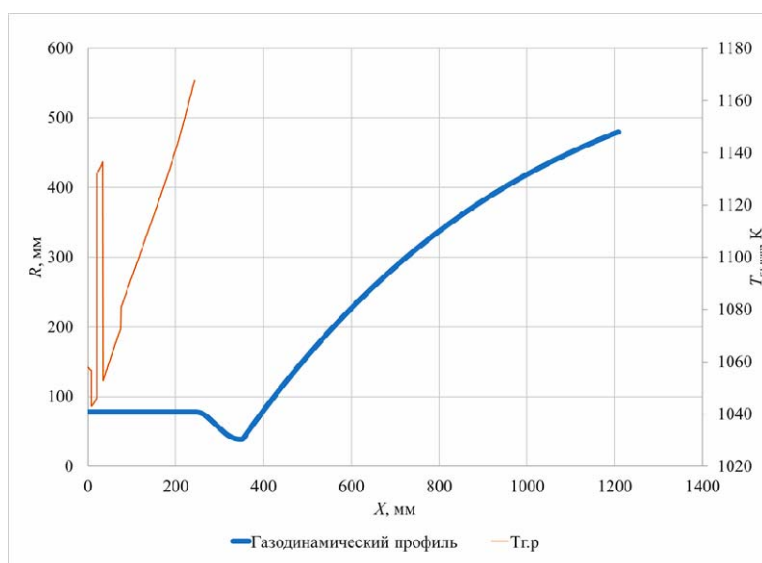


Рис. 17. ТС внутренних рёбер по длине ГДП

Fig. 17. TS of internal gas fins along the length of the GDP

В результате расчёта были получены следующие результаты:

- температура охладителя на выходе из ТО составила 426,46 К;
- давление охладителя на выходе – 21,91 МПа;
- максимальная температура стенки со стороны газа – 875,39 К;
- максимальная температура стенки со стороны жидкости – 673,42 К;
- максимальная температура внутренних рёбер – 1167 К.

Заключение

Разработана математическая модель расчета камеры безгазогенераторного ЖРД, позволяющая определить оптимальную схему охлаждения двигателя в зависимости от технических требований.

При давлении в КС 8 и 10,5 МПа предлагается схема охлаждения двигателя с прямым током.

Согласно результатам расчетов, возможно увеличить давление в КС с 8 до 10,5 МПа за счёт размещения внутри камеры продольных рёбер высотой 2,8 мм и толщиной 1,2 мм. За счёт увеличения поверхности теплообмена водород возможно нагреть до 424 К, что на 124 К больше, чем в двигателе-прототипе РД 0146, при этом удельный импульс увеличивается на 468 с, что на 5 с выше, чем у двигателя-прототипа.

При увеличении давления в камере сгорания на величину 10,5 МПа уменьшаются габаритные размеры двигателя и длина самого двигателя.

Дальнейшее повышение удельного импульса двигателя возможно с помощью изменения выходного давления на срезе сопла (увеличение степени расширения сопла), при этом увеличивается длина двигателя и диаметр среза сопла, например, как в ЖРД РД-0146Д или ЖРД АЕСЕ (Advanced Expander Cycle Engine)), это даст прибавку до 5 с по удельному импульсу тяги (увеличение габаритов и массы двигателя). Также возможен вариант повышения удельного импульса с помощью изменения КИО в камере сгорания.

Библиографические ссылки

1. Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И. Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. 2013. Т. 20, № 5. С. 77–85.
2. Шляхов В. И. Пневмогидросистемы криогенных двигательных установок межорбитальных буксиров. М. : Изд-во МАИ, 1991. 61 с.
3. Затонский А. В. Численное моделирование и расчет течения и теплообмена в системе с межканальной транспирацией теплоносителя : дис. ... канд. техн. наук. М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996. 106 с.
4. Бессард Р., Делауэр Р. Ядерные двигатели для самолётов и ракет. М. : Военное издательство министерства обороны СССР, 1967. 398 с.
5. Демянко Ю. Г., Конюхов Г. В., Коротеев А. С. Ядерные ракетные двигатели. М. : Норма-Информ, 2001. 415 с.
6. Долгополов С. Ю., Ломов И. В., Шаманин И. В. Введение в ядерно-водородную энергетику. Томск : Томский политехн. ун-т, 2008. 168 с.
7. Кирдюшкин Ю. С. Потенциал водородного топлива гражданской авиации будущего // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 194. С. 110–113. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
8. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Технология получения водорода с использованием малогабаритных транспортабельных установок на основе высокотемпературных газогенераторов синтез-газа // Вопросы материаловедения. 2017. № 2. С. 92–109.
9. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Основы проектирования трехкомпонентных газогенераторов синтез-газа // Нефтегазохимия. 2017. № 4. С. 9–16.
10. Загашвили Ю. В., Левихин А. А., Кузьмин А. М. Опытные установки на основе высокотемпературных реакторов для решения задач газохимии, нефтехимии и экологии // Проблемы геологии, разработки и эксплуатации месторождений и транспорта трудно извлекаемых запасов углеводородов. 2018. С. 229–234.
11. Поляков Т. В. Состояние и перспективы водородной энергетики в России и мире [Электронный ресурс]. URL: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (дата обращения: 10.4.2022).
12. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно – водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методов оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. Т. 24, № 3. С. 23–33.
13. Yoshihiro Naruo., Nobuhiro Tanatsugu., Koichi Suzuki. Development study of LOX/LH2 High Pressure Expander Cycle Engine // JSTS. Vol. 4, No. 1. P. 11–20.

14. Pascal Pempie., Luca Boccaletto. LOX/CH₄ EXPANDER UPPER STAGE ENGINE. 55 th International Astronautical Congress. October 2004, Vancouver, British Columbia.
15. Бреговдзе Д. Т., Габидулин О. В. Применение топлива кислород + метан в жидкостных ракетных двигателях. Политехнический молодежный журнал. 2017. № 12. С. 1–13. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
16. Чудина Ю. С. Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан : дис. ... канд. техн. наук. М. : МАИ, 2014. 167 с.
17. Беляков В. А., Василевский Д. О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2019. № 58. С. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06.
18. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения. М. : МГТУ им. Баумана, 2014. 398 с.
19. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 461 с.
20. Васильев Е. Н. Расчёт характеристик теплообмена оребренной стенки // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 2. С. 226–232

References

1. Nesterov V. E., Rudakov V. B., Makarov V. I. [Analysis of the main tasks of experimental testing of a reusable rocket and space system]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 5, P. 77–85 (In Russ.).
2. Shlyahov V. I. *Pnevmogidrosistemy kriogenykh dvigatelnykh ustanovok mezhorbital'nykh buksirov* [Pneumohydrosystems of cryogenic propulsion systems of interorbital tugs]. Moscow, MAI Publ., 1991, 61 p.
3. Zatonskij A. V. *Chislennoe modelirovanie i raschet techeniya i teploobmena v sisteme s mezhkanalnoj transpiraciej teplonositelya. Kand. Dis.* [Numerical modeling and calculation of flow and heat transfer in a system with interchannel transpiration of a coolant. Cand. Diss.]. Moscow, MGTU Publ., 1996, 106 p.
4. Bessard R., Delauer R. *Yadernye dvigateli dlya samoletov i raket* [Nuclear engines for aircraft and rocket]. Moscow, Military Publishing House Ministry of Defense of the USSR Publ., 1967, 398 p.
5. Demyanko Yu. G., Konyuhov G. V., Koroteev A. S. *Yadernye raketnye dvigateli* [Nuclear rocket engines]. Moscow, Norma-inform Publ., 2001, 415 p.
6. Dolgoplov C. Yu., Lomov I. V., Shamanin I. V. *Vvedenie v yaderno-vodorodnuyu energetiku* [Introduction to nuclear and hydrogen energy]. Tomsk, TPU Publ., 2008, 168 p.
7. Kirdyushkin Yu. S. [The potential of hydrogen fuel for civil aviation of the future]. *Scientific bulletin of MGTU GA*. 2013, Vol. 194, P. 110–113 (In Russ.). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
8. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Technology of hydrogen production using small-sized transportable installations based on high-temperature synthesis gas generators]. *Questions of materials science*. 2017, No. 2, P. 92–109 (In Russ.).
9. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Fundamentals of designing three-component synthesis gas generators]. *Oil and gas chemistry*. 2017, No. 4, P. 9–16 (In Russ.).
10. Zagashvili Yu. V., Levihin A. A., Kuz'min A. M. [Experimental installations based on high-temperature reactors for solving problems of gas chemistry, petrochemistry and ecology]. *Problems of geology, development and operation of deposits and transportation of hard-to-recover hydrocarbon reserves*. 2018, P. 229–234 (In Russ.).
11. Polyakov T. V. *Sostoyanie i perspektivy vodorodnoj energetiki v Rossii i mire* [The state and prospects of hydrogen energy in Russia and the world]. Available at: https://mgimo.ru/files/120132/polyakova_vodorod.pdf (accessed 10.4.2022).
12. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines of upper stages of methods for optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33 (In Russ.).

13. Yoshihiro Naruo., Nobuhiro Tanatsugu., Koichi Suzuki. Development study of LOX/LH2 High Pressure Expander Cycle Engine. *JSTS*. Vol. 4, No.1, P. 11–20.
14. Pascal Pempie., Luca Boccaletto. LOX/CH4 EXPANDER UPPER STAGE ENGINE. 55 th International Astronautical Congress. October 2004, Vancouver, British Columbia.
15. Bregvadze D. T., Gabidulin O. V. [Application of oxygen + methane fuel in liquid rocket engines]. *Polytechnic Youth Magazine*. 2017, No. 12, P. 1–13 (In Russ.). DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205.
16. Chudina Yu. S. *Rabochie processy v raketnom dvigatele maloj tyagi na gazoobraznyh komponentah topliva kislorod i metan*. Kand. Dis. [Working processes in a low-thrust rocket engine on gaseous fuel components oxygen and methane. Cand. Diss.]. Moscow, MAI Publ., 2014, 167 p.
17. Belyakov V. A., Vasilevskiy D. O. [Perspective circuit solutions of liquid rocket engine by expanded cycle]. *Vestnik PNIPU. Aerospace science*. 2019, Vol. 58, P. 69–86 (In Russ.). Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06.
18. Kovalev B. K. *Razvitie raketno-kosmicheskikh sistem vyvedeniya* [Development of rocket and space launch systems]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2014, 398 p.
19. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli, Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines, Fundamentals of design]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2016, 461 p.
20. Vasil'ev E. N. [Calculation of heat transfer characteristics of the finned wall]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 2, P. 226–232 (In Russ.).

© Василевский Д. О., 2022

Василевский Дмитрий Олегович – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер-конструктор 2 категории, Опытное конструкторское бюро имени А. Люльки. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

Vasilevsky Dmitry Olegovich – postgraduate student, engineer of the Department 202 «Rocket Engines»; Moscow Aviation Institute (National Research University); design engineer of the 2nd category, Experimental Design Bureau named after A. Lyulka. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru.

УДК 629.78

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-688-695

Для цитирования: Горелко М. Г., Мурыгин А. В. Испытание систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с применением имитаторов звездного неба // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 688–695. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-688-695.

For citation: Gorelko M. G., Murigin A. V. [Testing of spacecraft orientation and stabilization systems using starry sky simulators]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 688–695. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-688-695.

Испытание систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с применением имитаторов звездного неба

М. Г. Горелко^{1*}, А. В. Мурыгин²

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

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

*E-mail: zizi_top@list.ru

В работе исследуется необходимость создания метода имитации звездного неба для отработки космических аппаратов и проведения испытаний систем ориентации и стабилизации в лабораторных условиях.

Современное освоение космического пространства и, как следствие этого, усложнение технических требований к средствам обеспечения полета постоянно повышаются, соответственно, возрастают требования по обеспечению точности определения положения и ориентации космического аппарата.

Приводится история развития приборов астроориентации и, в частности, звездных датчиков. Современный этап развития звездных датчиков наступил с появлением матричных приемников излучения: ПЗС- и КМОП-видеоматриц. Такие звездные датчики привязываются уже не к отдельным, заранее заданным звездам, а определяют свою ориентацию по изображениям групп звезд, видимых в поле зрения прибора. Приводятся примеры по их области применения, а именно определение ориентации датчика, наведение некоторого устройства, установленного на космический аппарат, и другие.

Приводятся современные требования к астронавигации. Рассматриваются основные принципы наземной отработки системы ориентации и стабилизации космического аппарата с использованием имитаторов звездного неба.

Это этап отработочных и автономных испытаний на аппаратно-программном стенде полунатурного моделирования. На сегодняшний день на предприятии АО «ИСС» для проведения данных типов испытаний космических аппаратов имеется комплексно-моделирующий стенд, использующий методы как математического, так и полунатурного моделирования, в состав которого входят различные имитаторы звездного неба.

Развитие данных имитаторов имеет большую историю, приводится сравнительная таблица используемых ранее имитаторов. Показаны структуры как прошлых, так и современных имитатора звездного неба.

В выводах говорится о необходимости создания метода, который позволит имитировать вращение космического аппарата со скоростями до 15–30°/с. Данный метод позволит проводить испытания системы ориентации и стабилизации современных космических аппаратов.

Ключевые слова: система ориентации и стабилизации, звездный датчик, имитатор звездного неба, динамические испытания, космический аппарат.

Testing of spacecraft orientation and stabilization systems using starry sky simulators

M. G. Gorelko^{1*}, A. V. Murigin²

¹JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

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

*E-mail: zizi_top@list.ru

The paper investigates the need to create a method of simulating the starry sky for testing spacecraft and conducting tests of orientation and stabilization systems in laboratory conditions.

Modern space exploration and, as a consequence, the complexity of technical requirements for flight support facilities are constantly increasing, respectively, the requirements for ensuring the accuracy of determining the position and orientation of the spacecraft are increasing.

The history of the development of astroorientation devices and, in particular, stellar sensors is given. The modern stage of development of stellar sensors came with the advent of matrix radiation receivers: CCD and CMOS video matrices. Such stellar sensors are no longer tied to individual, predefined stars, but determine their orientation from images of groups of stars visible in the field of view of the device. Examples are given for their field of application, namely, determining the orientation of the sensor, pointing some device mounted on a spacecraft, and others.

Modern requirements for astrogation are given. The basic principles of ground-based testing of the spacecraft orientation and stabilization system using starry sky simulators are considered.

This is a stage of development and autonomous tests on a hardware and software stand of semi-natural modeling. To date, the ISS JSC enterprise has a complex modeling stand for conducting these types of spacecraft tests, using methods of both mathematical and semi-natural modeling, which includes various simulators of the starry sky.

The development of these simulators has a long history, a comparative table of previously used simulators is given. The structures of both past and modern simulators of the starry sky are shown.

The conclusions state the need to create a method that will simulate the rotation of the spacecraft at speeds up to 15–30 °/s. This method will allow testing the orientation and stabilization system of modern spacecraft.

Keywords: orientation and stabilization system, star sensor, starry sky simulator, dynamic tests, spacecraft.

Введение

Современное освоение космического пространства требует выхода за пределы околоземных орбит, и, как следствие этого, технические требования к средствам обеспечения полета космического аппарата (КА) постоянно повышаются, а для решения научных задач, в частности, астрофизических, постоянно возрастают требования по обеспечению точности определения положения и ориентации КА [1; 2].

Перед разработчиками современных КА поставлена задача, обеспечивать высокую точность ориентации и стабилизации КА в пространстве. От решения данной задачи зависит успех проводимых научных экспериментов в космосе и выполнение космическим аппаратом целевых функций.

В наше время космические аппараты связи и навигации представляют собой сложные автоматизированные комплексы и способны решать целый ряд прикладных задач. Постоянно происходит развитие КА в направлении их функциональных назначений, усложнение применяемых и внедрение новых бортовых систем, приборов, механизмов.

Ярким примером является система ориентации и стабилизации КА (СОС). СОС, наряду с другими методами определения ориентации КА, использует метод определения ориентации относительно звезд и планет, который является одним из основных типов астроориентации [3].

В развитии астроориентации можно выделить несколько этапов. Первый этап – использование визуальной ориентации по звездам. Особое значение она приобретала при отсутствии четких ориентиров на местности: у кочевников и в мореплавании. Позднее появились приборы для более точных измерений: секстанты, астролябии и т. п. Подобные навыки и методы навигации используются до сих пор [4].

Второй этап развития астроориентации настал с появлением летательных аппаратов (ЛА). После чего основным компонентом их систем ориентации стали гирокомпасы. Эти системы не позволяли длительное время удерживать ориентацию ЛА из-за так называемого ухода гироскопов – их прецессии под действием неполностью учтенных внешних сил. Контроль ухода осуществлялся с помощью звездных датчиков (ЗД). Первые поколения ЗД для решения задач астроориентации работали по нескольким ярким звездам с известными положениями. Подобные ЗД, как правило, имели систему наведения на яркий объект и систему удержания направления на захваченный объект (рис. 1, а). Они появились на борту КА и ракет и использовались с самого начала освоения космоса – уже на корабле «Восток» они были применены для выравнивания КА вдоль орбиты. Информация от большинства приборов этого поколения не обрабатывалась на борту КА, а передавалась на землю в общем потоке телеметрии. Ориентация вычислялась на земле и затем сообщалась на борт [5].

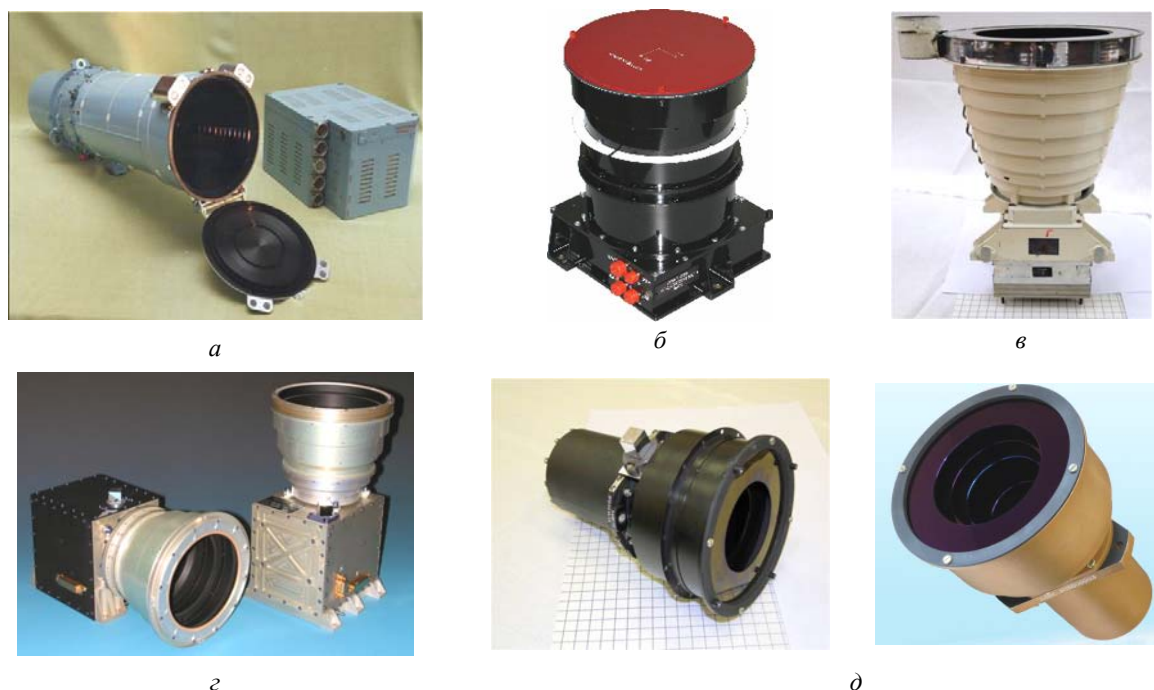


Рис. 1. Приборы ориентации на звезды:

а – прибор ориентации на полярную звезду; б – БОКЗ-МФ; в – широкопольный звездный датчик 329К;
г – звездный датчик SED-26; д – звездный датчик 348К (блок оптический)

Fig. 1. Star orientation devices:

а – polar star orientation device; б – BOKZ-MF; в – wide-field star sensor 329K;
д – star sensor SED-26; е – star sensor 348K (optical unit)

Последний этап развития рассмотренных приборов наступил с появлением матричных приемников излучения: ПЗС- и КМОП-видеоматриц. Такие ЗД привязываются не к отдельным, заранее заданным звездам, а определяют свою ориентацию по изображениям групп звезд, видимых в поле зрения прибора (рис. 1, б–д) [6].

Области применения звездных датчиков

На сегодняшний момент существует ряд задач, которые могут решаться с помощью система ориентации КА, а именно:

1) определение ориентации датчика – трех углов поворота относительно некоторой системы координат;

2) наведение некоторого устройства, установленного на КА, – антенны, солнечной батареи, в заданное направление.

Эта задача близка к предыдущей, но требует точного перенесения ориентации от ЗД к устройству;

3) нанесение на некоторое изображение, например, изображение Земли, координатной сетки. Это типичная задача дистанционного зондирования Земли.

Дополнительными, но очень важными требованиями к перечисленным задачам являются точность определения координат, время, за которое эти координаты определяются, а также рабочий динамический диапазон определяемых угловых скоростей КА [7; 8].

Современные требования к системам астронавигации

Как уже было сказано выше, развитие КА аппаратов продолжается непрерывно и перед ними ставятся все более сложные задачи, увеличивается их функционал, например:

– необходимость использования лазеров в качестве передатчиков информации как с орбиты на землю, так и между КА. Использование маломощных лазеров с малыми углами расхождения лучей требует наведения передатчика на приемник и его удержание с точностью лучше 0,5";

– современная метеорология требует получения карт облачного покрова Земли с разрешением 10 м. Для геостационарных метеоспутников это соответствует разрешению и точности ориентации не хуже 0,05";

– системы ориентации на быстро маневрирующих КА должны определять их ориентацию не реже чем 10 раз в секунду с точностями не хуже 0,1–1" [8].

Для выполнения поставленных задач разработчикам новых КА предъявляют более жесткие требованиями к новым ЗД.

Датчики нового поколения должны обеспечивать:

1) точность определения ориентации КА 0,1–0,01";

2) время обновления навигационной информации 10–100 мс;

3) определение координат и угловых скоростей при скоростях вращения КА до 15–30 °/с.

4) ЗД должен функционировать в широком диапазоне угловых скоростей вращения аппарата, от 0 до одного оборота в несколько секунд, и при этом обеспечивать высокую точность ориентации при малых скоростях вращения и умеренную – при больших [8].

Отработка звездных датчиков в лабораторных условиях

Один из основных этапов проектирования и разработки СОС КА является этап отработочных и автономных испытаний на аппаратно-программном стенде полунатурного моделирования. Цель данного этапа – экспериментальное подтверждение работы бортовой аппаратуры СОС в условиях, приближенных к эксплуатационным [9–11].

На сегодняшний день в АО «ИСС» для проведения данных типов испытаний КА имеется комплексно-моделирующий стенд (КМС), использующий методы как математического, так и полунатурного моделирования [12–14]. Структура и принцип построения комплексно-моделирующего стенда предоставляют возможности проверок системы, которые не могут быть достигнуты другими средствами [15].

Так как перед современными ЗД ставится широкий набор задач, а именно повышение точности определения координат при высокой скорости опроса и успешное определение координат при больших скоростях вращения КА, это приводит к необходимости модернизации средств имитации звездного неба, которые необходимы для проведения испытаний работоспособности СОС КА.

В самом начале были разработаны имитаторы звездного неба (ИЗН), которые создавали статический свет одиночной звезды. Они имитировали некий опорный ориентир на небесной сфере. Далее были разработаны ИЗН, имитирующие свет группы звезд. И те и другие ИЗН работают с помощью использования экрана с отверстиями и проекционного длиннофокусного объектива.

Затем на смену ИЗН прошлого поколения пришли ИЗН, которые осуществляли динамическую имитацию звезд с помощью монохромных дисплеев с широким динамическим диапазоном светимости, в основном изготавливаемые для медицинского оборудования. Они позволяли имитировать положение и угловые скорости звезд (рис. 2) [16].

И как завершающий этап – было создание и разработка ИЗН на основе микродисплеев (рис. 3). В таблице приведены основные характеристики существующих в составе КМС ИЗН [17; 18].

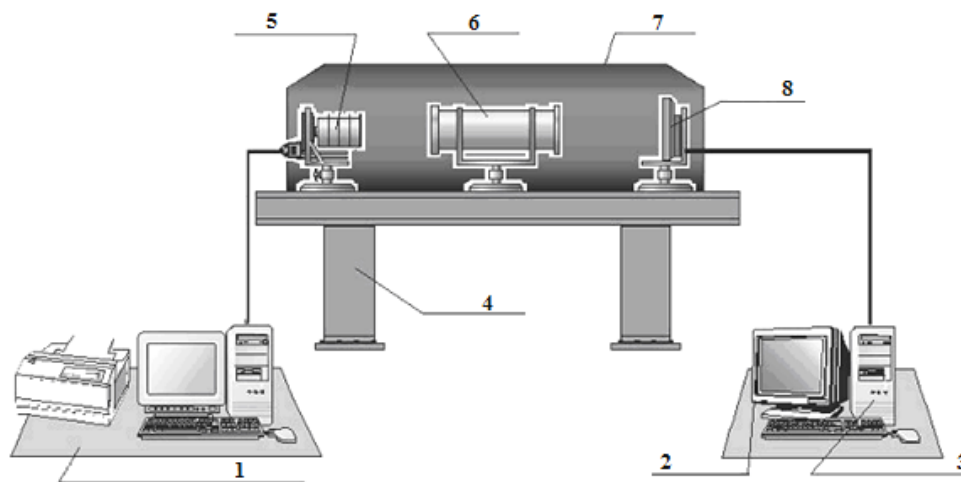


Рис. 2. Динамический стенд имитации группы звезд (ДСИГЗ):

1 – контрольно-испытательная аппаратура (КИА); 2 – монитор оператора; 3 – персональный компьютер со звездными каталогами; 4 – станина; 5 – испытываемый прибор (329К); 6 – коллиматорный объектив; 7 – светозащита; 8 – цифровой монитор высокой четкости

Fig. 2. Dynamic simulation stand of a group of stars (DSSGS):

1 – control and testing equipment (KIA); 2 – operator monitor; 3 – personal computer with star catalogs; 4 – bed; 5 – test device (329K); 6 – collimator lens; 7 – light protection; 8 – high definition digital monitor

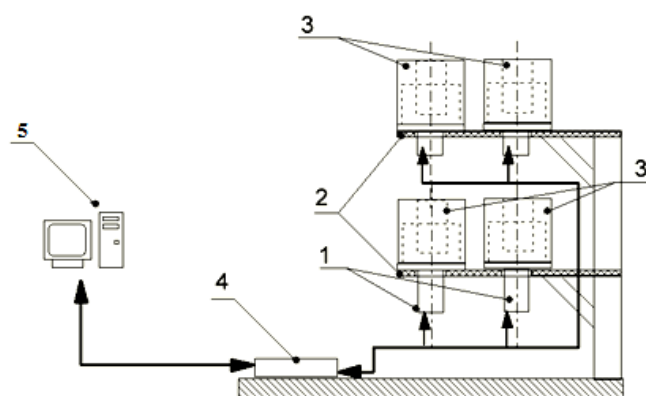


Рис. 3. Структура имитатора звездного неба на основе проекционных систем (ИЗН ПС):

1 – блок оптический звездного датчика 348К; 2 – плита установочная;
3 – оптический модуль ИЗН ПС; 4 – блок электроники звездного датчика 348К;
5 – контрольно-испытательная аппаратура

Fig. 3. The structure of the simulator of the starry sky based on projection systems (IZN PS):

1 – the optical unit of the star sensor 348K; 2 – the installation plate; 3 – optical module ISN PS;
4 – electronics unit of the star sensor 348K; 5 – control and testing equipment

Наблюдаемое бурное развитие технических средств виртуальной и дополненной реальности привело к непрерывному совершенствованию технологий создания микродисплеев с размером диагонали до одного дюйма, что дало возможность их использования при построении средств оптической имитации звездного неба малых размеров, достаточных для возможности закрепления их на блендах звездных датчиков. В настоящее время наблюдается переход на новые виды ИЗН, построенные на основе микродисплеев, что приводит к необходимости модернизации существующих методик проведения испытаний СОС КА, в составе которых имеются звездные датчики. Кроме этого, постоянное увеличение рабочего диапазона измеряемых угловых скоростей вращения небесной сферы звездными датчиками приводит к тому, что требуются микродисплеи все с большей частотой обновления изображения. Это вызвано тем, что с увеличением частоты обновления экрана уменьшается период, а следовательно, максимальная имитируемая угловая скорость также увеличивается, так как она равна отношению среднего углового размера звезд к этому значению периода. В настоящее время предельная частота обновления изображения микродисплея может достигать до 90 Гц, что позволяет решать большинство задач по отработке СОС КА.

Но поскольку звездные датчики постепенно начинают внедрять для получения данных о положении при повышенных скоростях вращения, относительно считавшихся до недавнего времени нормальных значений угловых скоростей, то возникает потребность в разработке метода динамического формирования изображения звездного неба, которое позволяло бы звездному датчику «видеть» вращающуюся небесную сферу на этих угловых скоростях.

Технические характеристики имитаторов звездного неба

	ДСИГЗ для ЗД 329К	КИА для ЗД SED 26	КИА для ЗД 348К	КИА для ЗД 348К	ИЗН ПС
Работа с оптическими блоками ЗД одновременно	1	–	–	2	4
Поле зрения	22°×18°	–	–	23°×23°	19°×19°
Диапазон имитируемых угловых скоростей КА	Не более 1,6 град./с	В рамках работы прибора	В рамках работы прибора	±1 град./с	3 град./с
Имитация участков звездного неба	О	Э	Э	О	О
Возможность работы с другими ЗД	–	–	–	+ с доработкой	+ с доработкой

Примечание. О – оптическая имитация, Э – электронная имитация, ОБ – оптический блок.

Заключение

Современные задачи космической навигации требуют создания нового поколения звездной ориентации, а это в свою очередь приводит к разработке методики проведения испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с применением имитаторов звездного неба, построенных на основе микродисплеев различного типа, в которой будет использоваться метод динамического формирования изображения звездного неба с учетом особенностей работы матричных фотоприемников, используемых в ЗД СОС КА.

Данный метод позволит имитировать вращение КА со скоростями до 15–30°/с, что приведет к возможности проведения испытаний СОС современных КА.

Библиографические ссылки

1. Гладыревский А. Г., Губаренко С. И. Методы и алгоритмы ориентации космического аппарата с помощью астросистемы // Exponenta Pro. Математика в приложениях. 2003. № 1. С. 60–65.
2. Попов В. И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1986. 184 с.

3. Ковалев Е. А., Дернов С. А. Технология испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // САКС. 2004 : тез. докл. III Международ. научно-практ. конф. / СибГАУ. Красноярск, 2004. С. 97–99.
4. Кононович Э. В., Мороз В. И. Общий курс астрономии. М. : Едиториал УРСС, 2004. 544 с.
5. Осипик В. А., Федосеев В. И. Алгоритмы автоматического распознавания групп звезд на борту космического аппарата // Оптический журнал. 1998. № 8. С. 32–40.
6. Миронов А. В. Основы астрофотометрии. Практические основы фотометрии и астрофотометрии звезд. М. : Физматлит, 2008. 258 с.
7. Федосеев В. И., Колосов М. П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М. : Логос, 2007. 248 с.
8. Современные датчики звездной ориентации / М. Е. Прохоров, А. И. Захаров, А. В. Миронов и др. // Физика Космоса : тр. 38 Междунар. студ. науч. конф. Екатеринбург, 2009. С. 170–186.
9. Строгалева В. П., Толкачева И. О. Имитационное моделирование. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 280 с.
10. Синицкий Д. Е., Дернов С. А. Разработка основных принципов использования методов полунатурного моделирования при испытаниях современных систем ориентации и стабилизации КА // Вестник СибГАУ. 2013. № 4. С. 119–129.
11. Синицкий Д. Е., Федченко Д. А. Решение задач наземной экспериментальной отработки систем ориентации и стабилизации КА с использованием имитаторов обращенного типа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. СибГАУ. 2012. № 8. С. 44–45.
12. Барышников Н. В. МГТУ им. Н. Э. Баумана, Использование полунатурных методов моделирования при проектировании сложных лазерных оптико электронных систем // Наука и образование. 2011. № 2. 70 с.
13. James J., Howell W. E. Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a magnet / Langley Research Center. Langley Station, Humpton: Va. NASA technical note 63-21893, Oct. 1963 (<http://ntrs.nasa.gov>)
14. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 // Flight Mechanics Symposium. Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003.
15. Hoop H. Facilities for simulating attitude motion of a spacecraft / Research Branch Redstone Scientific Information Center Research and Development Directorate U. S. Army Missile Command Redstone Arsenal // NASA Technical report 35809-30. Alabama, 1967 (<http://ntrs.nasa.gov>).
16. НРДК.203116.003 РЭ Динамический стенд имитации группы звезд для прибора звездного визирующего (ПЗВ). Руководство по эксплуатации.
17. OSI (Optical Sky Stimulator) Jena Oprtronik [Электронный ресурс]. URL: <http://www.jena-oprtronik.de>.
18. Каталоги звездного неба [Электронный ресурс]. URL: <http://www.astromyth.ru/Astronomy/Catalogs.html>.

References

1. Gladyshevskiy A. G., Gubarenko S. I. [Methods and algorithms of spacecraft orientation using an astrosystem]. *Exponenta Pro. Matematika v prilozheniyakh*. 2003. No. 1. P. 60–65 (In Russ.).
2. Popov V. I. *Sistemy orientatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Systems of orientation and stabilization of spacecraft]. Moscow, 1986, 184 p.
3. Kovalev E. A., Dernov S. A. [Technology for testing spacecraft orientation and stabilization systems]. *SAKS 2004, Tez. Dokl. III Mezhdunarod. Nauchno-prakt. Konf. SybGAU*. Krasnoyarsk, 2004. P. 97–99 (In Russ.).
4. Kononovich E. V., Moroz V. I. *Obshchiy kurs astronomii* [General course of astronomy]. Moscow, Unitorial URSS, 2004, 544 p.

5. Osipik V. A., Fedoseev V. I. [Algorithms for automatic recognition of groups of stars on board the spacecraft]. *Opticheskiy zhurnal*. 1998, No. 8, P. 32–40.
6. Mironov A. V. *Osnovy astrofotometrii. Prakticheskie osnovy fotometrii i astrofotometrii zvezd* [Fundamentals of astrophotometry. Practical fundamentals of photometry and astrophotometry of stars]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 258 p.
7. Fedoseev V. I., Kolosov M. P. *Optiko-elektronnye pribory orientatsii i navigatsii kosmicheskikh aparatov: ucheb. posobie* [Optical-electronic devices for orientation and navigation of space apparatuses: textbook. manual]. Moscow, Logos Publ., 2007, 248 p.
8. Prokhorov M. E., Zakharov A. I., Mironov A. V., Nikolaev F. N., Tuchin M. S. [Modern sensors of stellar orientation]. *Fizika Kosmosa. Trudy 38 mezhdunarodnoy studencheskoy nauchnoy konferentsii*. Yekaterinburg, 2009, P. 170–186.
9. Strogalev V. P., Tolkacheva I. O. *Imitatsionnoe modelirovanie* [Simulation modeling: textbook]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2008, 280 p.
10. Sinitsky D. E., Dernov S. A. [Development of the basic principles of using semi-natural modeling methods for testing modern spacecraft orientation and stabilization systems]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 4, P. 119–129.
11. Sinitskiy D. E., Fedchenko D. A., [Problem Solving ground experimental development oriwn-tation and stabilization system of spacecraft using simulators inverted type]. *Aktual'nyye problemy avyacyi I kosmonavtyky: materyalyy VIII Vseros. Nauch.- prakt. Konf. SybGAU*. – Krasnojarsk, 2012, No. 8, P. 44–45 (In Russ.).
12. Baryshnikov N. V. [Bauman Moscow State Technical University, The use of semi-natural modeling methods in the design of complex laser optoelectronic systems]. *Nauka i obrazovanie*. 2011, No. 2, P. 70 (In Russ.).
13. James J., Howell W. E. Simulator study of a satellite attitude control system using inertia wheels and a magnet / Langley Research Center. Langley Station, Humpton: Va. NASA technical note 63-21893, Oct. 1963. Available at: <http://ntrs.nasa.gov>.
14. Schwartz J. L., Hall C. D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003. Flight Mechanics Symposium. Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, October 28–30. 2003.
15. Hoop H. Facilities for simulating attitude motion of a spacecraft / Research Branch Redstone Scientific Information Center Research and Development Directorate U. S. Army Missile Command Redstone Arsenal. NASA Technical report 35809-30. Alabama, 1967. Available at: <http://ntrs.nasa.gov>.
16. NRDC.203116.003 RE *Dinamicheskii stend imitatsii gruppy zvezd dlya pribora zvezdnogo viziruyushchego (PZV)* [Dynamic simulation stand of a group of stars for a star sighting device (SRV)] Operating Manual.
17. OSI (Optical Sky Stimulator) Jena Oprtronik. Available at: <http://www.jena-optronik.de>.
18. Catalogues of the starry sky. Available at: <http://www.astromyth.ru/Astronomy/Catalogs.html>.

© Горелко М. Г., Мурыгин А. В., 2022

Горелко Михаил Григорьевич – инженер-конструктор 1 категории; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: zizi_top@list.ru.

Мурыгин Александр Владимирович – доктор технических наук, профессор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ius_murygin@sibsau.ru.

Gorelko Mikhail Grigoryevich – Design engineer of the 1st category; JSC “Information Satellite Systems” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: zizi_top@list.ru.

Murygin Alexander Vladimirovich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: avm514@mail.ru.

УДК 621.455

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707

Для цитирования: Особенности довыведения космических аппаратов «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» на геостационарную орбиту / Ю. М. Ермошкин, А. А. Внуков, Д. В. Волков и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 696–707. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707.

For citation: Ermoshki Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V. et al. [The feature of the “Express-AMU3”, “Express-AMU7” spacecrafts injecton to geostationary orbit]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 696–707. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707.

Особенности довыведения космических аппаратов «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» на геостационарную орбиту

Ю. М. Ермошкин¹, А. А. Внуков¹, Д. В. Волков¹, Ю. В. Кочев¹, Р. С. Симанов¹,
Е. Н. Якимов¹, С. Ю. Приданников²

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

²Акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел»
Российская Федерация, 236001, г. Калининград, Московский просп., 181
E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

В настоящее время с целью повышения выводимой массы широко применяется довыведение спутников на геостационарную орбиту собственной двигательной подсистемой. Так, только АО «ИСС» применило такую схему для нескольких космических аппаратов (КА) собственной разработки – «Экспресс-АМ5», «Экспресс-АМ6», «Экспресс-80», «Экспресс-103». Вместе с тем, можно отметить некоторое разнообразие подходов к осуществлению данной операции. В частности, довыведение указанных выше КА осуществлялось с помощью бортовой двигательной подсистемы на базе плазменных двигателей СПД-100. Операция осуществлялась одним или двумя двигателями. Применение двух двигателей КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» было обусловлено стремлением уложиться по времени в разумную величину не более полугода при значительном увеличении выводимой массы. Однако и длительность довыведения порядка 150 суток, которая имела место при довыведении данных КА, также чрезмерно велика. Очевидно, что ее можно уменьшить при прочих равных условиях только увеличением располагаемой тяги двигателей. Этого можно достичь как увеличением тяги отдельных агрегатов, так и увеличением количества одновременно используемых двигателей. Поэтому для новых КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» (размерностью аналогичных КА «Экспресс-80», «Экспресс-103»), для которых также предполагался парный запуск, были использованы оба этих способа. Для довыведения были применены два двигателя СПД-100В и дополнительно – двигатель типа СПД-140Д. Суммарная тяга связки двигателей позволяла рассчитывать на существенное снижение длительности довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Двигатель СПД-140 разработки АО ОКБ «Факел» был применен в России впервые. Для его питания в АО «НПП Полус» был специально создан прибор управления и преобразования СПУ-140Д. Использование связки из трех двигателей позволило существенно уменьшить длительность операции довыведения на геостационарную орбиту.

Ключевые слова: плазменный двигатель, космический аппарат, довыведение, система преобразования и управления, коррекция орбиты.

The feature of the “Express-AMU3”, “Express-AMU7” spacecrafts injecton to geostationary orbit

Yu. M. Ermoshkin¹, A. A. Vnukov¹, D. V. Volkov¹, Yu. V. Kochev¹, R. S. Simanov¹,
E. N. Yakimov¹, S. Yu. Pridannikov²

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

²JSC “Experimental Design Bureau”
181, Moskovsky prospekt, Kaliningrad, 236001, Russian Federation
E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

Today satellite orbit raising to geostationary orbit by own propulsion to increasing of SC mass has become wide application. Thus ISS has employed orbit raising for a number of satellites built in-house such as Express-AM5, Express-AM6, Express-80 and Express-103. At the same time it should be noted that there is a variety of orbit raising methods. In particular the above satellites were orbit raised using onboard SPT-100 thruster based propulsion subsystem. The whole operation was carried out using a single thruster or a thruster pair. Orbit raising of Express-80 and Express-103 done by a thruster pair was due to the need to meet the constraint of six month orbit raising duration while the launch mass was significantly exceeding the launch vehicle capability. However the orbit raising maneuver duration of approximately 150 days which took place upon the said satellite orbit raising is still too large. It is desirable to reduce it as much as possible. It is evident that under equal circumstances this duration could be reduced by increasing the number of thrusters fired simultaneously. Therefore for the upcoming Express-AMU3 and Express-AMU7 satellite (featuring the same size class as Express-80 and Express-103) where paired launch is expected both methods have been implemented. Two SPT-100B thrusters and an additional SPT-140D thruster have been embarked upon these satellites. The overall thrust of the thruster combination enables a major decrease in the orbit raising duration versus Express-80 and Express-103 program. It is the first time that SPT-140 thruster built by EDB Fakel has been embarked upon a Russian satellite. A dedicated SPU-140D power processing unit was designed and built by Polyus Research and Production Center to supply SPT-140 with power. The three thrusters combination enables significantly reducing the duration of orbit raising to geostationary orbit.

Keywords: plasma thruster, satellite, orbit raising, power processing unit, orbit control.

Введение

В настоящее время довыведение спутников на геостационарную орбиту стало почти рутинной операцией. Так, только АО «ИСС» применило ее для нескольких КА собственной разработки – «Экспресс-AM5», «Экспресс-AM6», «Экспресс-80», «Экспресс-103». Как отмечалось ранее, основными эффектами от применения довыведения являются: а) снижение пусковых затрат примерно вдвое при парном пуске КА, так как используется одна ракета-носитель; б) увеличение массы КА, доставляемой на геостационарную орбиту [1]. Так, полезный эффект для КА «Экспресс-AM5» составил примерно 110 кг при длительности довыведения 67 суток одним двигателем типа СПД-100В с тягой 83 мН; для КА «Экспресс-80» – около 380 кг при длительности 149 суток двумя двигателями СПД-100В [1]. Применение двух двигателей было обусловлено стремлением уложиться по времени довыведения в разумную величину не более полугода при значительном увеличении выводимой массы. Длительность довыведения одним двигателем в последнем случае составила бы около года, что явно неприемлемо для потребителя. Однако и длительность порядка 150 суток также чрезмерно велика. Очевидно, что длительность довыведения можно уменьшить при прочих равных условиях только увеличением располагаемой тяги двигателей. Этого можно достичь как увеличением тяги отдельных модулей, так и увеличением количества одновременно используемых двигателей. Поэтому для новых КА «Экспресс-

АМУЗ», «Экспресс-АМУ7» (размерностью аналогичных КА «Экспресс-80», «Экспресс-103»), для которых также предполагался парный запуск, были использованы оба этих способа. Для довыведения были применены два двигателя СПД-100В в режиме с увеличенной до 90–91 мН номинальной тягой аналогично КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» и дополнительно – двигатель типа СПД-140Д с номинальной тягой 290 мН мощностью 4,5 кВт (3 кВт в режиме пониженной мощности). Таким образом, суммарная тяга связки двигателей в номинальном режиме составила около 470 мН, что позволяло рассчитывать на существенное снижение длительности довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Двигатель СПД-140 разработки АО ОКБ «Факел» ранее был квалифицирован для использования на западных КА [2], и в варианте двухрежимного СПД-140Д применяется КА западного производства, например, Eutelsat-172В [3]. Летную историю имеют 60 двигателей типа СПД-140 на 15 зарубежных КА, которые используются для довыведения на ГСО и последующей коррекции орбиты. Длительность довыведения КА варьировалась от 2,5 до 6 месяцев при одновременной работе двух или трех СПД-140 в зависимости от массы и мощности КА. В России такой двигатель был применен впервые. Для его питания в АО «НПЦ Полюс» был специально создан прибор СПУ-140Д.

Следует отметить, что холловские двигатели мощностью около 5 кВт разрабатывались как в России, так и в мире достаточно интенсивно. В АО «ОКБ «Факел» много внимания уделялось исследованию режимов работы СПД-140Д как при наземных испытаниях, так и в процессе летной эксплуатации в составе западных КА [4]. В АО ГНЦ «Исследовательский центр им. М. В. Келдыша» был создан образец двигателя КМ-7, способный работать в диапазоне 3,5–6 кВт [5]. За рубежом двигатель 4,5 кВт ВНТ-4000/ХR-5 (Aerojet, США), который являлся аналогом российского СПД-140, был применен для поднятия орбиты спутника АЕНF еще в 2011 г. [6]. В Европе и Америке широким фронтом идут работы над мощными двигателями от 5 кВт и выше [7–12].

Приборы преобразования и управления для двигателей с мощностью порядка 5 кВт разрабатывались как в США, так и Европе, например, известен прибор РРУ Mk3 фирмы ТАС-В (Бельгия) [13], а также приборы европейского концерна ADS [14].

Исторически сложилось так, что двигатель СПД-140/СПД-140Д был создан достаточно давно, однако не был востребован для отечественных КА в связи с избыточной мощностью применительно к задачам коррекции орбиты. И только с повышением актуальности задачи довыведения КА повышенной массы на ГСО и стремлением максимально сократить длительность этого этапа двигатель СПД-140Д нашел свое применение на российских КА.

Настоящая работа освещает особенности разработки и применения подсистемы довыведения и коррекции орбиты КА «Экспресс-АМУЗ», «Экспресс-АМУ7» с применением двигателя СПД-140Д и СПУ-140Д.

Состав двигательной подсистемы коррекции и довыведения. Выбор типа двигателей, их компоновка на спутнике

В состав двигательной подсистемы для задач довыведения и коррекции орбиты вошли шесть блоков коррекции на базе двигателя СПД-100В, созданных в АО «ОКБ «Факел», Россия (рис. 1, 2), один блок коррекции довыведения на базе двигателя СПД-140Д (АО «ОКБ «Факел») (рис. 3), а также блок газораспределения к нему (рис. 4), три прибора РРУ-Mk2 и шесть блоков фильтрации FU (ТАС-В, Бельгия) (рис. 5, 6), один прибор СПУ-140Д с фильтром питания (АО «НПЦ «Полюс») (рис. 7, 8), блок подачи ксенона (АО «ИСС») (рис. 9), ксеноновый бак высокого давления (АО «ИСС») (рис. 10).

Как и на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» для довыведения были применены блоки, состоящие из двигателя СПД-100В и блока газораспределения (БГР) в вертикальной компоновке, при которой двигатель был установлен на БГР (рис. 1).

Для коррекции орбиты были применены блоки в варианте горизонтальной компоновки (рис. 2).

Характерной особенностью блока коррекции довыведения (БКД) на базе двигателя СПД-140Д явилось отдельное конструктивное исполнение катодов и блока газораспределения,

которые устанавливались на отдельные посадочные места в непосредственной близости от двигателя (рис. 3, 4).



Рис. 1. Блок коррекции довыведения на базе СПД-100В

Fig. 1. Orbit raising thruster unit on the base of SPT-100B

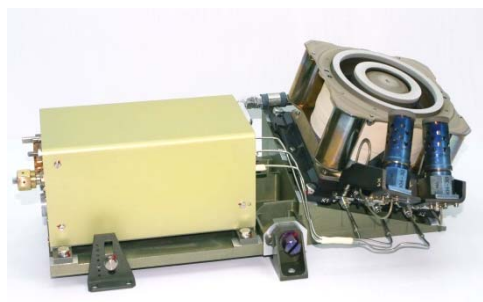


Рис. 2. Блок коррекции орбиты на базе СПД-100В

Fig. 2. Orbit control thruster unit on the base of SPT-100B



Рис. 3. Двигатель довыведения СПД-140Д с катодами

Fig. 3. Orbit raising thruster SPT-140D with cathodes



Рис. 4. Блок газораспределения для двигателя СПД-140Д

Fig. 4. Xenon flow controller for SPT-140D

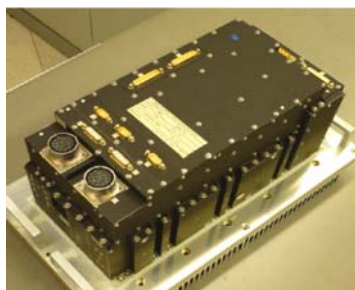


Рис. 5. Прибор PPU-Mk2

Fig. 5. PPU-Mk2 unit



Рис. 6. Блок фильтрации FU

Fig. 6. Filter unit



Рис. 7. Устройство управления и питания СПУ-140Д

Fig. 7. Power and control unit of PPU-140D



Рис. 8. Фильтр питания СПУ-140Д

Fig. 8. Supply filter of PPU-140D



Рис. 9. Блок подачи ксенона

Fig. 9. Xenon feed unit



Рис. 10. Ксеноновый бак высокого давления

Fig. 10. High pressure xenon tank

Указанные блоки (за исключением блоков РПУ, FU, СПУ и фильтра питания) были объединены в систему межблочными трубопроводами по схеме, представленной на рис. 11. Питание всех двигателей рабочим телом осуществлялось из общего бака. Для редуцирования давления рабочего тела до требуемого на входе в двигатель применялся единый двухканальный блок подачи ксенона, который обеспечивал суммарный расход рабочего тела через три одновременно работающих двигателя довыведения.

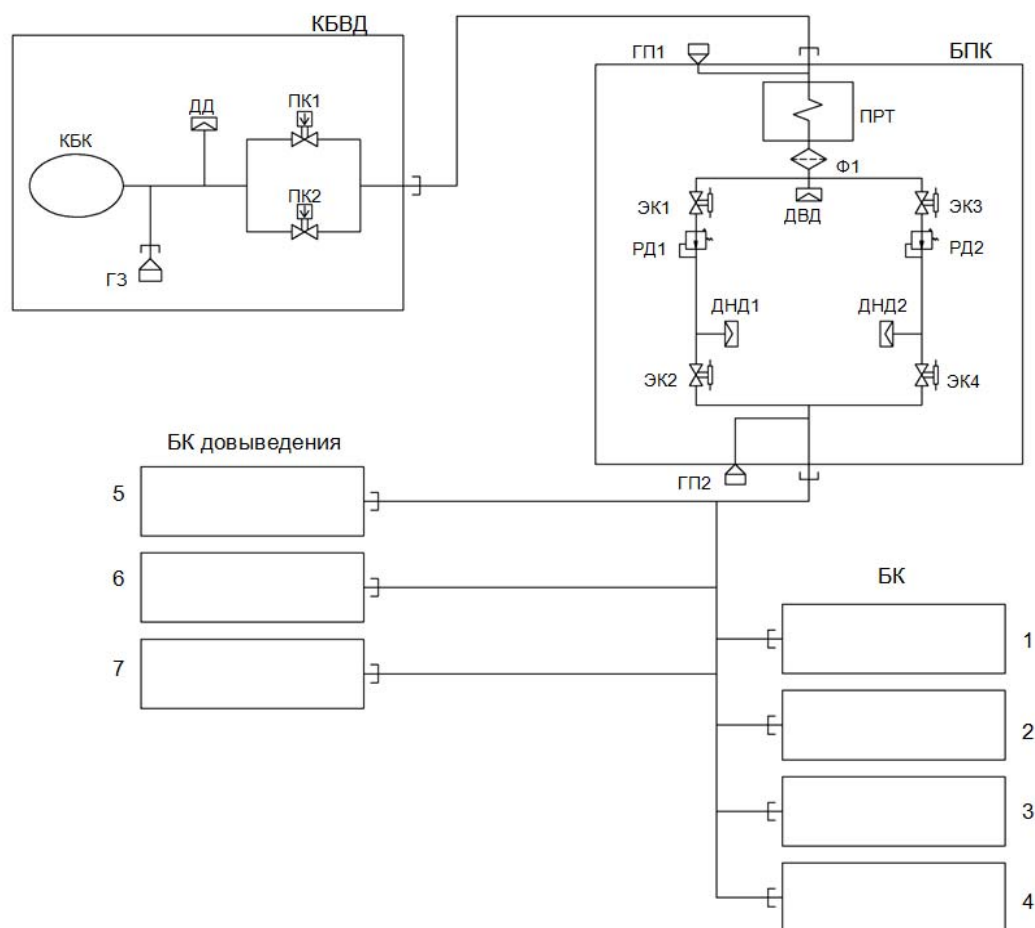


Рис. 11. Функциональная схема двигательной подсистемы:

КБВД – ксеноновый бак высокого давления; БПК – блок подачи ксенона; БК – блоки коррекции;
ГЗ – горловина заправочная; ГП – горловина проверочная; ДВД – датчик высокого давления; ДНД – датчик
низкого давления; ДД – датчик давления; КБК – корпус баллона композитного; ПК – пироклапан;
ПРТ – подогреватель рабочего тела; РД – редуктор давления; Ф – фильтр; ЭК – электроклапан

Fig. 11. Propulsion subsystem functional scheme

Как и ранее на КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103», на КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» была принята концепция раздельного использования двигателей для довыведения и последующей коррекции орбиты. Двигатели были закреплены на корпусе КА неподвижно. Для коррекции долготы и наклонения орбиты предназначены двигатели 1–4, для операции довыведения – двигатели 5–7 (рис. 12). Преимуществом данной концепции является то, что у двигателей довыведения практически отсутствуют потери в тяге из-за малого отклонения их осей от требуемого направления. Другим преимуществом является то, что с учетом значительного масштаба операции довыведения в смысле величины вырабатываемого суммарного импульса не расходуется ресурс двигателей коррекции орбиты. Неподвижное закрепление двигателей позволяет отказаться от достаточно сложной системы управления вектором тяги с использованием приводов или манипуляторов и снизить за счет этого массу конструкции платформы спутника. Двигатели довыведения вследствие их значительной суммарной тяги можно также применить для ускоренного перевода КА в другую точку геостационарной орбиты или увода на орбиту захоронения.

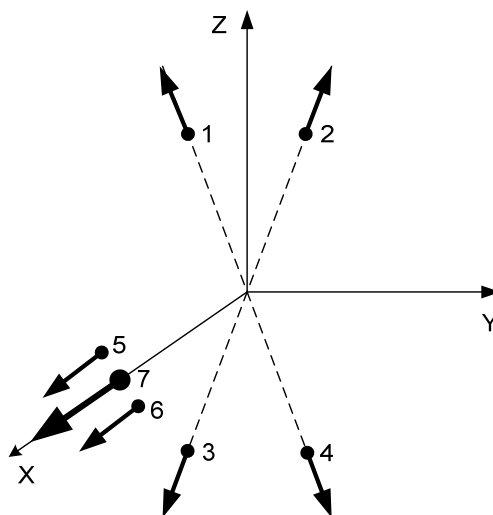


Рис. 12. Расположение блоков коррекции по осям связанной системы координат (X – по радиус-вектору, Y – по вектору скорости, Z – на Север): 1–4 – двигатели коррекции орбиты, 5–7 – двигатели довыведения

Fig. 12. Thruster units allocation along the axis of the concerned coordinate system (X – along the radius vector, Y – along to velocity vector, Z – to North): 1–4 – orbit control thrusters, 5–7 – orbit raising thrusters

Режимы работы двигателей. Организация их питания рабочим телом и электроэнергией. Схема управления двигателями

Как и ранее на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103», двигатели СПД-100В были использованы в режиме повышенной мощности и тяги в пределах регулирования выходных параметров приборов РПУ-Мк2. По сравнению с номинальным режимом тяга возросла примерно на 10 %, экономичность – на 4 %, мощность – на 13 %.

На КА «Экспресс-АМУ7» двигатель СПД-140 использовался в режиме номинальной мощности – 4,5 кВт, а на КА «Экспресс-АМУ3» – при пониженной мощности (3 кВт) с целью отработки данного режима для обеспечения коррекции орбиты перспективных КА.

Для питания трех двигателей необходимо было обеспечить расход рабочего тела через блок подачи ксенона на уровне порядка 30 мг/с. Для этого была применена специально разработанная модификация блока подачи ксенона с увеличенным расходом через редуктор.

Для решения задач довыведения и коррекции орбиты была выбрана схема электрического питания блоков коррекции, предполагающая применение трех приборов РПУ-Мк2, шести блоков фильтрации FU и одного СПУ-140Д, в составе блока управления и преобразования и фильтра питания (рис. 13).

Приведенная на рис. 13 схема была выбрана, исходя из возможностей РПУ-Мк2 по управлению одним из двух блоков коррекции за счет встроенного внутреннего коммутатора двигателей (Thruster switch unit – TSU) аналогично схеме, примененной для КА «Экспресс-80», «Экспресс-103».

Управление БКД с СПД-140Д осуществлялось по схеме: один двигатель – одна система преобразования и управления (СПУ). Прибор СПУ-140Д проектировался в упрощенном одноканальном нерезервированном варианте, так как предполагался к использованию на ограничен-

ном временном интервале (участок довыведения составлял по плану около 1 % от срока службы КА). Была предусмотрена возможность запитки двигателя с потреблением 4,5 и 3 кВт. Коммутация цепей осуществлялась только при выборе катода. Остальные цепи были выполнены без коммутации.

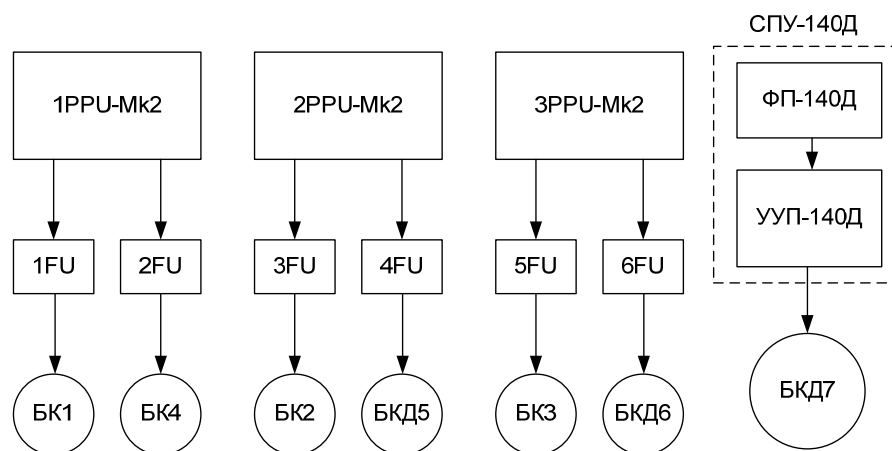


Рис. 13. Реализованная схема запитки блоков двигательной подсистемы коррекции

Fig. 13. Consummated scheme of the thruster units feeding

Управление двигательной подсистемой от бортового программного обеспечения

С учетом автоматизации запуска двигателей, реализованной в приборах РПУ Mk2, программное обеспечение двигательной подсистемы по отношению к РПУ и СПД-100В осуществляло только контрольные и некоторые вспомогательные функции, которые включали в себя:

- занесение в РПУ уставки 5А по току, 306 В по напряжению разряда, 12 А по току накала катода;
- считывание значений телеметрических параметров;
- выдачу команд на формирование режимов РПУ;
- отключение РПУ и двигателей в аномальных ситуациях;
- формирование статистических и диагностических отчетов.

Для управления двигателем СПД-140Д и СПУ-140Д был применен другой подход: с учетом упрощенного построения прибора запуск и контроль работы прибора и двигателя осуществлялись с помощью отдельной специально разработанной бортовой программы. В задачи этой программы входила реализация циклограммы запуска, а также контроль параметров двигателя и СПУ в процессе работы, формирование отчетной информации.

Данная версия БПО двигательной подсистемы довыведения и коррекции в соответствии с принятой технологией прошла полный цикл автономного и комплексного тестирования, а также проверку на этапе электрических испытаний КА.

Интеграция двигательной подсистемы

С учетом того, что состав и потребляемая мощность двигательной подсистемы КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» значительно отличалась от прототипов, необходимым этапом явилась проверка совместной работоспособности составных частей двигательной подсистемы при реальном включении двигателей (интеграция подсистемы). Испытания традиционно проводились в АО «ИСС» на рабочем месте огневых испытаний в вакуумной камере объемом 80 м³, краткое описание которого было приведено в работе в [1].

Размещение блоков коррекции довыведения в вакуумной камере было принято аналогичным штатному размещению (рис. 14): в центре был установлен СПД-140Д, по обеим сторонам от него – СПД-100В.

Одновременная работа трех двигателей довыведения показана на рис. 15.

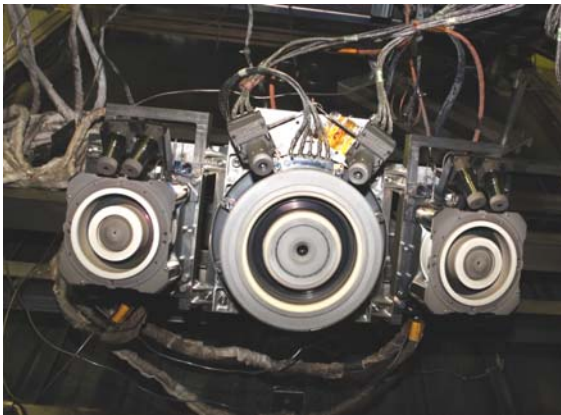


Рис. 14. Размещение двигателей коррекции довыведения при огневых испытаниях в вакуумной камере

Fig. 14. Orbit raising thrusters allocation during firing integration test in the vacuum chamber



Рис. 15. Одновременная работа трех двигателей довыведения

Fig. 15. Simultaneous action of the three orbit raising thrusters

С учетом затруднительности организации одновременного запуска трех двигателей было предусмотрено последовательное включение и отключение двигателей.

Графики тока разряда для принятой последовательности запуска и отключения двигателей довыведения представлены на рис. 16.

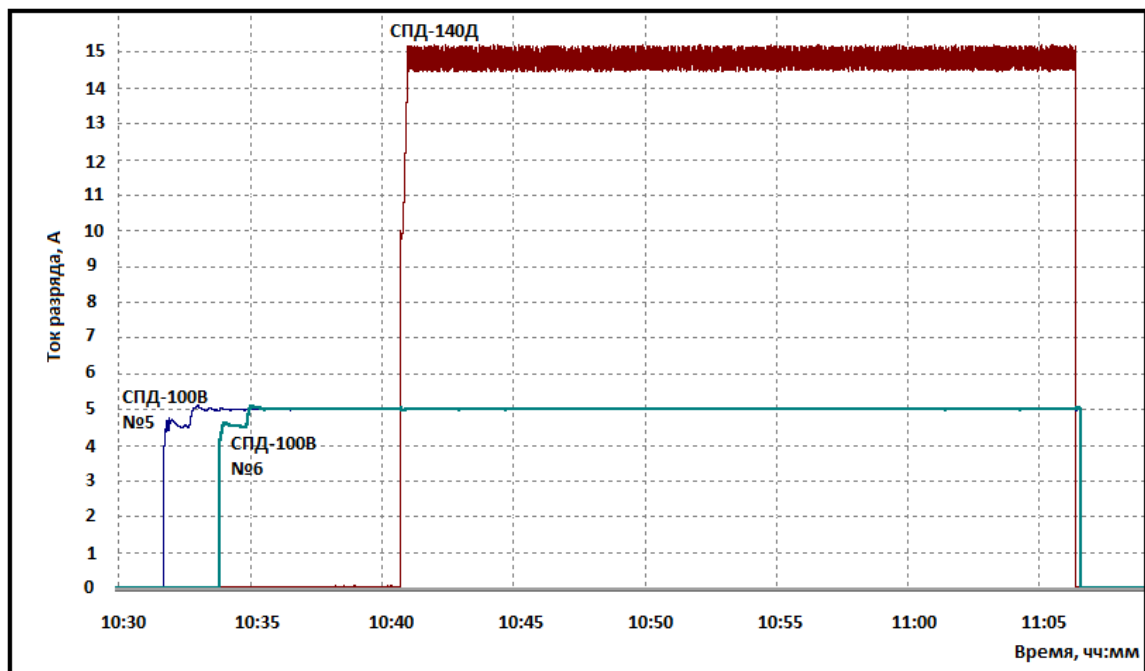


Рис. 16. Графики тока разряда СПД-100В и СПД-140Д

Fig. 16. The discharge current diagrams of the SPT-100B and SPT-140D

В процессе интеграционных испытаний была продемонстрирована совместимость с системой электропитания КА. Работа двигательной подсистемы довыведения под управлением бортового программного обеспечения была подтверждена на этапе электроиспытаний спутника.

Проверочные включения

После отделения от разгонного блока и построения штатной трехосной ориентации КА осуществлялись проверочные включения двигателей довыведения. Была подтверждена работа СПД-140Д как в номинальном режиме 4,5 кВт («Экспресс-АМУ7»), так и в режиме пониженной мощности 3 кВт («Экспресс-АМУ7»). Ожидаемая тяга в режиме малой мощности согласно предварительным данным должна была уменьшиться примерно на 30 %. Суммарная тяга трех двигателей довыведения на КА «Экспресс-АМУ3», по оценкам, должна была составить примерно 80 % от номинальной.

Выполнение маневра довыведения

Заправка ксеноном каждого КА в соответствии с принятой практикой осуществлялась до полной вместимости бака – 300 кг.

Запуск на геопереходную эллиптическую орбиту был осуществлен 13.12.2021. Параметры геопереходной орбиты официально не публиковались. С учетом того, что выведение осуществлялось теми же средствами, что и КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» (ракета-носитель «Протон-М» и разгонный блок «Бриз-М»), массы КА были практически одинаковы, можно предположить, что параметры геопереходной орбиты оказались близки к соответствующим параметрам КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» [1].

Довыведение осуществлялось аналогично КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» по модифицированной схеме Спитцера, в соответствии с патентом АО «ИСС» [15], и заключалось в коррекции эксцентриситета орбиты с одновременной коррекцией периода орбиты с целью организации дрейфа КА в рабочую точку на ГСО. Однако, в отличие от довыведения КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103», довыведение КА «Экспресс-АМУ3» и «Экспресс-АМУ7» с целью уменьшения времени маневра осуществлялось не с пассивной эволюцией наклонения орбиты, а с его активной коррекцией, для чего в процессе довыведения были проведены дополнительные сеансы работы двигателей.

Довыведение КА «Экспресс-АМУ7», совмещенное с приведением КА в рабочую точку на ГСО 145,0° в.д., было осуществлено за 86 сут. Таким образом, время довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» уменьшилось примерно в 1,7 раза, что можно признать существенным результатом. Затраты ксенона составили 105,6 кг. Оценки величины тяги связки из трех двигателей по измерениям текущих параметров орбиты дали величину 457 мН. За вычетом тяги двух СПД-100В (180 мН в режиме 5 А тока разряда), тяга СПД-140Д в режиме мощности 4,5 кВт составила 277 мН (95,5 % от номинальной величины). Нарботка СПД-140Д за время довыведения составила 992 ч при 117 включениях.

Довыведение КА «Экспресс-АМУ3», совмещенное с приведением в рабочую точку на ГСО 103,0° в.д., составило 101 сут. и уменьшилось по сравнению с КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» примерно в 1,5 раза. Затраты ксенона на довыведение и приведение в рабочую точку составили 124 кг. Измерения параметров орбиты дали величину тяги связки двигателей 380 мН (83 % от тяги на «Экспресс-АМУ7»), что примерно соответствует ожидаемому с учетом режима работы СПД-140Д. Тяга СПД-140Д на уровне мощности 3 кВт по измерениям параметров орбиты составила около 200 мН (69 % от номинальной величины). Нарботка СПД-140Д составила 1304 ч при 147 включениях.

Заключение

Представленные материалы позволяют заключить следующее.

1. Впервые в России для довыведения КА на геостационарную орбиту применена связка из трех двигателей: два – СПД-100В и один – СПД-140Д. Впервые в России в составе КА применен и получил летную квалификацию двигатель повышенной мощности СПД-140Д номинальной тягой 290 мН, а также прибор управления СПУ-140Д.

2. Полностью выполнен цикл наземной экспериментальной отработки, в том числе огневые приемочные испытания двигателей довыведения совместно с приборами управления PPU-mk2

и СПУ-140Д, блоком подачи ксенона, рассчитанным на подачу повышенного расхода газа. Показана совместимость с системой электропитания КА.

3. Маневр довыведения для спутников «Экспресс-АМУ-3», «Экспресс-АМУ-7» выполнен успешно. Суммарная тяга связки трех двигателей по результатам траекторных измерений составила для КА «Экспресс-АМУ-7» 457 мН (97 % от номинальной), что позволило уменьшить длительность операции довыведения до вполне приемлемой величины – 86 сут., т. е. в 1,7 раза меньше, чем у КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Тем самым решена задача существенного сокращения длительности операции довыведения, что дает возможность оперативно вводить КА в штатную эксплуатацию при значительном росте массы КА по сравнению с вариантом прямого выведения. Расход ксенона за время довыведения на КА «Экспресс-АМУ-7» составил 105,6 кг, «Экспресс-АМУ-3» – 124 кг.

4. Экспериментально в натурных условиях апробирован режим работы СПД-140Д на уровне мощности 3 кВт. Показана возможность длительной стабильной работы двигателя и СПУ в данном режиме. Суммарная тяга трех двигателей на КА «Экспресс-АМУ-3» составила 380 мН (83 % от номинальной), при этом длительность операции по сравнению с «Экспресс-АМУ-7» возросла незначительно – до 101 сут. (примерно на 17 %). Режим довыведения с пониженной тягой и мощностью двигателя может быть использован для КА уменьшенной размерности с ограниченной располагаемой мощностью бортовой системы электропитания, а также в режиме коррекции орбиты КА после завершения этапа довыведения, когда повышенная тяга не требуется.

Библиографические ссылки

1. Применение двигательной подсистемы на базе плазменного двигателя СПД-100В для довыведения и коррекции орбиты космических аппаратов «Экспресс-80» и «Экспресс-103» / Ю. М. Ермошкин, А. А. Внуков, Д. В. Волков и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 3. С. 480–493. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493.
2. Qualification of the SPT-140 for use on western Spacecraft / J. Delgado, R. Corey, V. Murashko, A. Koryakin, S. Pridannikov // AIAA-2014-3606, 50th Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, 2014, USA, July 28-30. 13 p.
3. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform // Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, IEPC-2015-97. 6 p.
4. Komarov A., Pridannikov S., Lenguito G. Typical transient phenomena of Hall Effect thrusters. IEPC-2019-304 // Proc. of the 36th International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria, 2019. 10 p.
5. Основные результаты разработок Центра Келдыша в области ЭРДУ / А. С. Ловцов, М. Ю. Селиванов, Д. А. Томилин и др. // Известия РАН. Энергетика. 2020. № 2. С. 1–13.
6. 30 years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne / W. Hoskins, R. Cassady, R. Myers et al. // 33rd international Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington, D.C., USA, October 6-11, 2013. IEPC-2013-439. 12 p.
7. Qualification Status of the PPS-5000 Hall Thruster Unit / O. Duchemin, J. Rabin, L. Balika et al. // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-906.
8. Development of a 5kW Class Hall Thruster / C. Mullins, V. Hruby, B. Pote et al. // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 15 p. IEPC-2019-492.
9. Overview of Busek Electric Propulsion / P. Hruby, N. Demmons, D. Courtney et al. // 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-926.
10. Development of stationary thruster SPT-230 with discharge power 10–15 kW / I. Pyatykh, M. Bernikova, V. Gopanchuk et al. // 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-548.

11. Ловцов А., Томилин Д., Муравлев В. Разработка высоковольтных холловских двигателей в Центр Келдыша // 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25–29 September 2017. 5 p.
12. New Avenues for research and Development of Electric Propulsion Thrusters at SSL / I. Jonson, E. Kay, T. Lee et al. // 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 16 p. IEPC-2017-400.
13. Bourguignon E., Fraselle S. PPU Mk3 for 5 kW Hall Effect Thruster // The 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 6 p. IEPC-2017-171.
14. Airbus Defence and Space Power Processing Units: New HET and GIT PPU developments Qualification Status / F. Pinto, J. Palencia, G. Glorieux, N. Wagner // 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-266.
15. Пат. 2586945 РФ. Способ выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги / А. А. Внуков, А. А. Бабанов, М. Н. Доронкин и др. № 16. 2016.

References

1. Ermoshkin Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V. et al. [Application of the propulsion subsystem based on the SPD-100V plasma engine for the additional ascent and correction of the orbit of the Express-80 and Express-103 spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 3, P. 480–493 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493.
2. Qualification of the SPT-140 for use on western Spacecraft / J. Delgado, R. Corey, V. Murashko, A. Koryakin, S. Pridannikov. *AIAA-2014-3606, 50th Joint Propulsion Conference*, Cleveland, Ohio, 2014, USA, July 28–30. 13 p.
3. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform. *Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, 6th NSAT*, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, IEPC-2015-97. 6 p
4. Komarov A., Pridannikov S., Lenguito G. Typical transient phenomena of Hall Effect thrusters. IEPC-2019-304. *Proc. of the 36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, Austria, 2019. 10 p.
5. Lovtsov A. S., Selivanov M. Yu., Tomilin D. A. et al. [Main results of developments by the Keldysh Center in the field of electric propulsion systems]. *Izvestiya RAN. Energy*. 2020, No. 2, P. 1–13 (In Russ.).
6. 30 years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne / W. Hoskins, R. Cassady, R. Myers et al. *33rd international Electric Propulsion Conference*, The George Washington University, Washington, D.C., USA, October 6–11, 2013. IEPC-2013-439. 12 p.
7. Duchemin O., Rabin J., Balika L. et al. Qualification Status of the PPS-5000 Hall Thruster Unit. *36th International Electric Propulsion Conference*. University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-906.
8. Mullins C., Hruby V., Pote B. et al. Development of a 5kW Class Hall Thruster. *36th International Electric Propulsion Conference*, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 15 p. IEPC-2019-492.
9. Hruby P., Demmons N., Courtney D. et al. Overview of Busek Electric Propulsion. *36th International Electric Propulsion Conference*, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-926.
10. Pyatykh I., Bernikova M., Gopanchuk V. et al. Development of stationary thruster SPT-230 with discharge power 10–15 kW. *35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-548.

11. Lovtsov A., Tomilin D., Muravlev V. [Development of high-voltage Hall motors in the Keldysh Center]. *68th International Astronautical Congress (IAC)*, Adelaide, Australia, 25–29 September 2017. 5 p.
12. Jonson I., Kay E., Lee T. et al. New Avenues for research and Development of Electric Propulsion Thrusters at SSL. *35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 16 p. IEPC-2017-400.
13. Bourguignon E., Fraselle S. PPU Mk3 for 5 kW Hall Effect Thruster. *The 35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 6 p. IEPC-2017-171.
14. Pinto F., Palencia J., Glorieux G., Wagner N. Airbus Defence and Space Power Processing Units: New HET and GIT PPU developments Qualification Status. *35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-266.
15. Vnukov A. A., Babanov A. A., Doronkin M. N. et al. *Sposob vyvedeniya kosmicheskogo apparata na geostatsionarnuyu orbitu s ispol'zovaniyem dvigateley maloy tyagi* [A method for launching a spacecraft into a geostationary orbit using low-thrust engines]. Patent RF, No. 16, 2016.

© Ермошкин Ю. М., Внуков А. А., Волков Д. В., Кочев Ю. В.,
Приданников С. Ю., Симанов Р. С., Якимов Е. Н., 2022

Ермошкин Юрий Михайлович – доктор технических наук, доцент, начальник лаборатории; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Внуков Алексей Анатольевич – начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: vnukov@iss-reshetnev.ru.

Волков Дмитрий Викторович – начальник сектора; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

Кочев Юрий Владимирович – кандидат технических наук, начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Приданников Сергей Юрьевич – кандидат технических наук, заместитель главного конструктора; Акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел». E-mail: info@fakel-russia.com.

Симанов Руслан Сергеевич – ведущий инженер; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

Якимов Евгений Николаевич – начальник отделения; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.

Ermoshkin Yuriy Mikhailovich – Dr. Sc. (tech.), head of department; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Vnukov Aleksey Anatolievich – head of group; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: vnukov@iss-reshetnev.ru.

Volkov Dmitry Viktorovich – head of sector; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

Kochev Yuriy Vladimirovich – Cand. Sc. (tech.), head of group; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Pridannikov Sergey Yurievich – Cand. Sc. (tech.) – deputy of the chief designer; JSC “Experimental Design Bureau”. E-mail: info@fakel-russia.com.

Simanov Ruslan Sergeevich – leadig engineer; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

Yakimov Evgeniy Nikolaevich – head of division; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.

УДК 534.11 + 539.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-708-720

Для цитирования: Рабецкая О. И., Кудрявцев И. В., Митяев А. Е. Аналитический расчет жесткости опор балки для обеспечения первой собственной частоты колебаний и критической силы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 708–720. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-708-720.

For citation: Rabetskaya O. I., Kudryavtsev I. V., Mityaev A. E. [Beam support stiffness analytic solution for the first eigenfrequency and critical force]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 708–720. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-708-720.

Аналитический расчет жесткости опор балки для обеспечения первой собственной частоты колебаний и критической силы

О. И. Рабецкая^{1*}, И. В. Кудрявцев², А. Е. Митяев²

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

²Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

*E-mail: olga_rabez@mail.ru

В работе рассматривается проблема обеспечения требуемой первой собственной частоты изгибных колебаний балки при действии продольной силы за счет введения необходимой жесткости опор. Рассматривая и объединяя уравнения свободных колебаний балки и уравнения, описывающие потерю ее устойчивости, было получено условие работоспособности на основе обеспечения минимально заданного значения первой собственной частоты колебаний с учетом действия продольной силы. При этом достижение нулевой частоты собственных колебаний соответствует потере устойчивости, что позволяет решать обе задачи. Данная задача математически сложна и в известной научной литературе ее решение обычно приводится только в графическом или табличном виде. Проблема заключается в нелинейной зависимости коэффициентов опор от жесткости при колебаниях и потере устойчивости. Для решения этой проблемы использовалась аппроксимация нелинейных зависимостей коэффициентов опор методом наименьших квадратов и получения квадратичных аппроксимирующих функций. В результате задача определения требуемой жесткости опор свелась к разрешающему алгебраическому уравнению четвертой степени, для которого существует аналитическое решение. Полученное решение позволяет определить жесткость опор балки, которая обеспечивает требуемое значение первой собственной частоты колебаний балки и ее первой критической нагрузки в виде внешней сжимающей силы или температурных воздействий. Замена нелинейных зависимостей коэффициентов опор от жесткости опор более простыми квадратичными функциями привела к относительно простым аналитическим зависимостям, которые позволяют преобразовывать разрешающее уравнение в соответствии с конкретной решаемой задачей. Вместе с тем, квадратичные функции повлияли на погрешность расчета, для снижения которой было произведено ограничение рассматриваемого диапазона жесткостей опор и разбиение его на три зоны. Проведено сравнение результатов расчетов по предложенному аналитическому решению с численными расчетами методом конечных элементов. Сравнение результатов расчета показало погрешность не более 5 % для рассматриваемого диапазона жесткостей опор, что вполне достаточно для инженерных расчетов балочных конструкций. Для ограничения погрешности результата рекомендуется, чтобы жесткости обоих опор были равны или же одного порядка.

Ключевые слова: балка, упругие опоры, колебания, устойчивость, первая собственная частота, первая критическая сила, аналитическое решение.

Beam support stiffness analytic solution for the first eigenfrequency and critical force

O. I. Rabetskaya^{1*}, I. V. Kudryavtsev², A. E. Mityaev²

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

²Siberian Federal University
79, Svobodnyi prospekt, Krasnoyarsk, Russian Federation, 660041

*E-mail: olga_rabez@mail.ru

The work discusses the problem of providing the required first natural frequency of bending vibrations of the beam under the action of a longitudinal force by introducing the necessary stiffness of the supports. Considering and combining the equations of free vibrations of the beam and the equations describing the loss of its stability, the operability condition was obtained because of providing a minimum given value of the first natural frequency of vibrations considering the action of the axial force. In this case, the achievement of the zero frequency of natural vibration corresponds to the loss of stability, which allows solving both problems. This problem is mathematically complex, and in the known scientific literature its solution is usually given only in graphical or tabular form. The problem lies in the nonlinear dependence of the coefficients of supports on the stiffness during vibrations and loss of stability. To solve this problem, the approximation of the nonlinear coefficients of the supports by the least squares method and the obtaining of quadratic approximating functions was used. As a result, the problem of determining the required stiffness of the supports brought to a fourth-degree resolving algebraic equation, for which an analytic solution exists. The obtained solution allows the stiffness of the beam supports, which provides the required value of the first natural frequency of vibrations of the beam and its first critical load in the form of external compressive force or temperature effects. Replacing the nonlinear dependencies of the support coefficients with the stiffness of the supports with simpler quadratic functions led to relatively simple analytic dependencies that allow the resolution equation to be transformed according to the particular problem being solved. At the same time, quadratic functions influenced the calculation error, to reduce which, the range of the support stiffness under consideration was limited and divided into three zones. The results of calculations using the proposed analytical solution were compared with numerical calculations using finite element method. The comparison of the calculation results showed an error of not more than 5 % for the considered range of stiffness of the supports, which is quite enough for engineering calculations of beam structures. To limit the error of the result, it is recommended that the stiffnesses of both supports be equal or of the same order.

Keywords: beam, elastic supports, vibrations, stability, first eigenfrequency, first critical force, analytical solution.

Введение

Протяженные балочные конструкции, работающие в условиях вынужденных колебаний и подвергающиеся действию сжимающих сил, должны соответствовать определенным условиям работоспособности [1; 2]. Одними из таких условий работоспособности являются обеспечение значений первой собственной частоты колебаний и первой критической силы:

$$f_1 \geq [f], \quad P_{cr1} \geq [P], \quad (1)$$

где $[f]$ и $[P]$ – допускаемые значения частоты и силы.

Постановка задачи колебаний и устойчивости балки сводится к дифференциальным уравнениям с заданными граничными условиями, которые определяются условиями закрепления балки. Для простых условий закреплений решение такой задачи тривиально и его можно найти в научной литературе и справочниках по динамике [3–34]. Однако в существующей литературе опоры имеют идеализированные модели: шарниры, жесткая заделка и др. В динамике балок принято

учитывать опорные закрепления в виде так называемых коэффициентов опор, которые получаются из решения дифференциальных уравнений динамического состояния и для простых случаев закрепления, когда жесткость равна нулю или же бесконечности, их значения приведены в научной литературе. Промежуточные значения жесткостей опор и соответствующие им значения коэффициентов опор упоминаются редко и обычно в виде графиков или таблиц [35–40]. В действительности же, опоры практически всегда будут обладать некоторой конечной жесткостью, которая будет влиять как на значение первой частоты колебаний, так и на первую критическую силу. Учет жесткости опор усложняет решение задачи динамики балки, поскольку приводит к трансцендентному уравнению, для которого уже нет явного аналитического решения.

Целью данной работы является получение аналитического решения задачи обеспечения значений первой собственной частоты колебаний и первой критической силы путем определения необходимой жесткости опорных закреплений. Для этого получены аппроксимирующие аналитические зависимости коэффициентов опор при колебаниях и потере устойчивости от жесткости опор и получено разрешающее уравнение, решение которого определяет искомую жесткость опор, которая обеспечит значения первой собственной частоты колебаний и критической силы для двухопорной балки.

1. Уравнения динамического поведения балки

Рассмотрим математическую постановку задачи изгибных колебаний и форм потери устойчивости для двухопорной балки с упругими шарнирами и получим основные уравнения ее динамического состояния.

1.1. Получение разрешающего уравнения

Пусть прямолинейная балка, закрепленная в шарнирных опорах с некоторой жесткостью k_1 , k_2 , подвергается внешнему воздействию в виде продольной силы P (рис. 1). Динамическое состояние балки будем оценивать первой частотой собственных изгибных колебаний и первой критической силой.

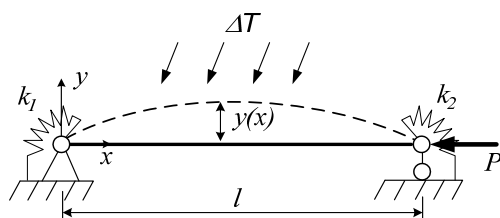


Рис. 1. Расчетная схема балки с упругими опорами

Fig. 1. Spring-hinged beam

Уравнение свободных изгибных колебаний балки с учетом действия сжимающей продольной силы P имеет вид [3–26]:

$$EJ_{\min} \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + P \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} + m \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0, \quad (2)$$

где $y = y(x, t)$ – функция прогиба; E – модуль Юнга материала; $J_{\min}$ – минимальный момент инерции поперечного сечения; m – удельная масса, $m = \rho S$, где ρ – плотность материала; S – площадь поперечного сечения; P – продольная сила.

Продольная сила P , при достижении ей некоторого критического значения, может привести к потере устойчивости [27–34]. Уравнение устойчивости балки имеет вид:

$$EJ_{\min} \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + P \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} = 0. \quad (3)$$

Решение уравнения свободных колебаний (2) для первой частоты собственных колебаний при $P = 0$ имеет вид

$$f_1 = \frac{\alpha^2}{2\pi l^2} \cdot \sqrt{\frac{EJ_{\min}}{m}}, \quad (4)$$

где α – коэффициент опор для первой собственной частоты колебаний, который учитывает влияние способа закрепления балки.

Решение задачи устойчивости (3) для первой критической силы запишется как

$$P_{cr1} = \frac{\pi^2 EJ_{\min}}{\mu^2 \cdot l^2}, \quad (5)$$

где μ – коэффициент опор (коэффициент приведения длины) для задачи устойчивости также определяется способом закрепления.

Задача устойчивости связана со свободными колебаниями продольной силой P , поскольку действие этой силы будет изменять весь спектр частот балки. Данное влияние описывается уравнением Галефа [41; 42]:

$$f_{1(P>0)} = f_{1(P=0)} \cdot \sqrt{1 - \frac{P}{P_{cr1}}}, \quad (6)$$

где $f_{1(P > 0)}$ – первая частота свободных колебаний при действии продольной силы P ; $f_{1(P = 0)}$ – первая частота свободных колебаний при отсутствии продольной силы P ; P_{cr1} – первая критическая сила.

Учтем возможное воздействие температуры на балку (рис. 1), для этого разложим продольную силу на две компоненты, температурную и силовую:

$$P = P_{\Delta T} + P_F = \alpha_t \cdot \Delta T \cdot ES + P_F, \quad (7)$$

где $P_{\Delta T}$ – продольная сила от изменения температуры; P_F – внешнее силовое воздействие; α_t – коэффициент температурного расширения материала балки.

Подставляя (4), (5), (7) в уравнение (6), получим уравнение для первой частоты собственных колебаний балки, учитывающее температурное и силовое воздействия и способ закрепления в виде

$$f_{1(P>0)} = \left(\frac{\alpha}{\pi l} \right)^2 \cdot \sqrt{\frac{1}{4m} \left[\pi^2 EJ_{\min} - \mu^2 \cdot l^2 \cdot (\alpha_t \cdot \Delta T \cdot ES + P_F) \right]}. \quad (8)$$

Если выражение (8) будет равно нулю, то это свидетельствует о динамической потере устойчивости и позволяет использовать данное выражения сразу для двух целей: обеспечение частоты собственных колебаний и критической силы. Значения коэффициентов опор α и μ для распространенных случаев закреплений и требуемой частоты собственных колебаний или критической силы можно найти в различных справочниках по динамике [35–40] или рассчитать из уравнений динамического состояния. В данной работе будем рассматривать только первую собственную частоту колебаний и первую критическую силу.

1.2. Учет влияния жесткости опор

В существующей научной литературе коэффициенты опор даны для небольшого числа простых случаев идеальных закреплений, при которых жесткость опор в разных направлениях равна нулю или бесконечности: шарнир, заделка и др. В общем случае закрепления балки в опорах с некоторой конечной жесткостью (рис. 1), коэффициенты опор будут их функциями:

$$\alpha = \alpha(k_1, k_2), \quad \mu = \mu(k_1, k_2). \quad (9)$$

Выразим коэффициенты опор через относительные жесткости C_i :

$$C_1 = k_1 \frac{l}{EJ_{\min}}, \quad C_2 = k_2 \frac{l}{EJ_{\min}}. \quad (10)$$

Тогда для расчета необходимо определить функции:

$$\alpha = \alpha(C_1, C_2), \quad \mu = \mu(C_1, C_2). \quad (11)$$

В справочниках функции (11) обычно приводятся в табличном или графическом виде, поскольку данные зависимости сильно нелинейные и не могут быть выражены простой аналитической зависимостью. Для решения этой проблемы в работе [43] были получены аналитические функции (11) для ограниченных диапазонов изменения жесткостей C_1, C_2 . Используем эти результаты для решения задачи определения жесткости опор балки и обеспечения заданных значений ее первой собственной частоты колебаний и первой критической силы.

2. Определение требуемой жесткости опор

Жесткость опор, обеспечивающая первую частоту колебаний и первую критическую силу, является неявной переменной в уравнении (8), для определения которой необходимо подставить в аналитическом виде функции (11) и разработать методику решения полученного разрешающего уравнения.

2.1. Получение разрешающего уравнения

Преобразуем уравнение (8) таким образом, чтобы из него можно было выразить искомую жесткость опор и разработать метод ее нахождения:

$$\left(\frac{\alpha(C_1, C_2)}{\pi l} \right)^2 \cdot \sqrt{\frac{1}{4m} \left[\pi^2 EJ_{\min} - \mu^2(C_1, C_2) \cdot l^2 \cdot (\alpha_t \cdot \Delta T \cdot ES + P_F) \right]} = f_1, \quad (12)$$

где f_1 – требуемое значение первой собственной частоты колебаний.

Преобразуем уравнение (12) к виду

$$A - \mu^2(C_1, C_2) \cdot B = \frac{C}{\alpha^4(C_1, C_2)}, \quad (13)$$

где

$$A = \pi^2 EJ_{\min}; \quad B = l^2 \cdot (\alpha_t \cdot \Delta T \cdot ES + P_F); \quad C = 4m[f_1]^2 \pi^4 l^4. \quad (14)$$

Решение уравнения (13) относительно жесткостей C_i требует наличия не самих функций коэффициентов опор (11), а их 2-й и 4-й степеней. Данные функции получим методом наименьших квадратов [44; 45]. Для этого на основе исходных функций (11) создадим набор данных для ограниченного диапазона жесткостей $C = 0 - 1000$, возведем их в соответствующую степень и вновь аппроксимируем полученные результаты квадратичными функциями вида

$$\mu^2(C_1, C_2) = a_1 \cdot (C_1^2 + C_2^2) + a_2 \cdot (C_1 + C_2) + a_3, \quad (15)$$

$$\alpha^4(C_1, C_2) = b_1 \cdot (C_1^2 + C_2^2) + b_2 \cdot (C_1 + C_2) + b_3. \quad (16)$$

С целью повышения точности аппроксимации, разделим рассматриваемый диапазон жесткостей на три зоны. Полученные значения коэффициентов в уравнениях (15), (16) приведены в табл. 1.

Уравнение (13) имеет неопределенность решения в виде бесконечного сочетания жесткостей C_1 и C_2 , которые удовлетворяют этой задаче. Для устранения данной определенности примем $C_2 = n \cdot C_1$, тогда вместо (15), (16) получим

$$\mu^2(C_1) = a_1 \cdot (C_1^2 + n^2 \cdot C_1^2) + a_2 \cdot (C_1 + n \cdot C_1) + a_3, \quad (17)$$

$$\alpha^4(C_1) = b_1 \cdot (C_1^2 + n^2 \cdot C_1^2) + b_2 \cdot (C_1 + n \cdot C_1) + b_3. \quad (18)$$

Таблица 1

Значения коэффициентов аппроксимирующих функций

Зона	Коэффициенты функции μ^2			Коэффициенты функции α^4		
	a_1	a_2	a_3	b_1	b_2	b_3
I: C = 0 – 10	0,0053	-0,0855	1	-0,725	17,29	97,4
II: C = 10 – 100	1,21E-05	-1,82E-03	0,386	-1,84E-02	2,945	243
III: C = 100 – 1000	1,3E-08	-1,93E-05	0,2664	-4,5E-05	0,0675	451,5

Для краткости записи примем обозначения:

$$a_{1n} = a_1 \cdot (1 + n^2); \quad a_{2n} = a_2 \cdot (1 + n), \quad (19)$$

$$b_{1n} = b_1 \cdot (1 + n^2); \quad b_{2n} = b_2 \cdot (1 + n). \quad (20)$$

Во избежание путаницы в обозначениях, далее обозначим искомую жесткость как x . Тогда с учетом (17)–(20) уравнение (13) примет вид

$$A - (a_{1n}x^2 + a_{2n}x + a_3) \cdot B = \frac{C}{b_{1n}x^2 + b_{2n}x + b_3}. \quad (21)$$

Введем новые обозначения коэффициентов:

$$\begin{aligned} c_1 &= -Ba_1 \cdot (1 + n^2); \quad c_2 = -Ba_2 \cdot (1 + n); \quad c_3 = -Ba_3 + A; \\ d_1 &= \frac{b_1 \cdot (1 + n^2)}{C}; \quad d_2 = \frac{b_2 \cdot (1 + n)}{C}; \quad d_3 = \frac{b_3}{C}. \end{aligned} \quad (22)$$

В результате получим разрешающее уравнение задачи 4-й степени в виде

$$c_1x^2 + c_2x + c_3 = \frac{1}{d_1x^2 + d_2x + d_3} \quad (23)$$

или

$$c_1d_1x^4 + (c_1d_2 + c_2d_1)x^3 + (c_1d_3 + c_2d_2 + c_3d_1)x^2 + (c_2d_3 + c_3d_2)x + (c_3d_3 - 1) = 0. \quad (24)$$

Решение алгебраического уравнения 4-й степени (24) позволит определить искомое значение жесткости опор, которым будет один из его 4-х корней.

2.2. Аналитическое решение разрешающего уравнения

Как известно, 4-я степень уравнения является наивысшей, для которой существуют аналитические методы решения. В данной работе для решения разрешающего уравнения (24) использовался метод, разработанный Ю. А. Несмеевым в работах [46; 47]. Согласно этому методу, преобразуем уравнение (24) так, чтобы коэффициент при старшей степени стал равным единице:

$$x^4 + a_3x^3 + a_2x^2 + a_1x + a_0 = 0, \quad (25)$$

где

$$a_3 = \frac{c_1d_2 + c_2d_1}{c_1d_1}; \quad a_2 = \frac{c_1d_3 + c_2d_2 + c_3d_1}{c_1d_1}; \quad a_1 = \frac{c_2d_3 + c_3d_2}{c_1d_1}; \quad a_0 = c_3d_3 - 1. \quad (26)$$

Находим коэффициенты вспомогательного кубического уравнения:

$$a = 1; \quad b = -a_2; \quad c = a_1a_3 - 4a_0; \quad d = -a_1^2 - a_0a_3^2 + 4a_0a_2. \quad (27)$$

Решаем это кубическое уравнение в канонической форме, для этого находим его коэффициенты:

$$p = \frac{3ac - b^2}{9a^2}; \quad q = \frac{(ab)^3}{27} - \frac{bc}{6a^2} + \frac{d}{2a}; \quad k = p^3 + q^2. \quad (28)$$

Рассчитываем коэффициент r как

$$r = \text{sign}(q) \cdot \sqrt{|p|}. \quad (29)$$

Далее находим характерный угол φ :

$$\varphi = \arctg\left(\sqrt{\frac{r^6}{q^2} - 1}\right). \quad (30)$$

Из трех корней кубического уравнения выбираем первый:

$$u_1 = 2r \cdot \cos\left(\frac{\pi - \varphi}{3}\right) - \frac{b}{3}. \quad (31)$$

Далее решение сводится к двум квадратным уравнениям, вспомогательные коэффициенты которых равны

$$d_1 = \frac{a_3^2}{4} + u_1 - a_2; \quad d_2 = \frac{u_1^2}{4} - a_0; \quad d_3 = a_3 u_1 - 2a_1. \quad (32)$$

Первое квадратное уравнение имеет вид

$$k_1 x^2 + k_2 x + k_3 = 0, \quad (33)$$

где

$$k_1 = 1; \quad k_2 = \frac{a_3}{2} + \sqrt{d_1}; \quad k_3 = \frac{u_1}{2} - \sqrt{d_2}. \quad (34)$$

Его корни равны

$$x_1 = \frac{1}{2k_1} \left(-k_2 \pm \sqrt{k_2^2 - 4k_1 k_3} \right). \quad (35)$$

Аналогично решаем второе квадратное уравнение:

$$l_1 x^2 + l_2 x + l_3 = 0, \quad (36)$$

где

$$l_1 = 1; \quad l_2 = \frac{a_3}{2} - \sqrt{d_1}; \quad l_3 = \frac{u_1}{2} + \sqrt{d_2}. \quad (37)$$

Корни равны:

$$x_4 = \frac{1}{2l_1} \left(-l_2 \pm \sqrt{l_2^2 - 4l_1 l_3} \right). \quad (38)$$

Искомая жесткость опор будет наименьшей из положительных корней (35) и (38):

$$C_1 = x = \min(x_i : x_i > 0, i = 1, 2, 3, 4). \quad (39)$$

Абсолютные жесткости опор согласно (10) определяются, как

$$k_1 = C_1 \cdot \frac{EJ_{\min}}{l}; \quad k_2 = n \cdot C_1 \cdot \frac{EJ_{\min}}{l}. \quad (40)$$

Жесткости опор (40) будут обеспечивать требуемые значения коэффициентов опор (11) и, следовательно, значение первой собственной частоты балки и/или первой критической силы. Для автоматизации расчетов по приведенной выше методике была написана программа для ЭВМ.

3. Пример расчета

В известной научной литературе задача расчета колебаний или устойчивости балки с учетом жесткости опор имеет весьма ограниченное распространение и зачастую представлена в общем виде или в виде численных расчетов, что затрудняет сравнение. Поэтому методика была верифицирована путем сравнения результатов расчета с численным решением методом конечных элементов в программе Ansys. Использовалась балочная модель из конечных элементов типа BEAM189, жесткость опор задавалась конечными элементами COMBIN14.

Расчетная схема балки показана на рис. 1 и имеет следующие характеристики: длина $l = 0,5$ м; круглое поперечное сечение диаметром $D = 25$ мм; материал – сталь $E = 2 \cdot 10^5$ МПа, плотность $\rho = 7800$ кг/м³, КТР $\alpha_t = 1,2 \cdot 10^{-5}$ 1/°C. Шарнирные опоры балки имеют равную жесткость: $k = k_1 = k_2$ или $C = C_1 = C_2$ (10). Необходимо определить жесткость опор, которая обеспечит заданное значение первой собственной частоты колебаний f_1 при вариации температуры ΔT .

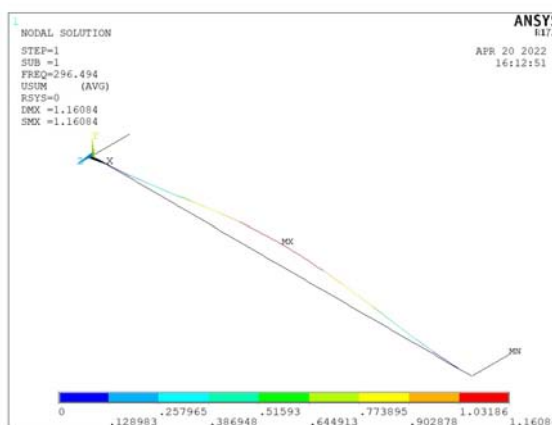
При заданных геометрических параметрах и материале балки, а также при отсутствии продольной силы такая конструкция обеспечивает первую собственную частоту $f_1 = 200,7$ Гц для жесткости опор $C = 0$ и $f_1 = 455$ Гц для $C = \infty$. Зададим значение $f_1 = 300$ Гц и будем поднимать температуру с шагом 50 °C, компенсируя падение значения первой собственной частоты с помощью увеличения жесткости опор.

Результаты расчетов сведены в табл. 2, а на рис. 2 показан один из вариантов расчета в программе Ansys. В табл. 2, помимо заданной температуры, приведено эквивалентное значение продольной силы в балке $P_{\text{экв}}$. Сравнение результатов расчета выполнено по значению первой собственной частоты колебаний балки при заданной температуре и жесткости опор.

Таблица 2

Результаты расчетов

Исходные данные расчета							
f_1 , Гц	300						
ΔT , °C	0	50	100	150	200	250	282
$P_{\text{экв}}$, кН	0	58,9	117,8	176,7	235,6	294,5	332,2
Результаты по предлагаемой методике							
C	4,26	5,97	8,47	21,37	34,72	51,11	1000
k , Н*м	33296	46638	66195	166975	271287	399301	7812500
Результаты МКЭ							
f_1 , Гц	295,9	289,4	284,4	311,6	304,2	286,4	296,5
Δf_1 , %	1,37	3,53	5,2	-3,87	-1,4	4,53	1,17

Рис. 2. Пример расчета при $\Delta T = 282$ °C и $C = 1000$ Fig. 2. Example of calculation at $\Delta T = 282$ °C and $C = 1000$

Полученные результаты показывают хорошую сходимость по всему рассмотренному диапазону жесткостей опор.

4. Обсуждение

В работе получено аналитическое решение задачи определения жесткостей опор балки для обеспечения значений ее первой собственной частоты колебаний и первой критической силы. Постановка задачи свелась к алгебраическому уравнению четвертого порядка (24), решение которого можно графически представить как пересечение двух кривых, составленных из разных частей исходного уравнения (13), как показано на рис. 3. Первая положительная точка пересечения функций определяет требуемую жесткость опор C_I (39).

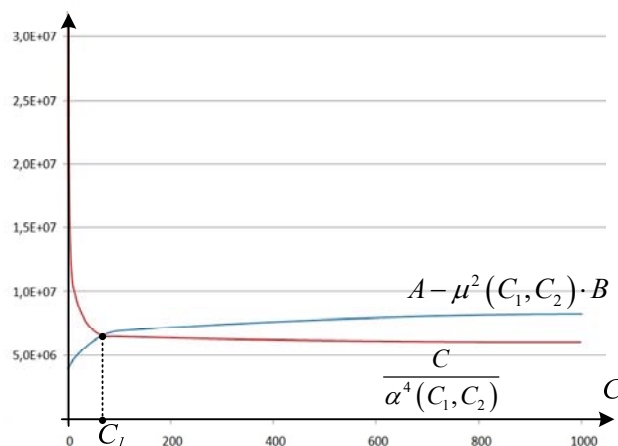


Рис. 3. Графическая интерпретация решения

Fig. 3. Graphical interpretation of the solution

Точность расчета жесткости сильно зависит от точности аппроксимирующих зависимостей, что весьма сложно обеспечить применением квадратичных функций (15), (16), поскольку исходные кривые (11) сильно нелинейные. Необходимое повышение точности достигнуто разбиением диапазона жесткостей на три зоны, аналогично тому, как это было сделано в работе [43].

Особенностью решения по предложенной методике является необходимость задания ненулевого значения осевой силы (7), поскольку в противном случае в разрешающем уравнении (23) левая часть окажется равной нулю и вместо уравнения 4-й степени мы получим квадратное уравнение, решение которого гораздо проще, но невозможно по предлагаемой методике. То же касается и частоты f_1 , нулевое значение приведет к делению на ноль в правой части уравнения (23). При необходимости такой расчет может быть проведен, если задать малое значение соответствующей величины.

Оценить погрешность предложенного аналитического решения в целом весьма затруднительно, поскольку каждая из аппроксимирующих функций (15), (16) имеет свои отклонения по диапазону, которые накладываются друг на друга при решении разрешающего уравнения (23). Проведенные сравнительные расчеты с вариативностью значений продольной силы и требуемого значения первой собственной частоты колебаний показали точность расчета 5 %, что вполне приемлемо для инженерных расчетов в первом приближении. Погрешность существенно увеличивается при $n > 10$, т. е. жесткости опор сильно различаются между собой.

Полученные результаты могут использоваться не только для обеспечения изгибной формы колебаний и потери устойчивости балки, но и для других форм, а также второй и последующих мод колебаний и потери устойчивости.

Заключение

В работе получено аналитическое решение задачи определения жесткостей опор балки для обеспечения значений первой собственной частоты колебаний и критической силы. Использование метода наименьших квадратов для аппроксимации зависимости коэффициентов опор от их жесткости позволило свести задачи с математической точки зрения к решению алгебраического уравнения четвертого порядка. Погрешность расчетов составляет не более 5 %, что вполне приемлемо для прикладных инженерных расчетов балочной конструкции.

Благодарности

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края и Красноярского краевого фонда науки в рамках научного проекта № 20-48-242922.

Acknowledgements

The research was funded by RFBR, Krasnoyarsk Territory and Krasnoyarsk Regional Fund of Science, project number 20-48-242922.

Библиографические ссылки

1. Некоторые аспекты моделирования динамики трансформируемых космических конструкций / Ц. Джан, В. Н. Зимин, А. В. Крылов, С. А. Чурилин // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 1. С. 68–73. DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-1-68-73.
2. Кудрявцев И. В. Обеспечение динамического состояния прямолинейных волноводных трактов при нагреве с помощью расстановки опор // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 4. С. 92–105. DOI: 10.34759/vst-2021-4-92-105.
3. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле. М. : Машиностроение, 1985. 472 с.
4. Бабаков И. М. Теория колебаний. М. : Дрофа, 2004. 591 с.
5. Журавлев В. Ф., Климов Д. М. Прикладные методы в теории колебаний. М. : Наука, 1988. 328 с.
6. Ильин М. М., Колесников К. С., Саратов Ю. С. Теория колебаний. М. : МГТУ, 2001. 272 с.
7. Яблонский А. А., Норейко С. С. Курс теории колебаний. СПб. : Лань, 2003. 254 с.
8. Пановко Я. Г. Введение в теорию механических колебаний. М. : Наука, 1991. 256 с.
9. Блехман И. И. Вибрационная механика. М. : Физматлит, 1994. 400 с.
10. Клаф В. К. Динамика сооружений. М. : Стройиздат, 1979. 320 с.
11. Доев В. С. Поперечные колебания балок. М. : КНОРУС, 2016. 412 с.
12. Balachandran B. Vibrations. Toronto: Cengage Learning, 2009. 737 p.
13. Benaroya H., Nagurka M., Han S. Mechanical vibration. CRC Press: London, 2017. 602 p.
14. Leissa A. W. Vibration of continuous systems, McGraw-Hill: New York, 2011. 524 p.
15. Bottega W. J. Engineering vibrations. CRC Press: New York, 2006. 750 p.
16. Meirovitch L. Fundamentals of vibrations. McGraw-Hill, Book Co: New York, 2001. 826 p.
17. Clough R. E. Dynamics of Structures. McGraw-Hill College: New York, 1995. 752 p.
18. Shabana A. S. Theory of vibration. Springer-Verlag: New York, 2019. 382 p.
19. Geradin M., Rixen D. J. Mechanical vibrations. John Wiley & Sons: London, 2015. 617 p.
20. Rao S. Mechanical vibrations. Pearson Education Limited: London, 2018. 1295 p.
21. Hagedorn P. Vibrations and waves in continuous mechanical systems. John Wiley & Sons: New Jersey, 2007. 388 p.
22. Kelly S. G. Mechanical vibrations. Theory and applications. Cengage Learning: NY, 2012. 896 p.
23. Rades M. Mechanical vibrations II. Printech Publisher: Turin, 2010. 354 p.
24. Inman D. J. Engineering vibration, Pearson Education: NJ, 2014. 720 p.
25. Jazar R. N. Advanced vibrations. A modern approach. Springer: New York, 2013. 695 p.
26. Kelly S. G. Advanced vibration analysis. CRC Press: New York, 2007. 650 p.

27. Тимошенко С. П. Устойчивость стержней, пластин и оболочек. М. : Наука, 1971. 807 с.
28. Алфутов Н. А., Колесников К. С. Устойчивость движения и равновесия. М. : МГТУ, 2003. 256 с.
29. Farshad M., Stability of Structures. Elsevier Science B. V.: Amsterdam, 1994. 434 p.
30. Jerath. S., Structural Stability Theory and Practice: Buckling of Columns, Beams, Plates, and Shells. John Wiley & Sons: Chichester, 2020. 672 p.
31. Timoshenko S. P., Gere J. M., Theory of Elastic Stability. Dover Publications: New York, 2009. 560 p.
32. Thomsen J. J. Vibrations and stability. New York, 2003. 420 p.
33. Yoo C. H. Stability of structures. Elsevier: London, 2011. 529 p.
34. Ziemian R. D., Guide to Stability Design Criteria for Metal Structures. JohnWiley&Sons: NY, 2010. 1117 p.
35. Бидерман В. Л. Теория механических колебаний. М. : Высшая школа, 1980. 408 с.
36. Биргер И. А., Пановко Я. Г. Прочность, устойчивость, колебания. Т. 3. М. : Машиностроение, 1988. 567 с.
37. Коренев Б. Г. Справочник по динамике сооружений. М. : Стройиздат, 1972. 511 с.
38. Уманский А. А. Справочник проектировщика. Т. 2. М. : Стройиздат, 1973. 415 с.
39. Blevins R. D. Formulas for dynamics, acoustics and vibration. John Wiley & Sons, Ltd: Chichester, 2016. 458 p.
40. Wang C. M. Exact solutions for buckling of structural members. CRC Press: New York, 2005, 212 p.
41. Galef A. E. Bending frequencies of compressed beams // Journal of the Acoustical Society of America. 1968. Vol. 44(2). P. 643. DOI: 10.1121/1.1911144.
42. Bokaian A. Natural frequencies of beams under compressive axial loads // Journal of Sound and Vibration. 1988. Vol. 126(1). P. 49–65. DOI: 10.1016/0022-460X(88)90397-5.
43. Кудрявцев И. В., Рабецкая О. И., Митяев А. Е. Аппроксимация значений коэффициентов опор балки при колебаниях и потери устойчивости // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 3. С. 461–474.
44. Дрейпер Н. Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М. : Вильямс, 2016. 912 с.
45. Ивченко Г. И., Медведев Ю. И. Математическая статистика. М. : URSS, 2014. 352 с.
46. Несмеев Ю. А. Об одном подходе к решению алгебраических уравнений 3-й и 4-й степеней // Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика. 2011. № 1(13). С. 26–30.
47. Несмеев Ю. А. Развитие одного подхода к решению алгебраического уравнения 4-й степени // Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика. 2013. № 4(24). С. 29–38.

References

1. Zhang Z., Zimin V. N., Krylov A. V., Churilin S. A. [The definite questions of simulation of transformable space structures dynamics]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 1, P. 68–73 (In Russ.). DOI: 10.31772/2587-6066-2019-20-1-68-73.
2. Kudryavtsev I. V. Ensuring dynamic state of straight waveguide paths at heating by supports arrangement. *Aerospace MAI Journal*. 2021, Vol. 28, №. 4, P. 92–105. DOI: 10.34759/vst-2021-4-92-105. (In Russ.).
3. Timoshenko S. P., Yang D. Kh., Uiver U. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Vibrations in Engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 472 p.
4. Babakov I. M. *Teoriya kolebaniy* [Theory of vibrations]. Moscow, Drofa Publ., 2004, 591 p.
5. Zhuravlev V. F., Klimov D. M. *Prikladnye metody v teorii kolebaniy* [Applied methods in vibration theory]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 328 p.
6. Il'in M. M., Kolesnikov K. S., Saratov Yu. S. *Teoriya kolebaniy* [Theory of vibrations]. Moscow, MGTU Publ., 2001, 272 p.

7. Yablonskiy A. A., Noreyko S. S. *Kurs teorii kolebaniy* [Oscillation theory course]. Sankt-Peterburg, Lan' Publ., 2003, 254 p.
8. Panovko Ya. G. *Vvedenie v teoriyu mekhanicheskikh kolebaniy*. [Introduction to the theory of mechanical Vibrations]. Moscow, Nauka Publ., 1991, 256 p.
9. Blekhman I. I. *Vibratsionnaya mekhanika* [Vibration mechanics]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1994, 400 p.
10. Klaf V. K. *Dinamika sooruzheniy* [Dynamics of structures]. Moscow, Sroyizdat Publ., 1979, 320 p.
11. Doev V. S. *Poperechnye kolebaniya balok* [Transverse vibrations of beams]. Moscow, KNORUS Publ., 2016, 412 p.
12. Balachandran B. *Vibrations*. Toronto: Cengage Learning, 2009. 737 p.
13. Benaroya H., Nagurka M., Han S. *Mechanical vibration*. CRC Press: London, 2017, 602 p.
14. Leissa A. W. *Vibration of continuous systems*, McGraw-Hill: New York, 2011, 524 p.
15. Bottega W. J. *Engineering vibrations*. CRC Press: New York, 2006, 750 p.
16. Meirovitch L. *Fundamentals of vibrations*. McGraw-Hill, Book Co: New York, 2001, 826 p.
17. Clough R. E. *Dynamics of Structures*. McGraw-Hill College: New York, 1995, 752 p.
18. Shabana A. S. *Theory of vibration*. Springer-Verlag: New York, 2019, 382 p.
19. Geradin M., Rixen D.J. *Mechanical vibrations*. John Wiley & Sons: London, 2015, 617 p.
20. Rao S. *Mechanical vibrations*. Pearson Education Limited: London, 2018, 1295 p.
21. Hagedorn P. *Vibrations and waves in continuous mechanical systems*. John Wiley & Sons: New Jersey, 2007, 388 p.
22. Kelly S. G. *Mechanical vibrations. Theory and applications*. Cengage Learning: NY, 2012, 896 p.
23. Rades M. *Mechanical vibrations II*. Printech Publisher: Turin, 2010, 354 p.
24. Inman D. J. *Engineering vibration*, Pearson Education: NJ, 2014, 720 p.
25. Jazar R. N. *Advanced vibrations. A modern approach*. Springer: New York, 2013, 695 p.
26. Kelly S. G. *Advanced vibration analysis*. CRC Press: New York, 2007, 650 p.
27. Timoshenko S. P. *Ustoychivost' sterzhney, plastin i obolochek* [Stability of rods, plates and shells]. Moscow, Nauka Publ., 1971, 807p.
28. Alfutov N. A., Kolesnikov K. S. *Ustoychivost' dvizheniya i ravnovesiya* [Stability of movement and equilibrium]. Moscow, MGTU Publ., 2003, 256 p.
29. Farshad M. *Stability of Structures*. Elsevier Science B. V.: Amsterdam, 1994, 434 p.
30. Jerath S., *Structural Stability Theory and Practice: Buckling of Columns, Beams, Plates, and Shells*. John Wiley & Sons: Chichester, 2020, 672 p.
31. Timoshenko S. P., Gere J. M. *Theory of Elastic Stability*. Dover Publications: New York, 2009, 560 p.
32. Thomsen J. J. *Vibrations and stability*. New York, 2003, 420 p.
33. Yoo C. H. *Stability of structures*. Elsevier: London, 2011, 529p.
34. Ziemian R. D., *Guide to Stability Design Criteria for Metal Structures*. JohnWiley&Sons: NY, 2010, 1117 p.
35. Biderman V.L. *Teoriya mekhanicheskikh kolebaniy* [Theory of mechanical vibrations]. Moscow, Vysshaya shkola, 1980. 408 p.
36. Birger I. A., Panovko Ya. G. *Prochnost', ustoychivost', kolebaniya* [Strength, stability, vibrations]. Vol. 3. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 567 p.
37. Korenev B. G. *Spravochnik po dinamike sooruzheniy* [Structure dynamics guide]. Moscow, Sroyizdat Publ., 1972, 511 p.
38. Umanskiy A. A. *Spravochnik proektirovshchika* [Designer's Handbook]. Vol. 2. Moscow, Sroyizdat Publ., 1973, 415 p.
39. Blevins R. D. *Formulas for dynamics, acoustics and vibration*. John Wiley & Sons, Ltd: Chichester, 2016, 458 p.
40. Wang C. M. *Exact solutions for buckling of structural members*. CRC Press: New York, 2005, 212 p.

41. Galef A. E. Bending frequencies of compressed beams. *Journal of the Acoustical Society of America*. 1968, Vol. 44(2), P. 643. DOI: 10.1121/1.1911144.
42. Bokaian A. Natural frequencies of beams under compressive axial loads. *Journal of Sound and Vibration*. 1988, Vol. 126(1), P. 49–65. DOI: 10.1016/0022-460X(88)90397-5.
43. Kudryavtsev I. V., Rabetskaya O. I., Mityaev A. E. [Approximation of beam support coefficient values at vibrations and buckling]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol 23, No. 3, P. 461–474 (In Russ.).
44. Dreyper N. Smit G. *Prikladnoy regressionnyy analiz* [Applied regression analysis]. Moscow: Vil'yams Publ., 2016, 912 p.
45. Ivchenko G. I., Medvedev Yu. I. *Matematicheskaya statistika* [Mathematical statistics]. Moscow, URSS, 2014, 352 p.
46. Nesmeev Yu. A. An approach to solution of algebraic equations of the third and fourth degrees. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 2011, No. 1(13), P. 26–30. (In Russ.).
47. Nesmeev Yu. A. The development of an approach for the solution of the fourth degree algebraic equation. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 2013, No. 4(24), P. 29–38 (In Russ.).

© Рабецкая О. И., Кудрявцев И. В., Митяев А. Е., 2022

Рабецкая Ольга Ивановна – кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: olga_rabez@mail.ru.

Кудрявцев Илья Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры прикладной механики; Сибирский федеральный университет. E-mail: ikudryavtsev@sfu-kras.ru.

Митяев Александр Евгеньевич – кандидат технических наук, заведующий кафедрой прикладной механики; Сибирский федеральный университет. E-mail: pi-prm@mail.ru.

Rabetskaya Olga Ivanovna – Cand. Sc., assistant professor, department of technical mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: olga_rabez@mail.ru.

Kudryavtsev Ilya Vladimirovich – Cand. Sc., assistant professor, department of applied mechanics; Siberian Federal University. E-mail: ikudryavtsev@sfu-kras.ru.

Mityaev Alexander Evgenievich – Cand. Sc., head of the department of applied mechanics; Siberian Federal University. E-mail: pi-prm@mail.ru.

УДК 621.453

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733

Для цитирования: Методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, А. И. Коломенцев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 721–733. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733.

For citation: Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Kolomentsev A. I. et al. [Methodology for assessing reliability of stand-bed systems in testing liquid throat engines]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 721–733. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733.

Методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги

В. П. Назаров^{1*}, В. Ю. Пиунов², А. И. Коломенцев³, В. Г. Яцуненко¹,
К. Ф. Голиковская¹

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

²Акционерное общество «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина»
Российская Федерация, 141402, Московская область, г. Химки, Ленинградская ул., 24

³Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4, А-80, ГСП-3

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

В процессе конструкторской отработки жидкостных ракетных двигателей малой тяги большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, техническому оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений.

Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натурных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, воздействующих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях. Особое место в вопросах достижения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний. Значительный объем испытаний при отработке двигателей проводится в условиях требуемого вакуума на стендах, оборудованных барокамерами с вакуумными системами.

Для оценки надежности систем стенда для огневых испытаний ракетных двигателей необходимо учитывать влияние отказов элементов на качество функционирования и выходной эффект каждой системы, поэтому заданные условия испытаний должны однозначно определять технические характеристики испытательных стендов. Рассмотрены методы обеспечения динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в составе двигательной установки космического аппарата, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик магистралей. Проведен анализ погрешностей результатов испытаний.

Сформулированы задачи методики расчета инструментальных погрешностей. Проведена оценка частотных характеристик стендовых гидравлических магистралей. Разработаны рекомендации по повышению точности измерения параметров при проведении стендовых огневых испытаний ЖРД малой тяги.

Ключевые слова: ракетные двигатели малой тяги, надежность, стендовые испытания.

Methodology for assessing reliability of stand-bed systems in testing liquid throat engines

V. P. Nazarov^{1*}, V. Yu. Piunov², A. I. Kolomentsev³, V. G. Yatsunenkov¹,
K. F. Golikovskaya¹

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

²Lavochkin Association

24, Leningradskaya St., Khimki, 141402, Russian Federation

³Moscow Aviation Institute (National Research University)

4, Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

In the process of design processing of liquid-propellant rocket engines, much attention is paid to special bench test methodologies, technical use of benches, simulation measurements of the physical conditions of outer space, as well as the use of diagnostic studies and equipment for various physical studies and measurements.

The efficiency of ground (bench) testing is ensured by simulating the conditions of full-scale tests and taking into account the influence of all operational factors affecting the reliability of the assessment of reliability indicators during design testing in ground conditions. A special place in the issues of achieving test efficiency is occupied by the requirements to ensure the accuracy and reliability of test results. A significant amount of testing during the development of engines should be carried out under the required vacuum conditions on test benches equipped with pressure chambers with vacuum systems.

As a result of failures of some elements of a complex bench system, the quality of functioning deteriorates and the probability of successful performance of the functions that determine the output effect of the system decreases.

Therefore, the task of evaluating the reliability of the systems of the stand for firing tests of rocket engines is reduced to elucidating the effect of element failures on the quality of operation and the output effect of each system. When testing, the given conditions must unambiguously determine the technical characteristics of the test stand, including the pressure chamber and vacuum equipment. Tests must be carried out with a sufficient degree of certainty. When assessing the dynamic characteristics in pulsed modes, significant errors are introduced by inertial forces.

Methods for ensuring the dynamic similarity of the characteristics of the engine supply systems with fuel components on the stand and as part of the propulsion system of the spacecraft, including the correspondence of the hydraulic, inertial and wave characteristics of the mains, are considered. An analysis of the errors in the test results was carried out.

The tasks of the methodology for calculating instrumental errors are formulated. An assessment of the frequency characteristics of bench hydraulic lines was carried out.

Recommendations have been developed to improve the accuracy of measuring parameters during bench firing tests of low-thrust rocket engines.

Keywords: rocket engines of low thrust, reliability, bench tests.

Введение

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в настоящее время широко используются в системах управления движением космических аппаратов (КА). Они обеспечивают ориентацию, коррекцию и стабилизацию КА в полете, а также создают необходимые импульсные перегрузки при запуске двигательных установок разгонных блоков, осуществляющих вывод космических аппаратов на заданные орбиты [1; 2].

ЖРДМТ представляют особый класс жидкостных ракетных двигателей. Эта особенность выражается габаритными и массовыми характеристиками, спецификой смесеобразования и процессов горения в камере двигателя, отсутствием (в большинстве случаев) активного охлаждения элементов двигателя. Применение микродвигателей в качестве управляющих исполнительных органов систем ориентации и стабилизации предъявляет жесткие требования к их конструкции и характеристикам, поскольку каждый двигатель становится звеном системы управления и, как исполнительное звено, описывается передаточной функцией между командным электрическим сигналом и развиваемым управляющим усилием [3; 4].

Конструкция ЖРДМТ предусматривает многократное включение двигателя с различной продолжительностью (от нескольких сотых секунды до секунд) и частотой включений при обеспечении требований к высокой экономичности по расходу компонентов топлива. Экономичность этих двигателей непосредственно сказывается на массе топлива, запасенного на борту космического летательного аппарата (КЛА) для управления, и влияет на его массовые характеристики.

Важной особенностью ЖРДМТ является большое общее число циклов работы (до миллиона включений) при сроках эксплуатации в автономном режиме в составе КЛА на орбите 10 лет и более.

Характерным отличием ЖРДМТ является нестационарность режима его работы. При увеличении тяги двигателя во время выхода его на режим и при уменьшении тяги в момент выключения процессы смесеобразования, горения и истечения происходят в нерасчетных условиях, экономичность двигателя существенно снижается. Удельный импульс на таких режимах ниже, чем на непрерывном: $I_{yn} < I_{yn}$; снижение его может достигать 50 % [4; 5].

Специфика условий эксплуатации устанавливает повышенные требования к сохранению энергетических характеристик при изменении в широких диапазонах значений входных давлений и температур компонентов ракетного топлива, так как подача топлива к ним осуществляется по вытеснительной схеме, т. е. за счет давления, создаваемого в расходных баках двигательной установки КА.

Следует отметить, что для достижения требуемых показателей надежности ЖРДМТ необходимо обеспечить проведение стендовых испытаний создаваемых двигателей на основных этапах проектных и опытно-конструкторских работ, а также при серийном производстве изделий.

Постановка задачи исследования

В процессе экспериментальной отработки ЖРДМТ большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, техническому оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений.

Аттестованные методика испытаний ЖРДМТ и испытательное оборудование должны гарантировать получение результатов испытаний с требуемыми точностными характеристиками и обеспечивать воспроизведение необходимых условий испытаний с нормированной точностью [3; 6].

Методы и средства метрологического обеспечения испытаний, включая измерения параметров испытуемого двигателя, воздействующих факторов, испытательного оборудования и режимов испытаний, должны обеспечивать получение результатов испытаний с требуемой точностью и достоверностью.

Поскольку количество испытаний ЖРДМТ в натурных условиях эксплуатации (летных испытаниях) весьма ограничено, а в большинстве случаев вообще исключается вследствие их высокой стоимости, поэтому следует добиваться предельной эффективности их наземной отработки. Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натурных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, влияющих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях.

Особое место в вопросах обеспечения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний.

К стендам для огневых испытаний ЖРДМТ предъявляются специфические требования, основные из которых: достижение степени соответствия высотных условий (разряжения окружающей среды); создание идентичности или динамического подобия характеристик систем питания ЖРДМТ компонентами топлива, включая соответствие инерционных, волновых и гидравлических характеристик питающих магистралей; обеспечение соответствия законов изменения входных давлений в двигатель, давлений в камере сгорания; обеспечение в заданных пределах значений температуры компонентов топлива (как отрицательных, так и положительных).

Кратковременность, повышенная опасность и высокая стоимость огневых испытаний ЖРД обуславливают особые требования к уровню надежности систем стенда [7; 8].

При определении показателей надежности систем стенда возникает необходимость введения таких характеристик, как выходной эффект системы и качество функционирования. При этом выходным эффектом следует считать полезный результат, полученный при эксплуатации системы за данный интервал времени, а характеристикой качества функционирования – количественную оценку качества функционирования системы в определенном ее состоянии при выполнении данной задачи.

В результате отказов некоторых элементов сложной стендовой системы ухудшается качество функционирования и соответственно снижается вероятность успешного выполнения в данный момент времени определенных функций, определяющих выходной эффект системы.

Поэтому задача оценки надежности систем стенда для огневых испытаний РД сводится к выяснению влияния отказов элементов на качество функционирования и выходной эффект каждой системы [9].

Теоретические факторы обеспечения надежности стендовых систем

На первом этапе определения показателей надежности системы необходима четкая формулировка целей и задач, стоящих перед данной системой, которые целесообразно пронумеровать в порядке важности ($j = 1, 2, \dots$, где m – общее число задач). Далее с учетом конкретной специфики сложную систему следует расчленить на элементы и элементам присваивать номера ($i = 1, 2, \dots$, где n – общее число элементов) [9].

Математическую модель функционирования системы представим изменяющимся во времени вектором $\bar{Z}(y)$.

Тогда в целом состоянии системы можно описать следующим выражением:

$$\bar{Z}(t) = \begin{bmatrix} X_1(t) \\ \vdots \\ X_n(t) \\ Y_1(t) \\ \vdots \\ Y_m(t) \end{bmatrix},$$

где $X_i(t)$ – состояние каждого элемента, принимающее значения: 1, если i -й элемент работоспособен; 0, если i -й элемент неработоспособен; $Y_j(t)$ – потребность в выполнении каждой j -й задачи, при этом принимается: 1, если есть потребность в выполнении задачи; 0, если такая потребность отсутствует.

Характеристика качества функционирования определяется как случайная функция $F_z(t) = F[\bar{Z}(y)]$, которая так же, как и вектор $\bar{Z}(y)$, изменяется во времени. Математическое ожидание случайной функции $F_z(t)$ в момент времени t выступает показателем качества функционирования системы

$$K(t) = MF_z(t).$$

В работоспособном состоянии системы стенда все компоненты вектора $\bar{Z}(y)$, описывающие состояния элементов системы, равны единице.

Очевидно, что каждой реализации случайной функции $F_z(t)$ соответствует выходной эффект $W_z[0, t]$ как полезный результат эксплуатации системы в рассматриваемом интервале времени $[0, t]$. Показателем выходного эффекта системы стенда следует считать математическое выражение:

$$U[0, t] = M \cdot W[t].$$

Рассчитывая для идеальной (абсолютно безотказной) системы показатели $K_0(t)$ и $U_0[0, t]$, определим надежность стендовых систем как отношение показателей качества функционирования и выходного эффекта реальной системы к соответствующим показателям и идеальной:

$$P(t) = K(t) / K_0(t), \quad P(t) = U(0, t) / U_0(0, t).$$

К наиболее значимым элементам, определяющим надежность и достоверность полученных при огневых испытаниях ЖРДМТ результатов, следует отнести давление окружающей среды, динамические процессы в топливных магистралях стенда и текущее значение тяги и характер ее изменения во времени.

Большинство ЖРДМТ работают при очень низких давлениях окружающей среды, и следовательно, значительный объем испытаний при их отработке следует проводить на стендах, оборудованных вакуумными системами. При определении тяговых характеристик и характеристик по удельному импульсу в вакуумной камере (с установленным в ней на испытания двигателям) обеспечивается заданное значение давления для безотрывного истечения газа из сопла.

Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях подачи компонентов топлива, зависят от многих факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросхемой и циклограммой работы ЖРДМТ. Известно [10], что характер динамических процессов в магистралях оказывает существенное влияние на параметры двигателя, что для ЖРДМТ является особо актуальным, так как работа в импульсных режимах, вызывающих динамические процессы, является одной из наиболее типичных особенностей работы таких двигателей. Поэтому для достоверного определения характеристик двигателя во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, возникающих в стендовых магистралях, процессам, возникающим в подводящих топливных магистралях в двигательных установках (ДУ) с ЖРДМТ.

Технологические средства испытаний

На основании анализа результатов проведенных исследований разработаны рекомендации по составу технологического и измерительного оборудования стендов для испытаний ЖРДМТ с имитацией высотных условий. В состав такого стенда входят: барокамера, вакуумные насосы, система измерения вакуума и параметров двигателя, системы управления двигателем и элементами стенда [10].

Барокамеру и комплект вакуумного оборудования выбирают исходя из условий работы испытываемых двигателей, давления и температуры в барокамере, требуемой производительности стенда и др.

Заданные условия проведения испытаний должны однозначно определять технические характеристики испытательного стенда, в том числе барокамеры и вакуумного оборудования. При проведении испытаний ЖРДМТ в импульсных режимах давление в барокамере стенда в конце серии импульсов не должно превышать величины давления, при котором может произойти отрыв газового потока от стенки сопла двигателя.

Перед началом огневых испытаний требуемое остаточное давление (вакуум) в термобарокамере создается каскадом вакуумных насосов, формируемым определенным набором механиче-

ских, паромасляных и других типов насосов. Номенклатура набора определяется требованием обеспечения давления в барокамере, близкого к нижнему P_n пределу.

В интервале $(0, t_1)$ система находится в равновесном состоянии, которое обеспечивается работающими вакуумными насосами, число которых может составлять некоторую долю от всех вакуумных насосов испытательного стенда [11; 12]. Это число определяется степенью герметичности барокамеры или уровнем натекания атмосферной среды в барокамеру. В барокамере поддерживается уровень давления, близкий к нижнему P_n допустимому пределу. В момент t_1 производится запуск двигателя.

В интервале (t_1, t_2) при работающем двигателе в барокамеру поступают продукты сгорания. Обозначив суммарный массовый секундный расход компонентов топлива $\dot{m}_\Sigma(t)$ запишем выражение для определения массы продуктов сгорания, поступивших в барокамеру за время работы двигателя,

$$M_\Sigma = \int_{t_1}^{t_2} \dot{m}_\Sigma(t) dt.$$

Принимая с некоторым допущением газовую смесь в виде смеси идеальных газов, запишем уравнение состояния для момента времени t_2 , когда двигатель выключается,

$$P_a V_{\text{бар}} = M_{\text{бар}} R_{\text{гс}} T_{\text{бар}},$$

где $R_{\text{гс}}$ – газовая постоянная, $T_{\text{бар}}$ – температура газовой смеси, $M_{\text{бар}}$ – масса продуктов сгорания, находящаяся в барокамере при работе с вакуумным насосом.

Из этого уравнения находим выражение для расчета оптимального значения объема барокамеры:

$$V_{\text{бар}} = \frac{M_{\text{бар}} R_{\text{гс}} T_{\text{бар}}}{P_n}.$$

Существенным недостатком полученной формулы является принятое предположение о том, что функциональная зависимость расхода компонентов топлива известна, в то время как на практике это не всегда имеет место. Такие зависимости могут быть получены только путем проведения ряда испытаний с достаточной степенью достоверности, при этом можно выполнить оценку оптимального объема барокамеры по известным статистическим значениям параметров, влияющих на данный объем. Такими параметрами являются: средние значения суммарного расхода компонентов топлива и производительности вакуумной системы в интервале допустимых давлений в барокамере от P_v до P_n .

При оценке динамических характеристик ЖРДМТ, работающих в импульсных режимах, возникающие в тягоизмерительном устройстве (ТИУ) силы инерции могут вносить существенные погрешности при оценке параметров, определяющих динамические характеристики [13]. Погрешность измерения этих параметров возрастает, когда частота импульсного режима испытываемого ЖРДМТ находится в диапазоне собственной частоты ТИУ ввиду проявления эффекта резонанса. Поэтому при создании ТИУ необходимо обеспечивать значительное превышение собственной частоты $f_{\text{тиу}}$ над частотой импульсного режима f .

Согласно известным рекомендациям, отношение этих частот должно составлять не менее 25–30, т. е. $f_{\text{тиу}} = (25–30) \cdot f$, что обеспечивает минимизацию погрешности измерения. Так как по статистике частота f импульсного режима ЖРДМТ не превышает 2 Гц, с учетом условия $f_{\text{тиу}} = (25–30) \cdot f$ проектное предельно допустимое значение собственной частоты колебаний подвижных частей ТИУ $f_{0\text{пр}} = 60$ Гц.

Импульсные режимы работы ЖРДМТ инициируют в трубопроводах неустановившиеся (низкочастотные) процессы движения компонентов топлива. Оптимизация процессов огневых испытаний ЖРДМТ требует решения задачи по обеспечению динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических инерционных и волновых характеристик питающих магистралей [14].

Для исключения явления резонанса, вызывающего негативные (с точки зрения подобия) нестационарные процессы, собственная частота магистралей f_0 должна значительно отличаться от частоты вынужденных колебаний, возбуждаемых импульсным режимом работы испытываемого ЖРДМТ. Можно принять следующую зависимость частоты f_0 и максимальной частоты вынужденных колебаний $f_{\text{дв max}}$ с учетом коэффициента запаса:

$$f_0 \geq n_{\text{дв max}},$$

где n – коэффициент запаса устойчивости, который определяется опытным путем на основании результатов стендовых испытаний ЖРДМТ. С учетом рекомендаций [14; 15] при разработке методики испытаний принимаем $n = 10$.

Таким образом, длина стендовой магистрали должна быть такова, чтобы ее собственная частота не менее чем в 10 раз превышала максимальную частоту импульсного режима ЖРДМТ при испытаниях.

Повышение точности измерений и достоверности результатов испытаний

Оценка точности измерений необходима на этапах планирования, проведения стендовых испытаний и анализа результатов испытаний ЖРД [16]. Определение погрешности измерений параметров при стендовых испытаниях является важной составляющей отработки изделия в целом.

Особые значения уделяются определению и оценке инструментальных погрешностей, которые обусловлены погрешностью применяемых средств измерения. Проведен анализ инструментальных погрешностей измерения параметров на установившихся режимах работы при проведении испытаний двигателей. Сформулированы следующие основные задачи методики расчета данных погрешностей:

- регламентировать процедуру получения достоверных данных об инструментальных погрешностях измерения параметров;
- минимизировать метрологические цепи измерения параметров с применением современной датчиково-образующей аппаратуры;
- внести корректирующие сведения в конструкторскую документацию изделий на завершающей стадии их отработки.

Исходными данными для расчета погрешностей являются метрологические характеристики средств измерения и датчиково-преобразующей аппаратуры, применяемых при испытании изделий, а также программа испытаний и технические условия на проведение испытаний.

Давление установившихся параметров при испытаниях двигателя измеряется первичными измерительными приборами (датчиками) давления различных принципов действия (индуктивные, вибрационно-частотные, потенциометрические, тензометрические и др.). При использовании индуктивных датчиков давления, предварительно осуществляется градуировка в составе стенда с числом проверяемых точек в диапазоне измерения. Результатом такой градуировки является зависимость:

$$P_i = A_0 + A_1 \Delta U_i + A_2 \Delta U_i^2 + A_3 \Delta U_i^3,$$

где A_0, A_1, A_2, A_3 – коэффициенты уравнения, рассчитанные по методу наименьших квадратов, ΔU_i – девиация выходного сигнала измерительного канала датчика:

$$\Delta U_i = (U_i - U_0),$$

где U_i – показания регистратора в текущей точке измерения; U_0 – показания регистратора в нулевой точке.

Инструментальная погрешность измерения давления определяется по выражению:

$$\delta P_{\text{И}} = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{ож}}} \delta P_{\text{осн}},$$

где P_{max} – верхний предел измерения датчиком, Па; $P_{\text{ож}}$ – ожидаемое значение давления, данная величина заложена предварительной программой на испытание; $\delta P_{\text{осн}}$ – основная погрешность

измерительного канала давления, полученная в результате предварительно проведенной градуировки:

$$\delta P_{\text{осн}} = \delta_{\text{сл}} + \delta_{\text{пр}} + \delta_{\text{пр.рег}} + \delta_{\text{эт}},$$

где $\delta_{\text{сл}}$ – случайная погрешность датчика, полученная при градуировке; $\delta_{\text{пр}}$ – основная погрешность промежуточного преобразователя; $\delta_{\text{пр.рег}}$ – основная погрешность преобразователя-регистратора; $\delta_{\text{эт}}$ – погрешность рабочего эталона. Инструментально-приведенная погрешность измерительного канала давления вибрационно-частотными, потенциометрическими и тензометрическими датчиками рассчитывалась по формуле

$$\delta P_{\text{И}} = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{ож}}} (\delta_{\text{ПИП}} + \delta_{\text{пр.рег}}),$$

где $\delta_{\text{ПИП}}$ – систематическая погрешность применяемого средства измерения. При измерении давления несколькими дублирующими равноточными измерительными каналами погрешность определялась по выражению

$$\delta P'_{\text{И}} = \frac{\delta P_{\text{И}}}{\sqrt{K}}, \quad K = (2-4).$$

Одной из сложных проблем испытаний двигателя является определение силы тяги двигателя, так как испытания проводятся в барокамере [17]. Сила тяги в пустоте (барокамере) определяется косвенным методом по результатам прямых измерений силы, давления в камере сгорания, атмосферного давления, остаточного давления в барокамере, геометрических размеров площади среза сопла и критического сечения. Прямое измерение силы осуществляется с помощью силоизмерительного устройства (СИУ), оснащенного приборами вибросредоточного, резистивного принципа действия [18]. Выходной сигнал с СИУ подается на промежуточную преобразующую аппаратуру и далее – на преобразователь-регистратор. Измерение давления в барокамере осуществляется датчиками давления. Площади сечения критического сечения и среза сопла известны из паспорта двигателя. Сила тяги в рамках стенда определяется по выражению:

$$P_{\text{П}} = P + R_{\text{доп}},$$

где P – сила тяги, измеренная силоизмерительным устройством; $R_{\text{доп}}$ – дополнительная сила тяги изделия, зависящая от остаточного давления $R_{\text{доп}} = F_{\text{А}} \cdot P_{\text{Н}}$, где $F_{\text{А}}$ – площадь выходного сечения, $P_{\text{Н}}$ – остаточное давление в барокамере. Силоизмерительное устройство проходит градуировку не менее чем по трем циклам «нагрузка-разгрузка», результаты заносятся в паспорт СИУ. После проведения испытаний изделия, для контроля градуировочной характеристики проводится еще один цикл «нагрузка-разгрузка». Инструментальная погрешность измерения силы тяги изделия в пустоте рассчитывается из погрешности прямого измерения значения силы тяги СИУ и погрешности дополнительного значения силы тяги, зависящей от остаточного давления в барокамере. Инструментально-приведенная погрешность измерительного канала прямого измерения силы СИУ:

$$\delta R_{\text{И}} = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{ож}}} (\delta_{\text{СИУ}})_{\text{осн}},$$

где P_{max} – верхний предел измерения силы тяги; $P_{\text{ож}}$ – ожидаемое значение силы тяги; $(\delta_{\text{СИУ}})_{\text{осн}}$ – основная погрешность измерительного канала силы СИУ, полученная при градуировке:

$$(\delta_{\text{СИУ}})_{\text{осн}} = (\delta_{\text{СИУ}})_{\text{сл}} + \delta_{\text{пр}} + \delta_{\text{пр.рег}} + \delta_{\text{эт}},$$

где $(\delta_{\text{СИУ}})_{\text{сл}}$ – случайная погрешности СИУ, полученная при градуировке; $\delta_{\text{пр}}$ – основная погрешность промежуточного преобразователя; $\delta_{\text{пр.рег}}$ – основная погрешность преобразователя-регистратора; $\delta_{\text{эт}}$ – погрешность рабочего эталона.

В свою очередь, инструментальная погрешность дополнительной составляющей силы тяги $R_{доп}$ обусловлена погрешностью измерения выходного сечения сопла и погрешностью измерения остаточного давления в барокамере.

На стенде создаются дублирующие системы расчета силы тяги изделия, при этом используется измеренное значение давления в камере сгорания, коэффициент тяги в пустоте и площадь критического сечения. Этот метод доступен в случае известного коэффициента тяги в пустоте, который определяется из результатов значений СИУ предыдущих испытаний [19].

Оценка инструментальной погрешности измерения массовых расходов компонентов топлива зависит от режимов испытаний и может измеряться различными способами. В случае непрерывной работы двигателя расход измеряется 2–3 последовательно установленными в магистраль трубопровода турбинными датчиками расхода (ТДР) с объемными значениями расхода и последующим пересчетом на массовый расход, или массовыми измерителями расхода кориолисового типа. Градуировка датчиков осуществляется на воде. Инструментальная приведенная погрешность определяется по формуле

$$\delta G_{И} = \frac{q_{\max}}{q_{ож}} \left(\frac{\delta_{ТДР}}{\sqrt{K}} + \delta_{пр.рег} \right) + \delta_{\rho},$$

где $q_{\max}$ – верхний предел измерения объемного расхода; $q_{ож}$ – ожидаемый расход компонента при испытании; $\delta_{ТДР}$ – наибольшая основная погрешность одного из датчиков расхода, полученная при градуировке; K – количество датчиков расхода; $\delta_{пр.рег}$ – основная погрешность преобразователя-регистратора; δ_{ρ} – относительная погрешность плотности компонента.

Температура при испытаниях измеряется термометрами, которые по своему назначению подразделяются на поверхностные и средовые, а по принципу действия – на термометры сопротивления и термопары (термоэлектрические термометры). Абсолютная погрешность измерения термометром сопротивления:

$$\Delta t_{И} = \Delta t_{Т.С.} + \Delta t_{пр.рег},$$

где $\Delta t_{Т.С.}$ – абсолютная погрешность термометра сопротивления; $\Delta t_{пр.рег.}$ – абсолютная погрешность измерения температуры преобразователем-регистратором. Аналогичным образом рассчитывается погрешность при определении инструментальной погрешности измерений термопарой.

Измерение крутящих моментов целесообразно проводить датчиком типа ДКМ-1, который предварительно проходит градуировку в составе стенда, инструментальная погрешность рассчитывается по формуле

$$(\delta_{кр})_{И} = \frac{M_{кр.мах}}{M_{кр.ож}} (\delta_{кр.осн}),$$

где $M_{кр.мах}$ – верхний предел измерения крутящего момента; $M_{кр.ож}$ – ожидаемый крутящий момент, где $(\delta_{кр.осн})$ – основная погрешность, полученная при градуировке датчика, рассчитывается по формуле

$$(\delta_{кр})_{осн} = (\delta_{кр})_{сл} + \delta_{пр} + \delta_{пр.рег} + \delta_{изм.г.в} + \delta_{эт},$$

где $(\delta_{кр})_{сл}$ – случайная погрешность датчика крутящего момента, полученная при градуировке; $\delta_{пр}$ – основная погрешность промежуточного преобразователя; $\delta_{пр.рег}$ – основная погрешность преобразователя-регистратора; $\delta_{изм.г.в}$ – основная погрешность измерения геометрических величин плеча; $\delta_{эт}$ – погрешность рабочего эталона.

Углы поворота вала электропривода обычно измеряются штатным потенциометром, при этом инструментальная погрешность измерения углов поворота вала электропривода рассчитывается по формуле

$$\delta \alpha_{И} = \frac{\alpha_{\max}}{\alpha_{ож}} (\delta_{эл.пр} + \delta_{л} + \delta_{пр.рег}),$$

где $\alpha_{\max}$ – верхний предел измерения углов поворота вала электропривода; $\alpha_{\text{ож}}$ – ожидаемое значение углов поворота вала электропривода; $\delta_{\text{эл.пр}}$ – основная погрешность потенциометра поворота вала электропривода; $\delta_{\text{л}}$ – относительная погрешность потенциометра от величины люфта вала электропривода; $\delta_{\text{пр.рег}}$ – основная погрешность преобразователя-регистратора.

Научно обоснованная и экспериментально проверенная методика оценки точности измерений способствует достоверности результатов испытаний [20].

Заключение

На основании теоретических и экспериментальных исследований разработана методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Представлена в общем виде методика оценки частотных характеристик стендовых гидравлических магистралей. С учетом результатов испытаний ЖРДМТ разработаны рекомендации для расчета внутреннего объема барокамеры и производительности вакуумной системы стенда. Проведен анализ инструментальных погрешностей измерения параметров. Разработаны рекомендации по повышению точности измерения параметров на установившихся режимах работы ЖРДМТ при проведении стендовых испытаний.

Библиографические ссылки

1. Гришин С. Д., Захаров Ю. А., Оделевский В. К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М. : Машиностроение, 2003. 236 с.
2. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / А. Г. Галеев, А. А. Золотов, А. Н. Перминов, В. В. Родченко. М. : Изд-во МАИ, 2007. 260 с.
3. Разработка основных систем стенда огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / М. В. Краев, Г. Г. Крушенко, Л. Н. Кайчук, В. Г. Яцуненко Препринт № 1. Красноярск : ИВМ СО РАН, 2008. 47 с.
4. Буканов В. Т., Колбасенков А. И., Мартыросов Д. С. Анализ связи между процедурами диагностирования, управления и регулирования ЖРД // Труды НПО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко». 2012. № 29. С. 174–187.
5. Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, В. Г. Яцуненко, Д. А. Савчин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 339–354.
6. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателях и их моделирование / Е. В. Лебединский и др. ; под ред. А.С. Коротеева. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.
7. AMBR Engine for Science Missions [Электронный ресурс]. URL: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa/20090001339.pdf (дата обращения: 05.09.2020).
8. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines // 42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, 2006.
9. Бирюков В. И., Назаров В. П., Царапкин Р. А. Алгоритм оценки запасов устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 558–566.
10. Шибанов А. А., Пикалов В. П., Сайдов С. С. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях / под ред. д-ра техн. наук К. П. Денисова. М. : Машиностроение – Полет, 2013. 512 с.
11. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Динамика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2016. 168 с.
12. Мосолов С. В., Бирюков В. И. Гидродинамические способы обеспечения устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Вестник машиностроения. 2011. № 12. С. 12–17.

13. Галеев А. Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок: руководство для инженеров-испытателей. Пересвет : Изд-во ФКП “НИЦ РКП”, 2010. 178 с.
14. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems // 18th International Congress of Metrology, 2017. DOI: 10.1051/metrology/201714009.
15. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J. Lestrade, O. Verberne, G. Khimeche et al. // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, 2014.
16. Веселов А. В. Модернизация тягоизмерительного устройства на испытательных стендах жидкостных ракетных двигателей // Решетневские чтения : материалы XXII Междунар. науч. практ. конф. (12–16 ноября 2018, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2018. С. 198–200.
17. Бегишев А. М., Журавлев В. Ю., Торгашин А. С. Особенности и возможный путь модернизации силоизмерительных устройств испытательных стендов жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 1. С. 62–70
18. Краев М. В., Яцуненко В. Г. Измерения параметров при огневых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СибГАУ. 2004. № 5. С. 167–172.
19. Лебединский Е. В. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.
20. Яцуненко В. Г. Оптимизация процесса конструкторской отработки ЖРД малой тяги при огневых испытаниях : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006. 124 с.

References

1. Grishin S. D., Zakharov Yu. A., Odelevskiy V. K. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov s dvigatelyami maloy tyagi* [Design of aircrafts with liquid propellant rocket engines of low thrust]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 236 p.
2. Galeev A. G., Zolotov A. A., Perminov A. N., Rodchenko V. V. *Ekspluatatsiya ispytatel'nykh kompleksov raketnoosmicheskikh system* [Space-rocket systems test complexes exploitation]. Moscow, MAI Publ., 2007, 260 p.
3. Kraev M. V., Krushenko G. G., Kaychuk L. N., Yatsunenko V. G. *Razrabotka osnovnykh sistem stenda ognevykh ispytaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi* [Design of main systems of thruster test facility]. Krasnoyarsk, IVM SO RAN Publ., 2008, 47 p.
4. Bukanov V. T., Kolbasenkov A. I., Martirosov D. S. [Analysis of the relationship between the procedures for diagnosing, controlling and regulating the LRE]. *Trudy NPO “Energomash im. akademika V.P. Glushko”*. 2012, No. 29, P. 174–187 (In Russ.).
5. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenko V. G., Savchin D. A. [Characteristics of low thrust liquidpropellant rocket engines testing process]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354 (In Russ.).
6. Lebedinskiy E. V. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie pod red. A. S. Koroteeva* [Working processes in liquid propellant rocket engines and their modelling edited by A. S. Koroteev]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p
7. AMBR Engine for Science Missions. Available at: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa.gov/20090001339.pdf (accessed 05.09.2020).
8. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungecho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines. *42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento*, 2006.
9. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. [Estimating algorithm of working process stability reserve in liquid-propellant rocket engines chambers]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 558–566 (In Russ.).

10. Shibanov A. A., Pikalov V. P., Saydov S. S. *Metody fizicheskogo modelirovaniya vysokochastotnoy neustoychivosti rabocheho protsessa v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh pod red. d-ra tekhn. nauk K. P. Denisova* [Methods of physical modelling of high-frequency instability in working processes of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie – Polet Publ, 2013, 512 p.
11. Biryukov V. I., Mosolov S. V. *Dinamika gazovykh traktov zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Dynamics of gas paths of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Moscow Aviation Inst. Publ., 2016, 168 p.
12. Mosolov S. V., Biryukov V. I. [Hydrodynamic methods for ensuring the stability of the working process in the combustion chambers of liquid rocket engines]. *Vestnik mashinostroeniya*. 2011, No. 12, P. 12–17 (In Russ.).
13. Galeev A. G. *Osnovy ustroystva ispytatel'nykh stendov dlya otrabotki zhidkostnykh raketnykh dvigateley i dvigatel'nykh ustanovok: rukovodstvo dlya inzhenerov-ispytateley* [Fundamentals of the design of test benches for testing of liquid rocket engines and propulsion systems manual for test engineers]. Peresvet, Izd-vo FKP “NIC RKP” Publ., 2010, 178 p.
14. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems. *18th International Congress of Metrology*, 2017, DOI: 10.1051/metrology/201714009.
15. Lestrade J., Verberne O., Khimeche G. et al. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, 2014.
16. Veselov A. V. [Modernization of the load-measuring device on the test benches of liquid rocket engines]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. (12-16 noyabrya 2018, g. Krasnoyarsk) v 2 ch.* [International science and research conference (in memory of the Mikhail Fedorovich Redhetnev, general constructor of space vehicles and rocket systems)]. Krasnoyarsk, 2018, P. 198–200 (In Russ.).
17. Begishev A. M., Zhuravlev V. Y., Torgashin A. S. [Features and modernization methods of thrust measurement devices for liquid rocket engine test stands]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 1, P. 62–69 (In Russ.).
18. Kraev M. V., Yatsunenko V. G. [Measurements during firing tests of low thrust liquid propellant rocket engines]. *Vestnik SibGAU*. 2004, Vol. 5, P. 167–172 (In Russ.).
19. Lebedinskiy E. V. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie pod red. A. S. Koroteeva* [Working processes in liquid propellant rocket engines and their modelling edited by A. S. Koroteev]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p.
20. Yatsunenko V. G. *Optimizatsiya protsessa konstruktorskoy otrabotki ZhRD maloy tyagi priogneykh ispytaniyakh* [Optimisation of the design process for liquid-propellant low thrust rocket engines firing tests]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ., 2006, 124 p.

© Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Коломенцев А. И.,
Яцуенко В. Г., Голиковская К. Ф., 2022

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

Пиунов Валерий Юрьевич – кандидат технических наук, заместитель начальника производства Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина». E-mail: piunovdm@gmail.com.

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор кафедры ракетных двигателей; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Яцуненко Владимир Григорьевич – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

Голиковская Клара Федоровна – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: golikovskaya@mail.sibsau.ru.

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

Piunov Valery Yuryevich – Cand. Sc.; deputy head of production Lavochkin Association. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Cand. Sc., Professor, Professor of the Department of Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Yatsunenkov Vladimir Grigorievich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

Golikovskaya Klara Fedorovna – Cand. Sc., associate professor, associate professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: golikovskaya@sibsau.ru.

УДК 629.78; 621.32

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-734-746

Для цитирования: Специализированная светодиодная сборка имитатора внеатмосферного солнечного излучения / А. А. Шевчук, В. В. Двирный, М. С. Майбах и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 734–746. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-734-746.

For citation: Shevchuk A. A., Dvirnyi V. V., Maybakh M. S. et al. [Specialized LED assembly for out-atmospheric solar simulator]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 734–746. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-734-746.

Специализированная светодиодная сборка имитатора внеатмосферного солнечного излучения

А. А. Шевчук^{1, 2*}, В. В. Двирный^{1, 2, 3}, М. С. Майбах⁴, С. А. Санько⁴, А. А. Павлова⁴

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

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

³Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

⁴АО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов»
Российская Федерация, 634034, г. Томск, ул. Красноармейская, 99а

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

Традиционные имитаторы солнечного излучения для термовакуумных испытаний космических аппаратов построены на основе газоразрядных ламп, которые в силу своих особенностей могут быть размещены только за пределами термовакуумной камеры. Альтернативные твердотельные источники – высокоэффективные светодиоды – могут быть размещены непосредственно в термовакуумной камере, что позволит значительно повысить световые и эксплуатационные характеристики имитаторов солнечного излучения. Одной из первоочередных и наиболее сложных задач при обеспечении соответствия световых характеристик имитатора солнечного излучения предъявляемым требованиям следует считать получение спектра, близкого к спектру Солнца внеатмосферных условий (АМ0). В статье рассмотрены спектральные характеристики предложенной ранее модели комбинированного излучателя, состоящего из галогенных ламп и сборок высокоэффективных светодиодов различных длин волн. Предложена методика определения спектрального соответствия для имитаторов солнечного излучения АМ0. Определены требования к светодиодным сборкам для применения в предложенном комбинированном излучателе. В экспериментальной части измерены спектральные характеристики образцов галогенных ламп и светодиодных сборок, по результатам измерений проведено моделирование комбинированного излучателя. При моделировании с образцом наиболее подходящей серийно производимой светодиодной сборки, на номинальном уровне мощности галогенных ламп достигнуто хорошее спектральное соответствие, которое со снижением мощности ламп значительно ухудшается. В то же время многие программы и методики термовакуумных испытаний требуют имитации солнечного излучения с различными уровнями энергетической освещенности. С учетом полученных результатов авторами разработана экспериментальная светодиодная сборка, предназначенная для применения в комбинированном излучателе. Моделирование с экспериментальной светодиодной сборкой показало лучшие результаты; требуемое спектральное соответствие сохраняется на различных уровнях световой мощности. Достигнутые характеристики разработанной светодиодной сборки не предельны и могут быть улучшены путем дальнейшей оптимизации.

Ключевые слова: термовакуумные испытания, имитатор солнечного излучения, светоизлучающий диод, светодиодная сборка, галогенная лампа, спектральное соответствие.

Specialized LED assembly for out-atmospheric solar simulator

A. A. Shevchuk^{1,*}, V. V. Dvirnyi^{1,2,3}, M. S. Maybakh⁴, S. A. San'ko⁴, A. A. Pavlova⁴

¹JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

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

³Siberian Federal University
79, Svobodnyi prospekt, Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

⁴JSC "Research Institute of Semiconductor Devices"
99a, Krasnoarmeyskaya St., Tomsk, 634034, Russian Federation

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

Traditional solar simulators for thermal vacuum tests of spacecraft are based on gas-discharge lamps. Due to the characteristics of such lamps, they can only be installed outside the thermal vacuum chamber. High-efficiency LEDs can be installed directly in the thermal vacuum chamber, which can significantly improve the luminous and operational characteristics of solar simulators. Obtaining a spectrum close to the spectrum of the extraterrestrial Sun (AM0) is one of the primary and most difficult tasks in ensuring that the luminous characteristics of the solar simulator meet the requirements. The article considers a previously proposed model of a combined emitter consisting of halogen lamps and assemblies of high-performance LEDs of various wavelengths. We have proposed a method for determining the spectral match for AM0 solar simulators and determined the requirements for LED assemblies intended for use in the combined emitter. Simulation with a sample of the most suitable commercially available LED assembly, at the nominal power level of halogen lamps, showed a good spectral match, which deteriorates significantly with decreasing lamp power. At the same time, many programs and methods of thermal vacuum tests require simulation of different irradiance levels. Taking this into account, the authors developed an experimental LED assembly. Simulation of the combined emitter with this LED assembly showed the best results. The required spectral match is maintained at various irradiance levels. The achieved characteristics of the developed LED assembly are not limiting and can be improved by further optimization.

Keywords: thermal vacuum tests, solar simulator, light emitting diode, LED assembly, halogen lamp, spectral match.

Введение

В предыдущих работах [1; 2] показано, что основным препятствием к дальнейшему повышению световых и эксплуатационных характеристик имитаторов солнечного излучения (ИСИ) для термовакuumных испытаний (ТВИ) космических аппаратов (КА) является размещение световых источников ИСИ за пределами термовакuumной камеры. В свою очередь, это обусловлено особенностями практически безальтернативно применяемых в качестве световых источников газоразрядных ксеноновых ламп, крайне редко – газоразрядных металлогалогенных ламп [3]. Для получения рабочего поля в термовакuumной камере применяют сложную оптическую систему с большим количеством отражающих и преломляющих оптических элементов, что приводит к высоким потерям светового потока. Как правило, даже при тщательном изготовлении элементов таких ИСИ их КПД составляет около 10 % [4].

К отечественным ИСИ для ТВИ КА, в частности, к действующим в Акционерном обществе «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «ИСС»), в части основных световых характеристик предъявляются следующие требования:

- непараллельность светового потока до 4°;
- уровень энергетической освещенности (ЭО) 1340-1440 Вт/м²;
- неравномерность распределения ЭО в пределах рабочего поля до 15 %;
- спектральный диапазон, близкий к диапазону солнечного излучения, в области 200–2000 нм [5].

Появление в последнем десятилетии новых разработок высокоэффективных светодиодов делает возможным создание на их основе простого и эффективного ИСИ [6; 7]. В отличие от традиционных, такой ИСИ может быть адаптирован к работе в условиях термовакuumных испытаний, непосредственно в термовакuumной камере [1; 2]. Как один из наиболее рациональных вариантов, в [2] предложена конструкция излучателя ИСИ в виде двухмерного массива (матрицы) с распределенными параметрами из множества точечных световых источников. Каждый такой источник оснащен простым первичным оптическим элементом. В случае, если расстояние до объекта испытаний (ОИ) многократно превышает расстояние между соседними точечными источниками матрицы, их световые потоки, многократно смешиваясь, образуют на ОИ однородное рабочее поле (рис. 1).

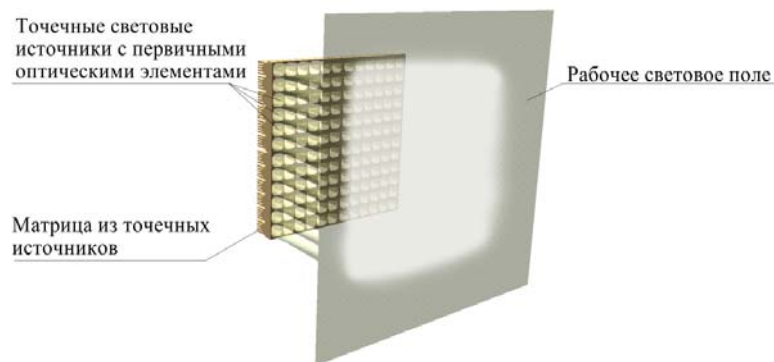


Рис. 1. Излучатель ИСИ в виде матрицы из точечных источников

Fig. 1. Emitter of solar simulator in the form of a matrix of point sources

Для полноценной имитации теплового воздействия Солнца на ОИ необходимо имитировать солнечное излучение в широком, включающем инфракрасную область, диапазоне. Для этого в матрице с равномерным чередованием размещены светодиодные сборки высокой мощности из кристаллов различных длин волн преимущественно видимой области и галогенных ламп преимущественно инфракрасной области солнечного спектра. Такое решение известно [8; 9] и оправдано, в частности, тем, что в настоящий момент наиболее отработаны, эффективны и коммерчески доступны светодиоды видимой части спектра. Низкая эффективность, узкая полоса излучения и высокая стоимость инфракрасных светодиодов делает их применение неоправданным. В то же время галогенные лампы являются практически идеальными и недорогими источниками инфракрасного излучения.

В работах [2; 10] проведены измерения световых характеристик двух выбранных образцов зарубежного производителя OSRAM – светодиодной сборки высокой мощности и галогенной лампы. На основе этих измерений в специализированном ПО для оптического проектирования Zemax выполнено моделирование комбинированного матричного излучателя ИСИ. Результаты показали, что световые характеристики модели в части непараллельности светового потока, уровня и неравномерности распределения ЭО соответствуют предъявляемым к ИСИ для ТВИ КА требованиям или превосходят их. Но не менее важны спектральные характеристики ИСИ. Так, при использовании на ОИ различных спектрально селективных отражающих и поглощающих покрытий низкое спектральное соответствие ИСИ неизбежно увеличит общую погрешность имитации теплового воздействия на ОИ реального солнечного излучения.

Непараллельность светового потока и неравномерность распределения ЭО определяются геометрическими параметрами матрицы и свойствами первичных оптических элементов. В свою очередь, спектральный диапазон и спектральное соответствие ИСИ определяются соответствующими характеристиками применяемых световых источников – галогенных ламп и светодиодных сборок.

Максимум излучения галогенных ламп сосредоточен в инфракрасной области. Спектр галогенных ламп весьма равномерен и, подобно спектру Солнца, близок к спектру излучения абсолютно черного тела (АЧТ), но с более низкой цветовой температурой. Наоборот, результирующий спектр светодиодной сборки в видимой области более сложен и значительно отличается от спектра АЧТ, поскольку складывается из излучения нескольких кристаллов различных длин волн.

Равномерность спектра сборки находится в прямой зависимости от количества длин волн используемых кристаллов. С другой стороны, ИСИ для ТВИ КА должен обеспечивать высокую направленность светового потока. Это ограничивает количество кристаллов в сборке, поскольку она должна иметь малый, приближающийся к точечному, размер излучающей поверхности, позволяющий установить на сборку единый первичный оптический элемент с малым углом распределения [2; 10].

Таким образом, обязательным требованием к светодиодным сборкам для комбинированного ИСИ, вместе с соответствием световых характеристик, следует считать оптимальное сочетание количества составляющих сборку кристаллов, длин их волн и минимально возможного размера излучающей поверхности.

Спектральное соответствие ИСИ и методика его определения

Следует отметить, что на сегодняшний день световые характеристики ИСИ для ТВИ КА не регламентируются государственными стандартами. Также не регламентируются спектральные характеристики применяемых в таких ИСИ газоразрядных, в подавляющем большинстве случаев - ксеноновых ламп, поскольку считается, что их спектр достаточно близок к внеатмосферному спектру Солнца. Однако при использовании альтернативных световых источников с другими характеристиками неизбежно возникает необходимость в подтверждении спектрального соответствия ИСИ.

Наиболее близок действующий ГОСТ 60904, идентичный международному стандарту МЭК 60904, который классифицирует характеристики ИСИ наземных условий АМ 1,5 (англ. Air Mass 1,5) для испытания фотоэлектрических устройств, главным образом – солнечных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), и определяет методы измерения световых характеристик таких ИСИ [11].

Так, спектральное соответствие ИСИ условий АМ1,5 оценивается в диапазоне длин волн 400–1100 нм по следующей методике:

– спектр ИСИ в общем диапазоне 400–1100 нм разделен на шесть отдельных поддиапазонов: 400–500, 500–600, 600–700, 700–800, 800–900 и 900–1100 нм. Измеряют значения спектральной плотности энергетической освещенности (СПЭО) ИСИ как в общем диапазоне, так и в каждом поддиапазоне. Методы измерения могут быть основаны на использовании спектрорадиометра, состоящего из дифракционного монохроматора и приемника излучения; спектрометра на основе ПЗС-матрицы или светодиодной линейки; набора приемников с полосовыми фильтрами; единичного приемника с набором полосовых фильтров. Интегрируют полученные данные СПЭО и получают таким образом значение ЭО во всем диапазоне 400–1100 нм и значения ЭО каждого из шести отдельных поддиапазонов:

$$E = \int_{\lambda_{\min}}^{\lambda_{\max}} I(\lambda) d\lambda, \quad (1)$$

где E – ЭО всего диапазона или отдельного поддиапазона, Вт/м²; $\lambda_{\min}$ и $\lambda_{\max}$ – начальная и конечная длины волн общего диапазона или поддиапазона, нм; $I(\lambda)$ – СПЭО или интенсивность солнечного излучения на единицу длины волны, Вт/м²·нм;

– определяют процентный вклад ЭО каждого поддиапазона в ЭО всего диапазона 400–1100 нм:

$$K_E = \frac{E_N}{E_{\text{общ}}} \cdot 100, \quad (2)$$

где K_E – вклад ЭО отдельного поддиапазона в ЭО всего диапазона, %; E_N – ЭО отдельного поддиапазона, рассчитанная по формуле (1), Вт/м²; $E_{\text{общ}}$ – ЭО всего диапазона, рассчитанная по формуле (1), Вт/м²;

– для каждого отдельного поддиапазона ИСИ находят значение спектрального соответствия:

$$K_C = \frac{K_{E(\text{ИСИ})}}{K_{E(\text{AM1,5})}}, \quad (3)$$

где K_C – спектральное соответствие отдельного поддиапазона; $K_{E(\text{ИСИ})}$ – вклад ЭО данного поддиапазона в общую ЭО в спектре ИСИ в диапазоне 400–1100 нм; $K_{E(\text{AM1,5})}$ – известный, указанный в [11] вклад ЭО того же поддиапазона в общую ЭО в спектре Солнца AM1,5;

– определяют класс спектрального соответствия ИСИ по наихудшему значению спектрального соответствия K_C всех шести отдельных поддиапазонов. Для высшего класса А значение спектрального соответствия должно находиться в пределах 0,75–1,25, для класса В – в пределах 0,6–1,4; для класса С – в пределах 0,4–2,0.

По нашему мнению, данная методика корректна и может быть принята за основу для определения спектрального соответствия ИСИ для ТВИ КА с небольшими изменениями:

– ФЭП крайне чувствительны к спектру принимаемого излучения. Для оценки теплового воздействия ИСИ на ОИ классы спектрального соответствия А и В избыточны и критерием соответствия может быть принят начальный класс С;

– узкий спектральный диапазон 400–1100 нм соответствует границам спектральной чувствительности ФЭП. Тепловое воздействие Солнца происходит в более широком диапазоне длин волн, включающем инфракрасную область. Поэтому соответствие следует определять в более широком диапазоне – как минимум, до 2000 нм;

– при расчете спектрального соответствия по формуле (3) следует учитывать отличие спектрального распределения солнечного излучения внеатмосферных условий AM0 (англ. Zero Air Mass) от спектрального распределения наземных условий AM1,5, для чего применять соответствующие значения $K_{E(\text{AM0})}$.

Авторами предложена следующая методика определения спектрального соответствия ИСИ для ТВИ КА (далее – методика):

– спектральное соответствие ИСИ определяется в диапазоне длин волн 400–2000 нм, который делится на восемь отдельных поддиапазонов. Вклады ЭО каждого поддиапазона в общую ЭО всего диапазона 400–2000 нм $K_{E(\text{AM0})}$ рассчитаны в соответствии с описанием внеатмосферного солнечного спектра AM0 в международном стандарте ASTM E490-2022 [12]. Границы поддиапазонов и соответствующие им значения $K_{E(\text{AM0})}$ приведены в табл. 1;

– условием подтверждения спектрального соответствия ИСИ считать определенные по формулам (1)–(3) значения $K_{E(\text{AM0})}$ всех восьми поддиапазонов, не выходящие за пределы 0,4–2,0.

Таблица 1

Распределение ЭО солнечного спектра AM0 в диапазоне 400–2000 нм

Распределение спектра	Поддиапазон, нм								Весь диапазон, 400–2000 нм
	400-500	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1100	1100-1400	1400-2000	
$K_{E(\text{AM0})}$, %	15,8	15,7	13,5	10,8	8,7	12,7	11,8	11,0	100

Пользуясь методикой, определим спектральное соответствие газоразрядных ксеноновых ламп серии XBO производителя OSRAM [13], применяемых, в частности, в ИСИ для ТВИ КА, действующих в АО «ИСС». Спектральные распределения внеатмосферного солнечного

излучения условий АМ0 в соответствии с [12] и газоразрядных ксеноновых ламп OSRAM XBO с равными ЭО показаны на рис. 2. Рассчитанные в соответствии с методикой значения соответствия всех восьми поддиапазонов K_c находятся в пределах 0,6–1,7; условие спектрального соответствия ИСИ выполняется (табл. 2).

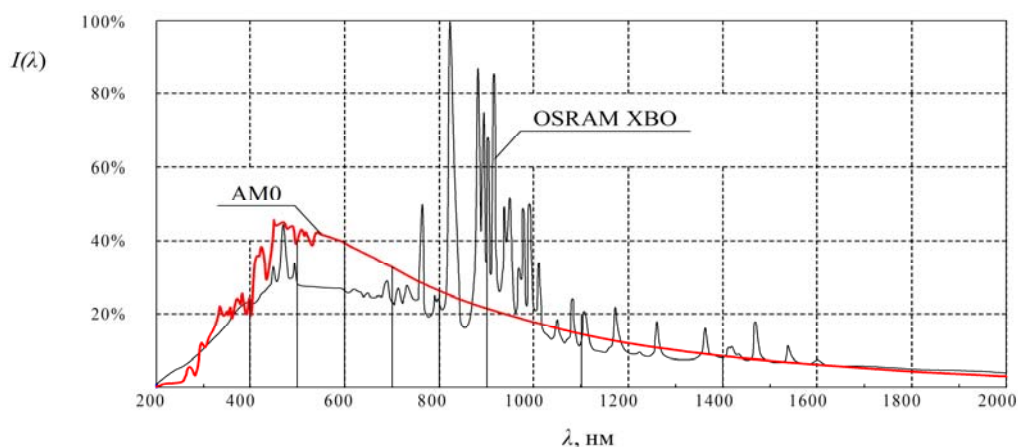


Рис. 2. Спектральные распределения солнечного излучения условий АМ0 и газоразрядных ксеноновых ламп OSRAM XBO

Fig. 2. AM0 and gas-discharge xenon lamps OSRAM XBO spectral distributions

Таблица 2

Спектральное соответствие АМ0 газоразрядных ксеноновых ламп OSRAM XBO

Распределение спектра и соответствие АМ0	Поддиапазон, нм								Весь диапазон, 400–2000 нм
	400-500	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1100	1100-1400	1400-2000	
$K_{E(ИСИ)}$, %	10,8	10,1	9,5	9,4	15,2	20,3	11,2	13,5	100
K_c	0,7	0,6	0,7	0,9	1,7	1,6	0,9	1,2	0,6 – 1,7

Моделирование (серийно производимые образцы)

На первом этапе экспериментальной части за основу принято моделирование комбинированного излучателя ИСИ, проведенное ранее в работе [2]. Для моделирования выбраны автомобильные галогенные лампы дальнего света Н1 с осевым расположением нити накаливания производителя OSRAM. При номинальной потребляемой мощности 55 Вт цветовая температура T_c ламп равна 3500 К. После анализа последних разработок зарубежных производителей выбраны высокоэффективные светодиодные сборки LED Engin LZ7 производителя OSRAM [14] из семи кристаллов шести длин волн. Краткие характеристики составляющих сборку кристаллов приведены в табл. 3.

Спектральные распределения выбранных световых источников определены в нормальных условиях системой измерения спектра, в состав которой входят два монохроматора МДР-206 и ПК со специализированным ПО. Монохроматоры откалиброваны по эталонным световым источникам на основе лампы накаливания и дейтериевой лампы. Моделирование результирующего спектра комбинированного излучателя выполнено в математическом инженерном ПО Mathcad, при этом световые мощности кристаллов различных длин волн подобраны отдельно по отношению к световой мощности галогенных ламп. Такой способ регулировки спектра светодиодного ИСИ известен и реализован, в частности, в работе [15].

Полученный результирующий спектр модели комбинированного ИСИ и спектр солнечного излучения условий АМ0 с равными ЭО показаны на рис. 3. Раздельной регулировкой получено спектральное соответствие в пределах 0,6–1,4 (табл. 4, строка 1).

Таблица 3

Состав светодиодной сборки LED Engin LZ7

Кристалл	Длина волны, нм	Количество в сборке	Прямое напряжение, В	Максимальный прямой ток, А
Синий	449	1	3,2	3
Бирюзовый	495	1	3,8	1
Зеленый	519	1	3,5	2,5
Салатовый	522	2	3,2	1,5
Янтарный	600	1	3,6	2,5
Красный	622	1	2,4	2,5

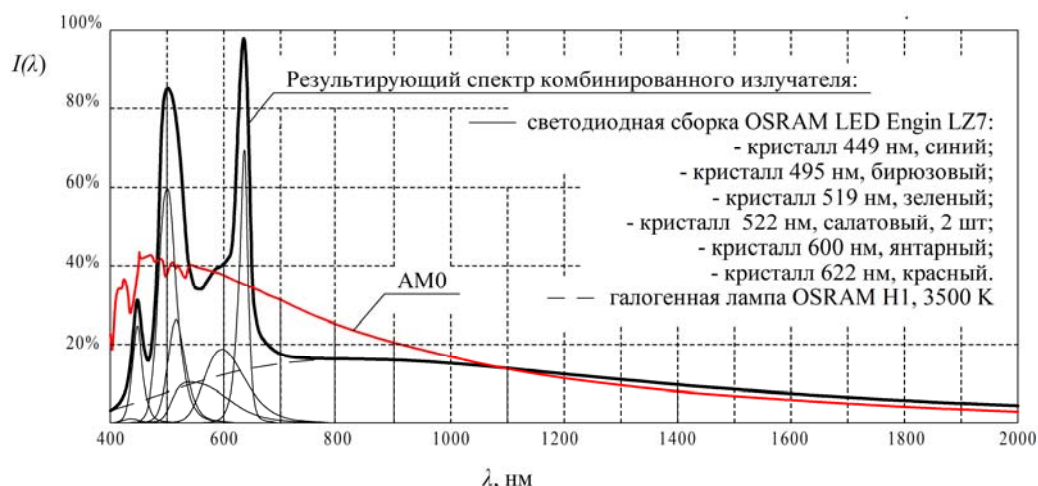


Рис. 3. Спектральные распределения солнечного излучения условий AM0 и комбинированного излучателя со светодиодной сборкой LED Engin LZ7 и галогенной лампой 3500 К

Fig. 3. Spectral distributions of AM0 and combined emitter with LED Engin LZ7 assembly and halogen lamp, 3500 K

Следует отметить, что цветовая температура галогенных ламп 3500 К достигается только при их номинальной мощности. Однако имитация солнечной постоянной с уровнем ЭО 1366 Вт/м² является частным случаем ТВИ КА. Многие программы и методики испытаний предусматривают снижение уровня ЭО, например, для имитации затенения ОИ или его поворота относительно Солнца [16]. Это требует снижения уровня ЭО ИСИ, а значит, и мощности световых источников.

Спектр светодиодов практически не зависит от уровня их мощности, чего нельзя сказать о галогенных лампах. Вместе со снижением мощности галогенной лампы происходит снижение ее цветовой температуры со смещением максимума излучения в сторону больших длин волн. Это может привести к рассогласованию галогенных ламп и светодиодных сборок и ухудшению спектрального соответствия ИСИ.

Известно также, что ресурс галогенных ламп находится в обратной зависимости от рабочей температуры нити накаливания. По этой причине в ИСИ крайне желательно применение галогенных ламп с более низкой, чем в модели, цветовой температурой.

В ходе дальнейшего моделирования цветовая температура $T_{ц}$ галогенной лампы была снижена до значений 3000 и 2500 К (табл. 4, строки 2 и 3). Результаты показали ухудшение спектрального соответствия модели. При снижении $T_{ц}$ до 3000 К спектральное соответствие ухудшилось до границ допустимых пределов, а при снижении до 2500 К – вышло за допустимые пределы 0,4–2,0. Это объясняется провалом результирующего спектра в области 700–900 нм, где и происходит согласование светодиодной сборки и галогенных ламп. Следовательно, для лучшего согласования с галогенными лампами спектр светодиодной сборки необходимо расширить в сторону дальней красной – ближней инфракрасной области.

Таблица 4

**Спектральное соответствие модели со светодиодной сборкой LED Engin LZ7
и галогенными лампами 3500, 3000 и 2500 К**

$T_{ц}, K$	Распределение спектра и соответствие АМ0	Поддиапазон, нм								Весь диапазон, 400–2000 нм
		400-500	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1100	1100-1400	1400-2000	
3500	$K_{E(ИСИ)}, \%$	10,0	19,2	16,9	6,2	6,6	11,8	13,7	15,6	100
	K_C	0,6	1,2	1,3	0,6	0,8	0,9	1,2	1,4	0,6–1,4
3000	$K_{E(ИСИ)}, \%$	10,6	21,4	16,4	4,4	5,5	11,1	14,2	16,4	100
	K_C	0,7	1,4	1,2	0,4	0,6	0,9	1,2	1,5	0,4–1,5
2500	$K_{E(ИСИ)}, \%$	9,1	19,2	13,7	1,8	3,3	10,9	17,9	24,1	100
	K_C	0,6	1,2	1,0	0,2	0,4	0,9	1,5	2,2	0,2–2,2

Наконец, приобретение светодиодных сборок высокой мощности зарубежного производства сегодня крайне затруднено. Поэтому еще одним основным требованием, в соответствии с государственной политикой импортозамещения, является применение отечественных разработок электронной компонентной базы.

Экспериментальный образец светодиодной сборки

С учетом всех перечисленных выше требований, авторами разработан и изготовлен экспериментальный образец светодиодной сборки.

Внешний вид экспериментальной сборки с теплоотводящим основанием показан на рис. 4. Компоновка сборки показана на рис. 5. Размеры излучающей поверхности составляют 4×4 мм. Сборка состоит из семи кристаллов шести длин волн: пяти в видимой области и одной в инфракрасной; питание кристаллов выполнено раздельным. Краткие характеристики составляющих сборку кристаллов приведены в табл. 5.

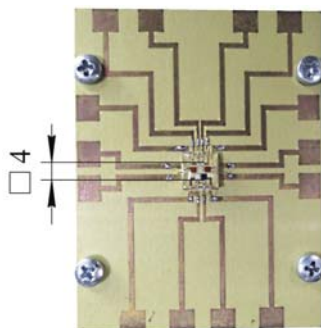


Рис. 4. Светодиодная сборка с теплоотводящим основанием

Fig. 4. LED assembly with the heat sink base

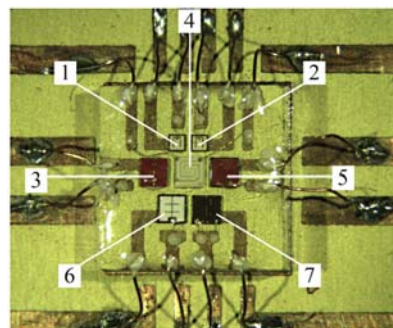


Рис. 5. Компоновка светодиодной сборки (увеличено)

Fig. 5. Layout of the LED assembly (increased)

Таблица 5

Состав экспериментальной светодиодной сборки

№ кристалла на рис. 5	Длина волны, нм	Напряжение, В (при прямом токе, мА)	Размер кристалла, мм	Конструкция
1, 2 (голубой)	506	3,45 (150)	0,610×0,610	Вертикальная
3 (янтарный)	592	2,08 (250)	1,070×1,070	Вертикальная
4 (зеленый)	521,3	3,21 (350)	1,143×1,143	Планарная
5 (красный)	622,8	2,24 (350)	1,070×1,070	Вертикальная
6 (синий)	455	3,1 (350)	1,143×1,143	Планарная
7 (инфракрасный)	855	1,6 (350)	1,066×1,066	Вертикальная

Световые характеристики экспериментальной сборки определены при помощи измерительного комплекса IS-2 производителя Instrument Systems GmbH (номер в Государственном реестре средств измерений РФ 73266-18). Пределы допускаемой относительной погрешности измерений спектральной плотности потока излучения в диапазоне длин волн 380–830 нм не превышают $\pm 5\%$. В состав комплекса входят спектрометр CAS 120-151, фотометрический шар ISP500-100 и ПК со специализированным ПО SpecWin Pro.

Спектральное распределение экспериментальной светодиодной сборки при равном токе всех кристаллов (последовательное включение) показано на рис. 6.

При изменении прямого тока в широких, от 20 до 200 мА, пределах результирующий спектр сборки остается практически неизменным (рис. 7).

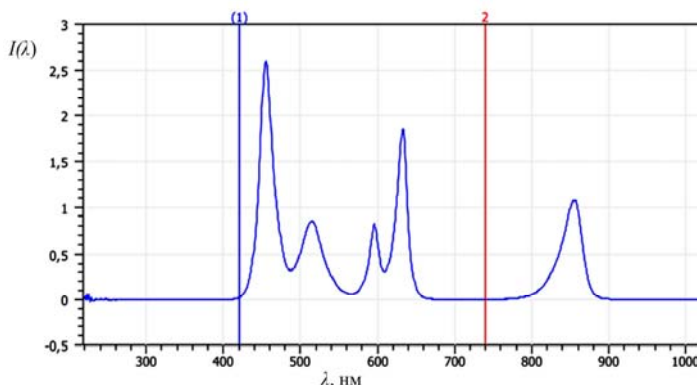


Рис. 6. Спектральное распределение экспериментальной светодиодной сборки

Fig. 6. Spectral distribution of the experimental LED assembly

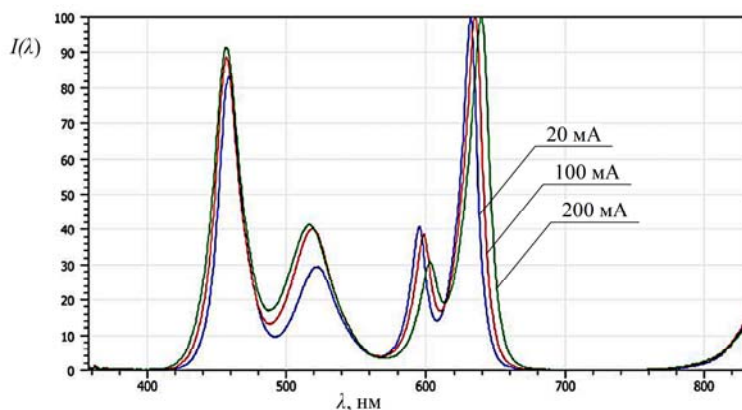


Рис. 7. Спектральное распределение экспериментальной светодиодной сборки при различных значениях прямого тока

Fig. 7. Spectral distribution of the experimental LED assembly at different values of the direct current

Моделирование (экспериментальный образец)

На втором этапе экспериментальной части выполнено аналогичное моделирование результирующего спектра комбинированного излучателя с экспериментальной светодиодной сборкой в ПО Mathcad. Для случая с цветовой температурой галогенных ламп $T_{ц} = 3500$ К, как и на первом этапе моделирования, раздельной регулировкой световой мощности кристаллов различных длин волн по отношению к световой мощности галогенных ламп получено спектральное соответствие в пределах 0,6–1,4 (табл. 6, строка 1). Результирующий спектр модели комбинированного ИСИ и спектр солнечного излучения условий АМ0 с равными ЭО показаны на рис. 8.

Далее так же, с раздельной регулировкой мощности, смоделирован результирующий спектр для галогенных ламп с $T_{ц} = 3000$ и 2500 К (табл. 6, строки 2 и 3). Рассчитанные в соответствии

с методикой значения спектрального соответствия поддиапазонов и общего спектрального соответствия ИСИ сведены в табл. 6. Во всех рассмотренных случаях K_c находятся в пределах 0,4–2,0; условие спектрального соответствия ИСИ выполняется.

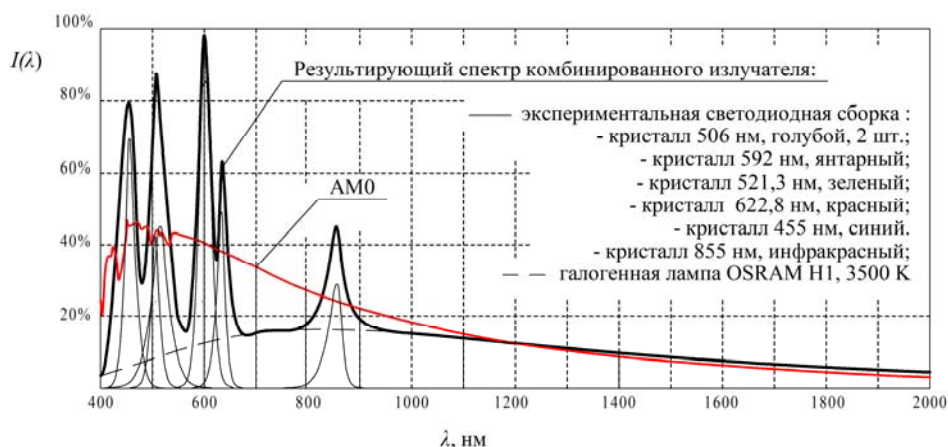


Рис. 8. Спектральные распределения солнечного излучения AM0 и комбинированного излучателя с экспериментальной светодиодной сборкой и галогенной лампой 3500 K

Fig. 8. Spectral distributions of AM0 and combined emitter with experimental LED assembly and halogen lamp, 3500 K

Таблица 6

Спектральное соответствие модели с экспериментальной светодиодной сборкой и галогенными лампами 3500, 3000 и 2500 K

$T_{ц}, K$	Распределение спектра и соответствие AM0	Поддиапазон, нм								Весь диапазон, 400–2000 нм
		400-500	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1100	1100-1400	1400-2000	
3500	$K_{E(ИСИ)}, \%$	10,0	19,2	16,9	6,2	6,6	11,8	13,7	15,6	100
	K_c	0,6	1,2	1,2	0,6	0,8	0,9	1,2	1,4	0,6–1,4
3000	$K_{E(ИСИ)}, \%$	17,1	20,7	6,7	10,8	11,7	8,8	11,2	13,0	100
	K_c	1,1	1,3	0,5	1,0	1,3	0,7	1,0	1,2	0,5–1,3
2500	$K_{E(ИСИ)}, \%$	19,7	19,6	6,6	10,8	11,7	6,5	10,7	14,4	100
	K_c	1,2	1,2	0,5	1,0	1,3	0,5	0,9	1,3	0,5–1,3

Результаты и обсуждение

Результаты моделирования комбинированного излучателя ИСИ показали, что серийно производимые светодиодные сборки высокой мощности недостаточно точно согласуются по спектральным характеристикам с галогенными лампами; рассогласование усиливается по мере снижения мощности световых источников. Это объясняется предназначением таких светодиодных сборок для работы в других условиях – исключительно в видимом диапазоне.

Лучшие результаты получены с экспериментальной светодиодной сборкой, специально разработанной для применения в комбинированном излучателе ИСИ. Спектральное соответствие сохраняется на разных уровнях ЭО, для чего в сборке достаточно пяти кристаллов различных длин волн в видимом диапазоне и одного – в инфракрасном.

Несмотря на выполнение критерия спектрального соответствия, спектр излучения светодиодной сборки в видимой области весьма неравномерен. Повысить равномерность можно добавлением кристаллов других длин волн, что приведет к усложнению системы управления и увеличению общей стоимости ИСИ. Более рациональным путем выравнивания общего спектра может быть применение люминофорных, в том числе белых, кристаллов с более широкой полосой излучения. Кроме этого, анализ результатов моделирования показывает, что вклад

кристаллов с длиной волны 506 нм в результирующий спектр комбинированного излучателя незначителен. Представляется более целесообразным ввести вместо них в состав сборки еще один кристалл с максимумом излучения в дальней красной – ближней инфракрасной области.

Спектральное соответствие в ходе экспериментов достигнуто путем отдельной регулировки мощности кристаллов различных длин волн. Значительно упростить или исключить сложную систему управления можно на стадии проектирования светодиодной сборки путем оптимизирования световой мощности, количества и размеров кристаллов различных длин волн, чтобы при их последовательном включении и равном прямом токе, без отдельного регулирования, результирующий спектр сборки был максимально приближен к спектру солнечного излучения АМ0.

Заключение

Создание адаптированного к условиям термовакуумных испытаний космических аппаратов имитатора солнечного излучения с использованием альтернативных световых источников - высокоэффективных светодиодов – требует решения ряда неординарных задач. В первую очередь необходимо обеспечить требуемую точность имитации теплового воздействия излучения Солнца на объект испытаний. Необходимое соответствие внеатмосферному спектру Солнца может быть получено комбинированием излучения галогенных ламп и высокоэффективных светодиодов различных длин волн. При этом необходимо обязательно учитывать особенности спектральных характеристик светодиодных источников.

Для подтверждения спектрального соответствия авторами предложена методика оценки на основе существующей методики для имитаторов солнечного излучения наземных условий, приведенной в ГОСТ 60904–9.

На основании проведенных измерений, моделирования и оценки результатов с использованием предложенной методики можно сделать следующие выводы:

- комбинированный излучатель из сборок высокоэффективных светодиодов различных длин волн и галогенных ламп способен обеспечить спектральное соответствие, близкое к спектральному соответствию традиционных световых источников – газоразрядных ксеноновых ламп;
- наилучшие результаты получены с разработанной специально для использования в комбинированном излучателе экспериментальной светодиодной сборкой из кристаллов шести длин волн и размером излучающей поверхности 4×4 мм;
- полученные характеристики экспериментальной светодиодной сборки не предельны и могут быть значительно повышены путем дальнейшей оптимизации;
- серийное производство разработанных светодиодных сборок может быть полностью выполнено силами отечественного производителя.

Библиографические ссылки

1. Анализ возможности создания имитатора солнечного излучения на основе светодиодных источников для наземной отработки космических аппаратов / Г. В. Двирный, А. А. Шевчук, В. В. Двирный и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 271–280.
2. Шевчук А. А. Альтернативный метод имитации солнечного излучения для термовакуумных испытаний космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 4. С. 672–686. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-4-672-686.
3. Tawfikab M., Tonnelliera X., Sansoma C. Light source selection for a solar simulator for thermal applications: A review // Renewable and Sustainable Energy Reviews. 2018. Vol. 90. P. 802–813.
4. Крат С. А. Повышение эффективности имитаторов солнечного излучения // Сибирский журнал науки и технологий. 2011. № 2 (35). С. 124–127.
5. Подходы к созданию комплексных систем для отработки и испытания космических аппаратов / С. В. Кравченко, С. Б. Нестеров, В. А. Романько и др. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 1 (13). С. 149–175.

6. Reynolds K. LED-based sun-simulator design: technical and commercial considerations // *Photonics Spectra*. March 2015. P. 54–58.
7. Plita F. Optical design of a fully LED-based solar simulator. PhD thesis. Loughborough, Loughborough University, July 2015. 186 p.
8. Grandi G., Ienina A. Analysis and realization of a low-cost hybrid LED-halogen solar simulator // *Proceedings of 2013 International Conference on Renewable Energy Research and Applications, ICRERA 2013*. P. 794–799.
9. Карпенко А. В., Базилевский А. Б. Имитатор солнечного излучения на базе комбинированных непрерывных источников света // *Актуальные проблемы авиации и космонавтики*. 2012. № 8. С. 40.
10. Двирный Г. В., Шевчук А. А., Пастушенко О. В. Пути повышения технических и эксплуатационных характеристик имитаторов солнечного излучения для наземной отработки космических аппаратов // *Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (10–13 нояб. 2020, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова. – СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2020. Ч. 1. С. 268–270.*
11. ГОСТ Р МЭК 60904-9-2016. Приборы фотоэлектрические. Ч. 9. Требования к характеристикам имитаторов солнечного излучения. Введ. 2017-10-01. М., Стандартинформ, 2017. 12 с.
12. ASTM International. ASTM E490-22. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables [Электронный ресурс]. URL: <https://www.astm.org/e0490-22.html> (дата обращения: 19.10.2022).
13. XBO® – лампы для кинотеатров. Технология и применение [Электронный ресурс]. URL: <https://smart-story.ru/files/products/multimedia/Projectors/Lamps/Osram/Docs/osram-xbo-lamp-technology-and-using.pdf> (дата обращения: 19.10.2022).
14. Сайт производителя OSRAM. OSRAM LED Engin LuxiGen™ LED Emitters. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.osram.us/ledengin/products/luxigen/lz7.jsp> (дата обращения: 19.10.2022).
15. Solid-State Solar Simulator / A. M. Bazzi, Z. Klein, M. Sweeney et al. // *IEEE Transactions on Industry Applications*. 2012. No. 48. P. 1195–1202.
16. ГОСТ Р 56469–2015. Аппараты космические автоматические. Термобалансные и термовакуумные испытания. Введ. 2015-01-15. М. : Стандартинформ, 2015. 11 с.

References

1. Dvirnyi G. V., Shevchuk A. A., Dvirnyi V. V., Elfimova M. V., Krushenko G. G. [Analysis of LED-based solar simulator development capability for spacecraft ground testing applications]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*. 2018, vol. 19, no. 2, p. 271–280 (In Russ).
2. Shevchuk A. A. [Alternative method of solar simulation for thermal vacuum tests of spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 4, P. 672–686 (In Russ).
3. Tawfikab M., Tonnelliera X., Sansoma C. Light source selection for a solar simulator for thermal applications: A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2018, Vol. 90, P. 802–813.
4. Krat S. A. [Increase of solar radiation simulator efficiency]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*. 2011, No. 2 (35), P. 124–127 (In Russ.).
5. Kravchenko S. V., Nesterov S. B., Roman'ko V. A., Testodov N. A., Khalimanovich V. I., Khristich V. V. [Approaches to creating integrated systems for optimization and testing of spacecraft]. *Inzhenerniy zhurnal: nauka i innovatsii*. 2013, No 1 (13), P. 149–175 (In Russ.).
6. Reynolds K. LED-based sun-simulator design: technical and commercial considerations. *Photonics Spectra*. March 2015, P. 54–58.
7. Plita F. Optical design of a fully LED-based solar simulator. PhD thesis. Loughborough, Loughborough University, July 2015. 186 p.

8. Grandi G., Ienina A. Analysis and realization of a low-cost hybrid LED-halogen solar simulator. Proceedings of 2013 International Conference on Renewable Energy Research and Applications, ICRERA 2013. P. 794–799. 10.1109/ICRERA.2013.6749861.
9. Karpenko A. V., Bazilevskii A. B. [Solar simulator based on combined continuous luminous sources]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2012, No. 8, P. 40 (In Russ).
10. Dvirnyi G. V., Shevchuk A. A., Pastushenko O. V. [Ways to improve the technical and operational characteristics of solar simulators for ground testing of spacecraft]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Proc. 14th Int. scient. and pract. conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2020, vol. 1, p. 268–270 (In Russ).
11. GOST R MEK 60904–9–2016. *Pribory fotoelektricheskie. Chast' 9. Trebovaniya k harakteristikam imitatorov solnechnogo izlucheniya*. [State Standard R IEC 60904–9–2016. Photovoltaic devices. Part 9. Solar simulator performance requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2017. 12 p.
12. ASTM International. ASTM E490-22. Standard Solar Constant and Zero Air Mass Solar Spectral Irradiance Tables. Available at: <https://www.astm.org/e0490-22.html> (accessed 19.10.2022).
13. XBO® – *lampy dlya kinoteatrov. Tekhnologiya i primeneniye* [XBO® cinema lamps. technology and application]. Available at: <https://smart-story.ru/files/products/multimedia/Projectors/Lamps/Osram/Docs/osram-xbo-lamp-technology-and-using.pdf> (accessed 19.10.2022).
14. OSRAM LED Engin LuxiGen™ LED Emitters. OSRAM, 2021. URL: <https://www.osram.us/ledengin/products/luxigen/lz7.jsp> (accessed: 19.10.2022).
15. Bazzi A. M., Klein Z., Sweeney M. et al. Solid-State Solar Simulator. IEEE Transactions on Industry Applications. 2012, No. 48, P. 1195–1202.
16. GOST R 56469–2015. *Apparaty kosmicheskoye avtomaticheskoye. Termobalansnyye i termovakuumnyye ispytaniya*. [State Standard R 56469-2015. Automatic spacecrafts. Thermal balance and thermal vacuum tests]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 11 p.

© Шевчук А. А., Двирный В. В., Майбах М. С.,
Санько С. А., Павлова А. А., 2022

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор кафедры ТМС; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева; профессор межинститутской базовой кафедры прикладной физики и космических технологий; Сибирский федеральный университет; E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Шевчук Андрей Александрович – аспирант; инженер по наладке и испытаниям отдела термовакuumных испытаний; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: shevchukaa@iss-reshetnev.ru.

Майбах Максим Сергеевич – аспирант; инженер-конструктор отдела 110, АО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов». E-mail: majbah_ms@niipp.ru.

Санько Сергей Александрович – аспирант; инженер-конструктор отдела 110, АО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов». E-mail: sanko_sa@niipp.ru.

Павлова Александра Анатольевна – магистрант; техник отдела 110, АО «Научно-исследовательский институт полупроводниковых приборов». E-mail: pavlova_aa@niipp.ru.

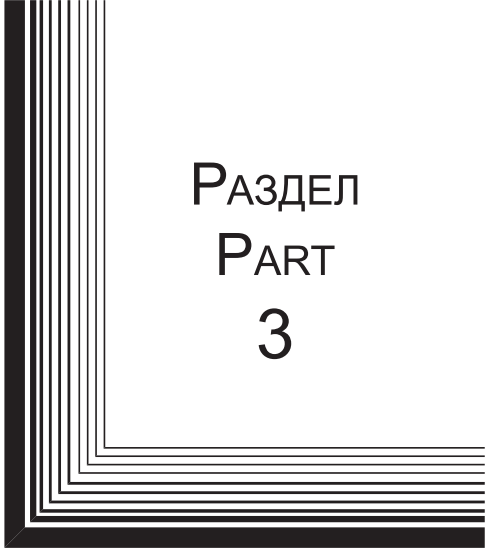
Dvirnyi Valerii Vasil'evich – Dr. Sc., professor of the department "Technology of mechanical engineering"; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology; professor of the interinstitutional basic department "Applied Physics and Space Technologies"; Siberian Federal University. E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Shevchuk Andrey Aleksandrovich – postgraduate; testing engineer of the thermal vacuum tests department; JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: shevchukaa@iss-reshetnev.ru.

Maybakh Maksim Sergeevich – postgraduate; design engineer of department 110, JSC "Research Institute of Semiconductor Devices". E-mail: majbah_ms@niipp.ru.

San'ko Sergei Aleksandrovich – postgraduate; design engineer of department 110, JSC "Research Institute of Semiconductor Devices". E-mail: sanko_sa@niipp.ru.

Pavlova Aleksandra Anatol'evna – graduate student; technician of department 110, JSC "Research Institute of Semiconductor Devices". E-mail: pavlova_aa@niipp.ru.



РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 537.312:538.911'956

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-748-755

Для цитирования: Магнитные свойства твердых растворов $Mn_{1-x}Gd_xSe$ / А. М. Живулько, К. И. Янушкевич, Е. Г. Даниленко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 748–755. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-748-755.

For citation: Zhivulko A. M., Yanushkevich K. I., Danilenko E. G. et al. [Magnetic properties of $Mn_{1-x}Gd_xSe$ solid solutions]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 748–755. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-748-755.

Магнитные свойства твердых растворов $Mn_{1-x}Gd_xSe$

А. М. Живулько¹, К. И. Янушкевич¹, Е. Г. Даниленко^{2*},
Ф. В. Зеленов², О. Н. Бандурина²

¹Научно-практический центр Национальной академии наук Беларуси по материаловедению
Республика Беларусь, 220072, г. Минск, ул. Петруся Бровки, 19, пом. 5

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

*E-mail: evg.danilenko@mail.ru

Исследуются возможные материалы для спинтроники, функционирующие в экстремальных условиях, на основе селенидов марганца, замещенных гадолинием. Приводится технология синтеза твердых растворов на основе твердофазных реакций с использованием соединений $MnSe$ и $GdSe$. В результате синтезированы твердые растворы $Mn_{1-x}Gd_xSe$ с концентрациями $x = 0,05; 0,1; 0,15$ и $0,5$. Синтез осуществлен в условиях вакуума 10^{-2} Па. Продукты первичного синтеза подвергались тщательному измельчению в порошки, из которых под давлением делались таблетки для гомогенизирующего отжига при 1370 К. После двухчасовой выдержки продукты синтеза закалялись в холодной воде. На завершающем этапе получены однородные прочные слитки серовато-серебристого цвета. Рентгенофазовый анализ синтезированных твердых растворов системы $Mn_{1-x}Gd_xSe$ выполнен в $Si-K_{\alpha}$ -излучении в режиме измерений по точкам с шагом сканирования по углу $\Delta 2\theta = 0,03$ degree, время набора информации в точке отсчета $\Delta t = 3$ с. Определена пространственная группа симметрии и параметр элементарной кристаллической ячейки твердых растворов системы $Mn_{1-x}Gd_xSe$ из рентгеноструктурного анализа. Найдена зависимость величины параметра кристаллической решетки твердых растворов от концентрации ионов гадолиния. Измерена удельная намагниченность пондеромоторным методом в магнитном поле с индукцией $B = 0,86$ Тесла и определена магнитная восприимчивость образцов в интервале температур $80 \leq T \leq 950$ К. Проведенные циклы в режиме «нагрев – охлаждение» изменения свойств не обнаружили. Определены температуры Нееля и парамагнитная температура Кюри из закона Кюри – Вейсса в зависимости от концентрации редкоземельного элемента. Установлено уменьшение температуры магнитного фазового перехода.

Ключевые слова: спинтроника, магнитная восприимчивость, пондеромоторный метод, температура Нееля, закон Кюри – Вейсса.

Magnetic properties of $Mn_{1-x}Gd_xSe$ solid solutions

A. M. Zhivulko¹, K. I. Yanushkevich¹, E. G. Danilenko²,
F. V. Zelenov², O. N. Bandurina²

¹Scientific and Practical Materials Research Center of the National Academy of Sciences of Belarus
19, P. Brovki St., Minsk, 220072, Belarus

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

*E-mail: evg.danilenko@mail.ru

Study of the materials for spintronics operating under extreme conditions based on manganese selenides substituted with gadolinium are investigated. The technology of synthesis of solid solutions based on solid-phase reactions using MnSe and GdSe compounds is presented. As a result, $Mn_{1-x}Gd_xSe$ solid solutions with concentrations $x = 0.05; 0.1; 0.15$ and 0.5 were synthesized. The synthesis was carried out under vacuum conditions of 10^{-2} Pa. The products of the primary synthesis were subjected to thorough grinding into powders, from which tablets were made under pressure for homogenizing annealing at 1370 K. After two hours of exposure, the synthesis products were tempered in cold water. At the final stage, homogeneous strong ingots of grayish-silver color were obtained. X-ray phase analysis of synthesized solid solutions of the $Mn_{1-x}Gd_xSe$ system was performed in $Cu-K_\alpha$ radiation in the point-by-point measurement mode with a scanning step along the angle $\Delta 2\theta = 0,03$ degree, the time of information collection at the reference point $\Delta\tau = 3$ seconds. The spatial symmetry group and the parameter of the elementary crystal cell of solid solutions of the $Mn_{1-x}Gd_xSe$ system from X-ray diffraction analysis are determined. The dependence of the parameter value of the crystal lattice of solid solutions on the concentration of gadolinium ions is found. The specific magnetization was measured by the ponderomotor method in a magnetic field with an induction of $B = 0.86$ Tesla and the magnetic susceptibility of the samples was determined in the temperature range of $80 \leq T \leq 950$ K. The cycles carried out in the heating – cooling mode did not detect a change in properties. The Neel temperatures and the paramagnetic Curie temperature are determined from the Curie – Weiss law depending on the concentration of a rare earth element. A decrease in the temperature of the magnetic phase transition is established.

Keywords: spintronics, magnetic susceptibility, ponderomotive method, Neel temperature, Curie – Weiss law.

Введение

В космической отрасли микроэлектроника должна работать в экстремальных условиях. Малые космические аппараты находятся на околоземной орбите, где температура меняется от 180 до 400 К и электроника должна функционировать при этих температурах, поэтому повышен интерес к магнитным полупроводникам, способным работать в широком диапазоне температур. В магнитных полупроводниках транспортные свойства зависят от магнитной структуры [1–6]. Корреляция намагниченности и проводимости детально исследовалась теоретически и экспериментально в манганитах [7–11]. Магнитные характеристики зависят от упругой системы, и при некоторых критических параметрах магнитная структура кардинально меняется [12–16]. Дальний магнитный порядок зависит от размерности системы [17–20]. В сульфидах марганца, замещенных 3d элементами, меняется магнитная структура [21–23]

В связи с этим, представляет интерес синтез, изучение магнитных свойств в зависимости от химического состава, температуры, магнитного поля твердых растворов при катионном замещении в системе $Mn_{1-x}Gd_xSe$. Моноселенид марганца – антиферромагнетик и полупроводник p -типа [24]. Предполагалось, что замещение катионов марганца ферромагнитным металлом Gd в твердых растворах может создать условия для проявления ферромагнитных свойств. При сохранении полупроводниковых свойств основной матрицы MnSe создается возможность для перехода от антиферромагнитного полупроводника p -типа к ферромагнитному полупроводнику с проводимостью n -типа. Цель настоящей работы – синтез твердых растворов в квазибинарном разрезе MnSe – GdSe, изучение особенностей их кристаллической структуры, а также магнитных характеристик твердых растворов в зависимости от состава и температуры.

Синтез твердых растворов $Mn_{1-x}Gd_xSe$ и методы эксперимента

Образцы твердых растворов $Mn_{1-x}Gd_xSe$ синтезированы методом твердофазных реакций. Моноселениды марганца и гадолиния синтезированы из порошков исходных химических элементов: electrolytic manganese metal (99,6 %); gadolinium (–40mesh, 99 % metals basis) Aldrich

chemistry; селен элементарный (осч. 17–4). На основе базовых соединений MnSe и GdSe синтезированы твердые растворы $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$ составов $x = 0,05; 0,1; 0,15$ и $0,5$. Синтез осуществлен в условиях вакуума 10^{-2} Па. Продукты первичного синтеза подвергались тщательному измельчению в порошки. Под давлением сформированы таблетки для гомогенизирующего отжига при 1370 К. После двухчасовой выдержки продукты синтеза закалялись в холодной воде. На завершающем этапе получены однородные прочные слитки серовато-серебристого цвета. Рентгенофазовый анализ синтезированных твердых растворов системы $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$ выполнен в $\text{Cu-K}\alpha$ -излучении в режиме измерений по точкам: шаг сканирования по углу $\Delta 2\theta = 0,03$ degree, время набора информации в точке отсчета $\Delta t = 3$ с. Температурные зависимости удельной магнитной восприимчивости изучены пондеромоторным методом в магнитном поле с индукцией $B = 0,86$ Тесла и интервале температур $\sim 80 \leq T \leq 950$ К [25–26]. Погрешность измерения магнитной восприимчивости образца известной массы – $\Delta\chi \pm 1 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1}$. Погрешность измерения удельной намагниченности, отнесенной к массе измеряемого образца, составляет $\Delta\sigma \pm 0,005 \text{ А} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{кг}^{-1}$.

Результаты эксперимента

Синтезированы соединения MnSe, GdSe и твердые растворы $\text{Mn}_{0,95}\text{Gd}_{0,05}\text{Se}$, $\text{Mn}_{0,9}\text{Gd}_{0,1}\text{Se}$, $\text{Mn}_{0,85}\text{Gd}_{0,15}\text{Se}$. На рентгенограммах твердых растворов на основе MnSe рефлекс индицируется исходя из кубической ячейки пространственной группы Fm3m. По результатам рентгенографических исследований определены величины параметра a элементарной кристаллической ячейки твердых растворов системы $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$. Зависимость $a = f(x)$ представлена на рис. 1.

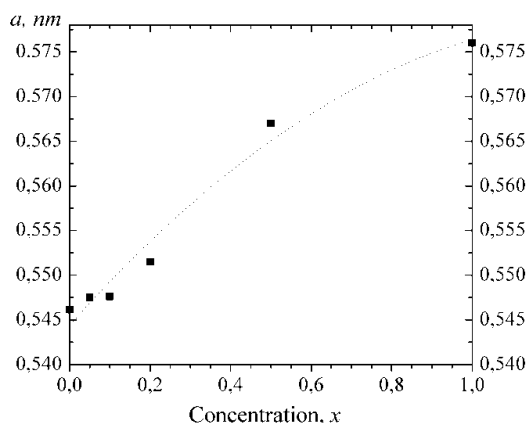


Рис. 1. Параметр a элементарной кристаллической ячейки твердых растворов системы $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$ от концентрации

Fig. 1 Parameter a of the elementary crystal cell of solid solutions of the $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$ system from the concentration

Результаты измерений температурной зависимости магнитной восприимчивости $10^{-2}/\chi = f(T)$ твердых растворов $\text{Mn}_{0,95}\text{Gd}_{0,05}\text{Se}$, $\text{Mn}_{0,9}\text{Gd}_{0,1}\text{Se}$, и соединения GdSe приведены на рис. 2 – рис. 5. С увеличением содержания гадолиния от $x = 0,05$ до $x = 0,15$ температура Нееля твердых растворов уменьшается от значения $T_N = 120$ К у $\text{Mn}_{0,95}\text{Gd}_{0,05}\text{Se}$ до $T_N = \sim 100$ К у $\text{Mn}_{0,85}\text{Gd}_{0,15}\text{Se}$. Следует отметить, что прогрев твердых растворов до температуры ~ 900 К не приводит к необратимым изменениям величины магнитной восприимчивости, поскольку ход зависимостей $10^{-2}/\chi = f(T)$ при измерениях в режиме «нагрев – охлаждение» идентичен. Выявленная особенность имеет практическое значение.

Магнитная восприимчивость твердых растворов увеличивается с ростом содержания в них гадолиния. Увеличение содержания гадолиния в твердых растворах приводит к уменьшению температуры Нееля от $T_N \sim 135$ К у MnSe до $T_N \sim 90$ К в $\text{Mn}_{0,85}\text{Gd}_{0,15}\text{Se}$.

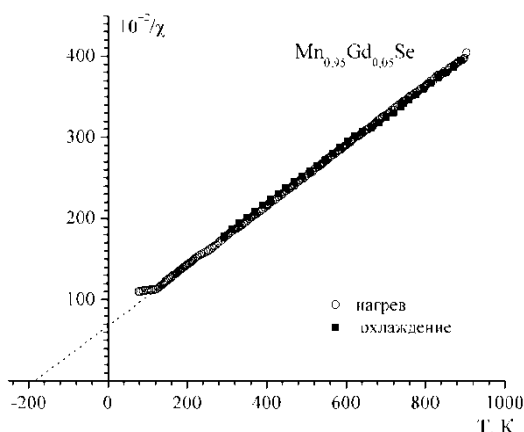


Рис. 2. Обратная магнитная восприимчивость $\text{Mn}_{0.95}\text{Gd}_{0.05}\text{Se}$ от температуры

Fig. 2. Inverse magnetic susceptibility $\text{Mn}_{0.95}\text{Gd}_{0.05}\text{Se}$ from temperature

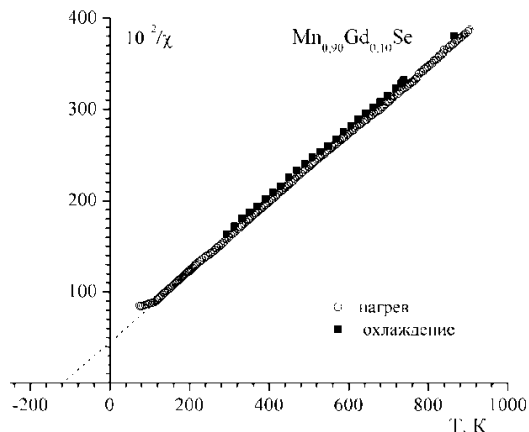


Рис. 3. Обратная магнитная восприимчивость $\text{Mn}_{0.9}\text{Gd}_{0.1}\text{Se}$ от температуры

Fig. 3. Reverse magnetic susceptibility $\text{Mn}_{0.9}\text{Gd}_{0.1}\text{Se}$ from temperature

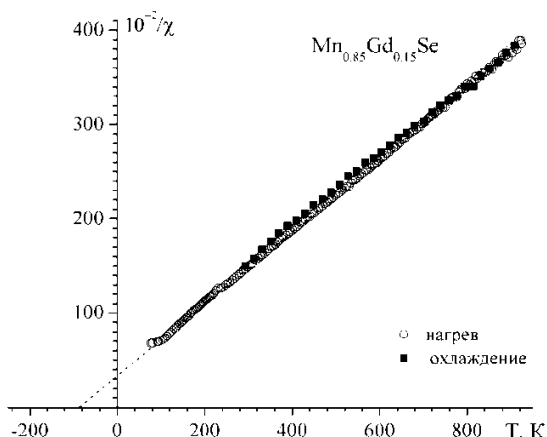


Рис. 4. Обратная магнитная восприимчивость $\text{Mn}_{0.85}\text{Gd}_{0.15}\text{Se}$ от температуры

Fig. 4. Reverse magnetic susceptibility $\text{Mn}_{0.85}\text{Gd}_{0.15}\text{Se}$ from temperature

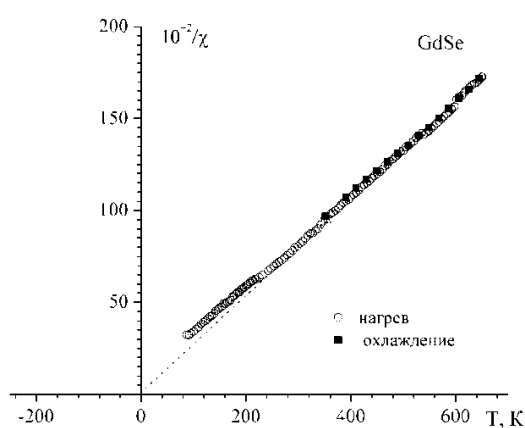


Рис. 5. Обратная магнитная восприимчивость антиферромагнетика GdSe от температуры

Fig. 5. Inverse magnetic susceptibility of the GdSe antiferromagnet to temperature

Парамагнитная температура Кюри – Вейсса также уменьшается с ростом концентрации от $\theta_{\text{eff}} \approx |-200| \text{ K}$ для $x = 0$ до $\theta_{\text{eff}} \approx |-90| \text{ K}$ для $x = 0,15$ в твердых растворах $\text{Mn}_{0.1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$. Используя $\text{tg} \alpha$ угла наклона к оси температур прямолинейной части зависимости $10^{-2}/\chi = f(T)$, определена величина магнитного момента твердых растворов. Увеличение содержания гадолиния в твердых растворах приводит к увеличению магнитного момента.

Заключение

Синтезированы твердые растворы в системе $\text{Mn}_{1-x}\text{Gd}_x\text{Se}$ ($0 \leq x \leq 0,5$). Опираясь на зависимость изменения параметра a элементарной кубической кристаллической ячейки от концентрации $a = f(x)$, можно считать, с некоторой погрешностью, что непрерывные твердые растворы в этой системе при используемом режиме синтеза существуют в области концентраций ($0 \leq x < 0,2$). Изучены температурные зависимости магнитной восприимчивости твердых растворов $\text{Mn}_{0.95}\text{Gd}_{0.05}\text{Se}$, $\text{Mn}_{0.9}\text{Gd}_{0.1}\text{Se}$, $\text{Mn}_{0.85}\text{Gd}_{0.15}\text{Se}$ и соединения GdSe . Установлено:

а) с увеличением содержания гадолиния температура Нееля твердых растворов уменьшается от значения $T_N = 135 \text{ K}$ у $\text{Mn}_{0.95}\text{Gd}_{0.05}\text{Se}$ до $T_N = \sim 100 \text{ K}$ у $\text{Mn}_{0.85}\text{Gd}_{0.15}\text{Se}$;

б) магнитная восприимчивость твердых растворов увеличивается с ростом содержания в них гадолиния;

в) ход зависимостей $10^{-2}/\chi = f(T)$ идентичен при измерениях в режиме «нагрев – охлаждение» в интервале температур ~80–900 К;

г) магнитный момент твердых растворов увеличивается с увеличением содержания ферромагнитной компоненты Gd.

Библиографические ссылки

1. Корреляция магнитных и транспортных свойств с полиморфными переходами в пиро-
статанте висмута $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{1-x}\text{Cr}_x)_2\text{O}_7$ / С. С. Аплеснин, Л. В. Удод, М. Н. Ситников и др. // Физика
твёрдого тела. 2015. Т. 57, вып. 8. С. 1590–1595.
2. Solid Influence of magnetic ordering on the resistivity anisotropy of A-MNS single crystal /
S. S. Aplesnin, G. A. Petrakovskii, L. I. Ryabinkina et al. // State Communications. 2004. Vol. 129.
Is. 3. P. 195–197.
3. Metal-insulator transition and magnetic properties in disordered systems of solid solutions
 $\text{ME}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ / L. I. Ryabinkina, G. A. Petrakovskii, G. V. Loseva, S. S. Aplesnin // Journal of Magnet-
ism and Magnetic Materials. 1995. Vol. 140–144, Is. 1. P. 147–148.
4. Спин-зависимый транспорт в монокристалле ALPHA-MNS / С. С. Аплеснин, Л. И. Рябин-
кина, Г. М. Абрамова и т. д. // Физика твёрдого тела. 2004. Т. 46, № 11. С. 2000–2005.
5. Metal-semiconductor transition in $\text{SMXMn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions / S. Aplesnin, O. Romanova,
A. Har'kov et al. // Physica Status Solidi (B): Basic Solid State Physics. 2012. Vol. 249, Is. 4.
P. 812–817.
6. Низкотемпературные электронные и магнитные переходы в антиферромагнитном полу-
проводнике $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$ / Г. А. Петраковский, Л. И. Рябинкина, Д. А. Великанов и др. // Физика
твёрдого тела. 1999. Т. 41, № 9. С. 1660–1664.
7. Magnetization reversal processes in magnetic bicrystal junctions / Gunnarsson R., Hanson M. //
Phys. Rev. 2006. Vol. 73. P. 014435.
8. Бойков Ю. А., Клаесон Т., Данилов В. А. Магнетосопротивление эпитаксиальных плёнок
 $\text{La}_{0.67}\text{Sr}_{0.33}\text{MnO}_3$, выращенных на подложке с малым рассогласованием в параметрах кристалли-
ческих решёток // Физика твёрдого тела. 2005. Т. 47, вып. 12. С. 2189–2194.
9. Cheng S. L., Du C. H., Chuang T. H., Lin J. G. Atomic replacement effects on the band struc-
ture of doped perovskite thin films // Scientific Reports. 2019. Vol. 9. P. 7828.
10. Current switching of resistive states in magnetoresistive manganites / A. Asamitsu, Y. Tomi-
oka, H. Kuwahara, Y. Tokura // Nature. 1997. Vol. 388. P. 50–52.
11. Бебенин Н. Г., Зайнуллина Р. И., Устинов, В. В. Манганиты с колоссальным магнетосо-
противлением // УФН. 2018. Т. 188, № 8. С. 801–820.
12. Аплеснин С. С. Неадиабатическое взаимодействие акустических фононов со спинами
 $S = 1/2$ в двумерной модели гейзенберга // Журнал экспериментальной и теоретической физики.
2003. Т. 124, № 5. С. 1080–1089.
13. Aplesnin S. S. Dimerization of antiferromagnetic chains with four-spin interactions // Physics
of the Solid State. 1996. Vol. 38, № 6. P. 1031–1036.
14. Aplesnin S. S. A study of anisotropic heisenberg antiferromagnet with $S = 1/2$ on a square lat-
tice by monte-carlo method // Physica Status Solidi (B): Basic Solid State Physics. 1998. Vol. 207,
№ 2. P. 491–49
15. Aplesnin S. S. Quantum monte carlo analysis of the 2d heisenberg antiferromagnet with
 $S = 1/2$: the influence of exchange anisotropy // Journal of Physics: Condensed Matter. 1998. Vol. 10,
№ 44. P. 10061–10065.
16. Aplesnin S. S. Existence of massive singlet excitations in an antiferromagnetic alternating
chain with $S=1/2$ // Physical Review B: Condensed Matter and Materials Physics. 2000. Vol. 61,
№ 10. P. 6780–6784.

17. Probing spin susceptibility of a correlated two-dimensional electron system by transport and magnetization measurements / V. M. Pudalov, A. Yu. Kuntsevich, M. E. Gershenson et al. // *Phys. Rev. B*. 2018. Vol. 98. P. 155109.
18. Diversity of quantum ground states and quantum phase transitions of a spin-1/2 Heisenberg octahedral chain / J. Strecka, J. Richter, O. Derzhko et al. // *Phys. Rev.* 2017. Vol. 95. P. 224415.
19. Quantum-size effects in the thermodynamic properties of metallic nanoparticles / Y. Volokitin, J. Sinzig, L. J. de Jongh et al. // *Nature*. 1996. Vol. 384. P. 621–623.
20. Gong C., Zhavg X. Two-dimensional magnetic crystals and emergent heterostructure devices // *Science*. 2019. Vol. 363. P. 6428.
21. Спин-стекольные эффекты в твердых растворах $\text{CO}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ / С. С. Аплеснин, Л. И. Рябинкина, О. Б. Романова и др. // *Известия РАН. Серия физическая*. 2009. Т. 73, № 7. С. 1021–1023.
22. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$ / G. A. Petrakovskii, L. I. Ryabinkina, D. A. Velikanov et al. // *Physics of the Solid State*. 1999. Vol. 41 (9). P. 1520–1524.
23. Взаимосвязь магнитных и электрических свойств халькогенидов $\text{MnSe}_{1-x}\text{TeX}$ / С. С. Аплеснин, О. Н. Бандурина, Л. И. Рябинкина и др. // *Известия РАН. Серия Физическая*. 2010. Т. 74, № 5. С. 741–743.
24. Государственный стандарт Союза ССР ГОСТ 24450-80 «Контроль неразрушающий магнитный. Термины и определения» Постановление Госкомстата СССР № 5672 от 28 ноября 1980 г.
25. Чечерников В. И. Магнитные измерения. М. : Издательство МГУ, 1969. 387 с.
26. Янушкевич К. И. Методика выполнения измерений намагниченности и магнитной восприимчивости // Система обеспечения единства измерений Республики Беларусь. МВИ. МИ 3128-2009, НИИ ТЗИ, БелГИМ, Минск, 2009. С. 19.

References

1. Aplesnin S. C., Udod L. S., Sitnikov M. N., Eremin Or. S. Molokeev M. S. Tarasova L. S., Yanushkevich K. I., Galis A. I. [Correlation of magnetic and transport properties with polymorphic transitions in bismuth pyro-stannate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{1-x}\text{Cr}_x)_2\text{O}_7$]. *Solid State Physics*. 2015, Vol. 57, Is. 8, P. 1590–1595 (In Russ.).
2. Aplesnin S. S., Petrakovskii G. A., Ryabinkina L. I., Abramova G. M., Kiselev N. I., Romanova O. B. Solid Influence of magnetic ordering on the resistivity anisotropy of A-MNS single crystal. *State Communications*. 2004, Vol. 129, Is. 3, P. 195–197.
3. Ryabinkina L. I., Petrakovskii G. A., Loseva G. V., Aplesnin S. S. Metal-insulator transition and magnetic properties in disordered systems of solid solutions $\text{ME}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$. *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*. 1995, Vol. 140–144, Is. 1, P. 147–148.
4. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I. Abramova G. M., Romanova O. B., Kiselev N. I., Bovina A. F. *Spin-zavisimyy transport v monokristalle ALPHA-MNS* [Spin-dependent transport in a single crystal ALPHA-MNS]. *Solid State Physics*. 2004, Vol. 46, No. 11, P. 2000–2005 (In Russ.).
5. Aplesnin S., Romanova O., Har'kov A., Balaev D., Gorev M., Vorotinov A., Sokolov V., Pichugin A. Metal-semiconductor transition in $\text{SMXMn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions. *Physica Status Solidi (B): Basic Solid State Physics*. 2012, Vol. 249, Is. 4, P. 812–817.
6. Petrakovskiy G. A., Ryabinkina L. I., Velikanov D. A., Aplesnin S. S., Abramova G. M., Kiselev N. I., Bovina A. F. *Nizkotemperaturnye jelektronnye i magnitnye perehody v antiferromagnitnom poluprovodnike $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$* [Low-temperature electronic and magnetic transitions in an antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$]. *Solid State Physics*. 1999, Vol. 41, No. 9, P. 1660–1664 (In Russ.).
7. Gunnarsson R., Hanson M. Magnetization reversal processes in magnetic bicrystal junctions. *Phys. Rev.* 2006, Vol. 73, P. 014435.

8. Boikov Yu. A., Klaeson T., Danilov V. A. [Magnetoresistance of epitaxial $\text{La}_{0.67}\text{Sr}_{0.33}\text{MnO}_3$ films grown on a substrate with a small mismatch in the parameters of crystal lattices]. *Solid State Physics*. 2005, Vol. 47, No. 12, P. 2189–2194 (In Russ.).
9. Cheng S. L., Du C. H., Chuang T. H., Lin J. G. Atomic replacement effects on the band structure of doped perovskite thin films. *Scientific Reports*. 2019, Vol. 9, P. 7828.
10. Asamitsu A., Tomioka Y., Kuwahara H., Tokura Y. Current switching of resistive states in magnetoresistive manganites. *Nature*. 1997, Vol. 388, P. 50–52.
11. Bebenin N. G., Zainullina R. I., Ustinov V. V. *Manganity s kolossal'nyim magnetosoprotivleniem* [Manganites with colossal magnetoresistance]. *UFN*. 2018, Vol. 188, No. 8, P. 801–820 (In Russ.).
12. Aplesnin S. S. [Nonadiabatic interaction of acoustic phonons with spins $S = 1/2$ in the two-dimensional Heisenberg model]. *Journal of Experimental and Theoretical Physics*. 2003, Vol. 124, No. 5, P. 1080–1089 (In Russ.).
13. Aplesnin S. S. Dimerization of antiferromagnetic chains with four-spin interactions. *Physics of the Solid State*. 1996, Vol. 38, No. 6, P. 1031–1036.
14. Aplesnin S. S. A study of anisotropic heisenberg antiferromagnet with $S = 1/2$ on a square lattice by monte-carlo method. *Physica Status Solidi (B): Basic Solid State Physics*. 1998, Vol. 207, No. 2, P. 491–49.
15. Aplesnin S. S. Quantum monte carlo analysis of the 2d heisenberg antiferromagnet with $S = 1/2$: the influence of exchange anisotropy. *Journal of Physics: Condensed Matter*. 1998, Vol. 10, No. 44, P. 10061–10065.
16. Aplesnin S. S. Existence of massive singlet excitations in an antiferromagnetic alternating chain with $S=1/2$. *Physical Review B: Condensed Matter and Materials Physics*. 2000, Vol. 61, No. 10, P. 6780–6784.
17. Pudalov V. M., Kuntsevich A. Yu., Gershenson M. E., Burmistrov I. S., Reznikov M. Probing spin susceptibility of a correlated two-dimensional electron system by transport and magnetization measurements. *Phys. Rev.* 2018, Vol. 98, P. 155109.
18. Strecka J., Richter J., Derzhko O., Verkholyak T., Karlova K. Diversity of quantum ground states and quantum phase transitions of a spin-1/2 Heisenberg octahedral chain. *Phys. Rev.* 2017, Vol. 95, P. 224415.
19. Volokitin Y., Sinzig J., de Jongh L. J., Schimd G., Vargaftik M. N., Moiseevi I. I. Quantum-size effects in the thermodynamic properties of metallic nanoparticles. *Nature*. 1996, Vol. 384, P. 621–623.
20. Gong C., Zhavng X. Two-dimensional magnetic crystals and emergent heterostructure devices. *Science*. 2019, Vol. 363, P. 6428.
21. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Bandurina O. N., Gorev M. S., Balaev A. D., Eremin E. V. [Spin-glass effects in solid solutions of $\text{CO}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$]. *Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Physical series*. 2009, Vol. 73, No. 7, P. 1021–1023 (In Russ.).
22. Petrakovskii G. A., Ryabinkina L. I., Velikanov D. A., Aplesnin S. S., Abramova G. M., Kiselev N. I., Bobina A. F. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Ni}_{0.5}\text{S}$. *Physics of the Solid State*. 1999, Vol. 41 (9), P. 1520–1524.
23. Aplesnin S. S., Bandurina O. N., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Eremin E. V., Gorev M. V., Vorotynov A. M., Balaev D. A., Vasiliev A. D., Galyas A. I., Demidenko O. F., Makovetsky G. I., Yanushkevich K. I. [The relationship of magnetic and electrical properties of chalcogenides $\text{MnSe}_{1-x}\text{TeX}$]. *News of the Russian Academy of Sciences. Physical Series*. 2010, Vol. 74, No. 5, P. 741–743 (In Russ.).
24. *State standard of the USSR GOST 24450-80 Kontrol' nerazrushajushhij magnitnyj. Terminy i opredelenija* [Non-destructive magnetic control. Terms and definitions]. *Resolution of the USSR State Statistics Committee No. 5672 of November 28, 1980* (In Russ.).
25. Chechernikov V. I. *Magnitnye izmerenija* [Magnetic measurements]. Moscow State University Publishing House, Moscow. 1969, 387 p.

26. Janushkevich K. I. *Metodika vypolneniya izmerenij namagnichennosti i magnitnoy vospriimchivosti. Sistema obespecheniya edinstva izmereniy Respubliki Belarus'* [Methods of performing measurements of magnetization and magnetic susceptibility. The system of ensuring the uniformity of measurements of the Republic of Belarus]. MVI. Minsk, 2009, 19 p.

© Живулько А. М., Янушкевич К. И., Даниленко Е. Г.,
Зеленов Ф. В., Бандурина О. Н., 2022

Живулько Алёна Михайловна – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник лаборатории физики магнитных материалов; ГО «НПЦ НАН Беларуси по материаловедению». E-mail: alyona_panasevich@mail.ru.

Янушкевич Казимир Иосифович – доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник лаборатории физики магнитных материалов; ГО «НПЦ НАН Беларуси по материаловедению». E-mail: kazimir@ifttp.bas-net.by.

Даниленко Евгения Григорьевна – аспирант кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evg.danilenko@mail.ru.

Зеленов Федор Владимирович – аспирант кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sok@mail.ru.

Бандурина Ольга Николаевна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: bandurinaon@yandex.ru.

Zhivulko Alena Mikhailovna – Cand. Sc., Senior Researcher at the Laboratory; Physics of Magnetic Materials of the State Scientific Research Center of the National Academy of Sciences of Belarus for Materials Science. E-mail: alyona_panasevich@mail.ru.

Yanushkevich Kazimir Iosifovich – Dr. Sc., Chief Researcher; Physics of Magnetic Materials of the State Research Center for Materials Science of the National Academy of Sciences of Belarus. E-mail: kazimir@ifttp.bas-net.by.

Danilenko Evgenia Grigorievna – Postgraduate student of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evg.danilenko@mail.ru.

Zelenov Fedor Vladimirovich – Postgraduate student of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sok@mail.ru.

Bandurina Olga Nikolaevna – Cand. Sc., docent of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: bandurinaon@yandex.ru.

УДК 669.745 3.018

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-756-762

Для цитирования: Наумов С. Б., Гиннэ С. В. О влиянии циркония на демпфирующую способность сплава Mn – 40 % Cu в области амплитудно-независимого демпфирования // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 756–762. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-756-762.

For citation: Naumov S. B., Ginne S. V. [About the influence of zirconium on the damping capacity of Mn – 40 % Cu alloy in the field of amplitude-independent damping]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 756–762. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-756-762.

О влиянии циркония на демпфирующую способность сплава Mn – 40 % Cu в области амплитудно-независимого демпфирования

С. Б. Наумов, С. В. Гиннэ *

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

*E-mail: svetlanaginneh@rambler.ru

Приведены результаты исследования демпфирующей способности марганцевомедных сплавов на основе сплава Mn – 40 % Cu с добавками (0,5–1,5) % циркония в области амплитудно-независимого демпфирования. Сплавы на основе Mn – Cu, обладающие высокой демпфирующей способностью, могут эффективно использоваться для уменьшения вибрации и шума. Исследований о влиянии ряда легирующих элементов на величину и стабильность демпфирующей способности двойных сплавов Mn – Cu в области малых деформаций относительного сдвига недостаточно. В настоящей работе было осуществлено выяснение влияния одного из таких элементов – циркония. Марганцевомедные сплавы выплавляли в индукционной печи. Из слитков, отлитых в чугунные изложницы, механической обработкой резанием получали образцы для исследований размерами $(11 \times 15 \times 117) \pm 1$ мм. Образцы подвергали старению при температуре 643 К в течение 0,5–40 ч. Изучали демпфирующую способность (логарифмический декремент затухания колебаний) при продольных колебаниях образцов в диапазоне частот 14–17 кГц и амплитудах относительного сдвига $(1 \dots 3) \cdot 10^{-6}$. Установлено, что легирование сплава Mn – 40 % Cu цирконием от 0,5 до 1,5 % не повышает его демпфирующую способность в литом состоянии, а также в литом и состаренном при температуре 643 К в течение 40 часов состоянии. Выявлено, что минимальные значения частот резонансных колебаний образцов марганцевомедных сплавов предшествуют максимальным уровням демпфирующей способности этих сплавов. Показано, что высокая демпфирующая способность литых и состаренных при 643 К в течение 40 ч сплавов Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr после естественного старения при 293 К в течение 7 месяцев снижается в 2,0–2,6 раза.

Ключевые слова: демпфирование, демпфирующая способность, сплавы на основе Mn – Cu.

About the influence of zirconium on the damping capacity of Mn – 40 % Cu alloy in the field of amplitude-independent damping

S. B. Naumov, S. V. Ginne *

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

*E-mail: svetlanaginneh@rambler.ru

The results of a study of the damping capacity of manganese-copper alloys based on the Mn – 40 % Cu alloy with additives (0,5 ... 1,5) % zirconium in the field of amplitude-independent damping are presented. Mn – Cu alloys with high damping capacity can be effectively used to reduce vibration and noise. Studies on the influence of a number of alloying elements on the magnitude and stability of the damping capacity of Mn – Cu double alloys in the field of small deformations of relative shear are not enough. In the article, the influence of one of these elements, zirconium, was elucidated. Mn – Cu alloys were smelted in an induction furnace. From the ingots cast into cast iron molds, samples for studies with dimensions $(11 \times 15 \times 117) \pm 1$ mm were obtained by mechanical cutting. The samples were subjected to aging at a temperature of 643 K for (0,5 ... 40) hours. The damping capacity of Mn – Cu alloys (the logarithmic decrement of attenuation of oscillations) was studied for longitudinal oscillations of samples in the frequency range (14 ... 17) kHz and the amplitudes of the relative shift $(1 ... 3) \times 10^{-6}$. It has been established that alloying the Mn – 40 % Cu alloy with zirconium from 0,5 % to 1,5 % does not increase its damping capacity in the cast state, as well as in the cast and aged at a temperature of 643 K for 40 hours. It was found that the minimum values of the frequencies of resonant vibrations of samples of Mn – Cu alloys correspond to the maximum levels of the damping capacity of these alloys. It's shown that the high damping capacity of cast and aged alloys at 643 K for 40 hours Mn – 40 % Cu, Mn – (38,5 ... 39,5) % Cu – (0,5 ... 1,5) % Zr after natural aging at 293 K for 7 months decreases by (2,0 ... 2,6) times.

Keywords: damping, damping capacity, Mn – Cu alloys.

Введение

Современная промышленность производит и использует механизмы и машины, характеризующиеся высокими скоростями перемещения. При этом возникают вибрации и шумы, которые понижают надёжность работы оборудования и конструкций, ухудшают условия труда [1–3]. В работе [4] рассматриваются причины возникновения вибраций в электронасосном агрегате космического аппарата и предлагается одним из способов её снижения использование материалов высокого демпфирования. На ракетно-космическом заводе ФГУП «ГКНПц им. М. В. Хруничева» в нескольких цехах отмечается превышение ПДУ по уровням шума на 12–33 дБА и вибрации на 4–8 дБА, что создаётся работой стационарного прессового, кузнечного, клепально-го, сверлильно-фрезерного станочного оборудования и ручными пневмодрелями, пневмоскобками, пневмошлифовальными машинками [5].

Для защиты от шумов и вибраций широкое применение находят сплавы высокого демпфирования. Сплавы высокого демпфирования на основе Mn – Cu эффективно рассеивают вибрации и шумы при малых (порядка 10^{-8} – 10^{-6} относительной деформации) и значительных (порядка 10^{-4} – 10^{-3} относительной деформации) амплитудах деформации, имеют хорошие механические свойства и удовлетворительную технологичность. Полагают, что демпфирующая способность сплавов на основе Mn – Cu при малых амплитудах деформации (области амплитудонезависимого демпфирования) обусловлена внутренними напряжениями, вызванными дефектами кристаллического строения, а при значительных амплитудах деформации движением двойников мартенситной гранецентрированной тетрагональной (ГЦТ) фазы, полученной в результате мартенситного ГЦК – ГЦТ превращения [6; 7]. Однако высокая демпфирующая способность сплавов на основе Mn – Cu, полученная оптимальной термообработкой, существенно уменьшается после естественного старения при температуре 293 К при малых и значительных амплитудах деформаций относительного сдвига [7–10].

Эффективным способом, улучшающим физико-механические свойства сплавов, является их легирование [11; 12]. В этой связи целью настоящей работы является исследование влияния 0,5–1,5 % циркония на демпфирующую способность двойного сплава Mn – 40 % Cu в литом состоянии, после литья и старения при температуре 643 К в течение 40 ч, естественного старения при 293 К в течение 7 месяцев.

Методика эксперимента

С целью выяснения влияния легирования цирконием на демпфирующую способность базового сплава Mn – 40 % Cu были взяты его концентрации от 0,5 до 1,5 %. В таблице приведён состав исследуемых сплавов на основе сплава Mn – 40 % Cu.

Состав сплавов на основе Mn – Cu

Сплав	Химический состав по шихте (% по массе)		
	Mn	Cu	Zr
1	60	40	–
2	60	39,5	0,5
3	60	39,3	0,7
4	60	39,0	1,0
5	60	38,8	1,2
6	60	38,5	1,5

В качестве шихтового материала использовали электролитический марганец Мр0 и Мр1, катодную медь М0, цирконий в медной лигатуре Cu – 30 % Zr. Марганцевомедные сплавы выплавляли в индукционной печи под слоем криолита. Разливку расплава проводили с температур 1673–1723 К сверху в плоские чугунные изложницы, подогретые до температур 423–473 К и смазанные канифолью. Слитки массой 5 кг фрезеровали и разрезали на образцы размерами $(11 \times 15 \times 117) \pm 1$ мм. Образцы подвергали старению в муфельной печи при температуре 643 К в течение 0,5–40 ч.

Демпфирующую способность (логарифмический декремент затухания колебаний) изучали при продольных колебаниях образцов на установке «Эластомат» в диапазоне частот 14–17 кГц и амплитуд относительного сдвига $1-3 \cdot 10^{-6}$. Относительное рассеяние ψ (затухание) определяли по формуле (1):

$$\psi = 2\delta \cdot 100 \%, \quad (1)$$

где δ – логарифмический декремент.

Ошибка измерения указанным методом составляла 2–4 %.

На рис. 1 представлены зависимости демпфирующей способности двойного сплава Mn – 40 % Cu и сплавов на его основе, легированных 0,5–1,5 % циркония после литья в чугунные изложницы, старения при температуре 643 К в течение 0,5–40 ч и охлаждения на воздухе. Видно, что двойной сплав Mn – 40 % Cu в литом состоянии имеет больший уровень демпфирующей способности ($\psi = 3,2 \%$), чем сплавы, содержащие цирконий ($\psi = 2,2-2,7 \%$).

Старение исследуемых сплавов при 643 К в течение 0,5–1,0 ч повышает их демпфирующую способность до 3–4 %. При этом наибольший уровень демпфирования ($\psi = 4 \%$) показывает двойной сплав Mn – 40 % Cu. После старения при 673 К в течение 2–2,5 ч в данном сплаве происходит некоторое снижение демпфирующей способности до $\psi = 3-3,5 \%$. При этой же выдержке в легированных цирконием сплавах уровень демпфирования сохраняется таким же, каким был получен после 0,5–1,0 ч выдержки при 643 К. Последующие выдержки при 643 К до 4,5–12 ч снижают уровень демпфирующей способности в сплавах, легированных цирконием.

Дальнейшее старение при 643 К свыше 12,5 ч повышает уровень демпфирующей способности сплава Mn – 40 % Cu до $\psi = 4,7 \%$ и сплавов с 0,5, 0,8 и 1 % циркония до $\psi = 3,9 \%$, $\psi = 4,2 \%$ и $\psi = 3,8 \%$ соответственно. Старение при 643 К в течение 40 ч вызывает снижение демпфирующей способности сплава Mn – 40 % Cu, сплавов с 0,5, 0,8 и 1,2 % циркония. В то же время старение сплавов с 1 и 1,5 % циркония при 643 К в течение 12,5–40 ч не приводит к снижению ранее достигнутого уровня демпфирующей способности ($\psi = 3,7 \%$).

На рис. 2 представлены изменения частот резонансных колебаний литых сплавов Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr. Из рис. 2 видно, что старение сплавов на основе Mn – 40 % Cu при 643 К в течение 0,5–40 ч приводит сначала к некоторому снижению резонансных

частот колебаний, а затем к их повышению. При этом минимальные значения частот резонансных колебаний у всех сплавов на основе Mn – Cu наблюдаются после 16 ч старения при 643 К.

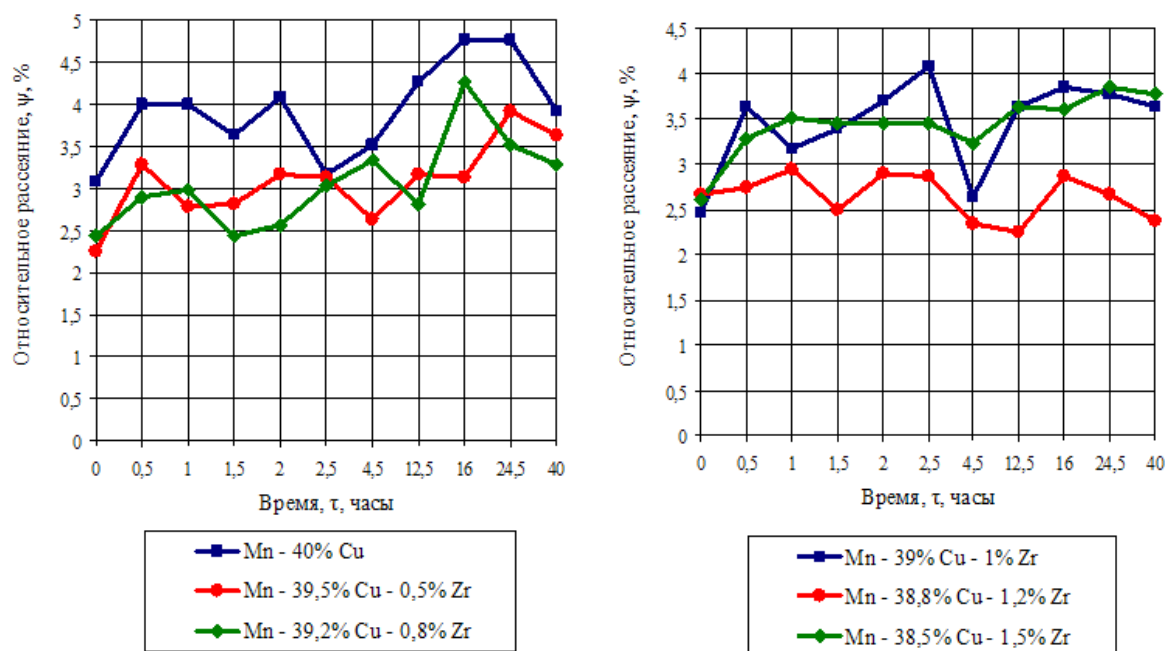


Рис. 1. Зависимости демпфирующей способности, ψ , литых сплавов Mn – Cu от времени старения, τ , при температуре 643 К

Fig. 1. Dependences of the damping capacity, ψ , of the cast Mn – Cu alloys on the aging time, τ , at a temperature of 643 K

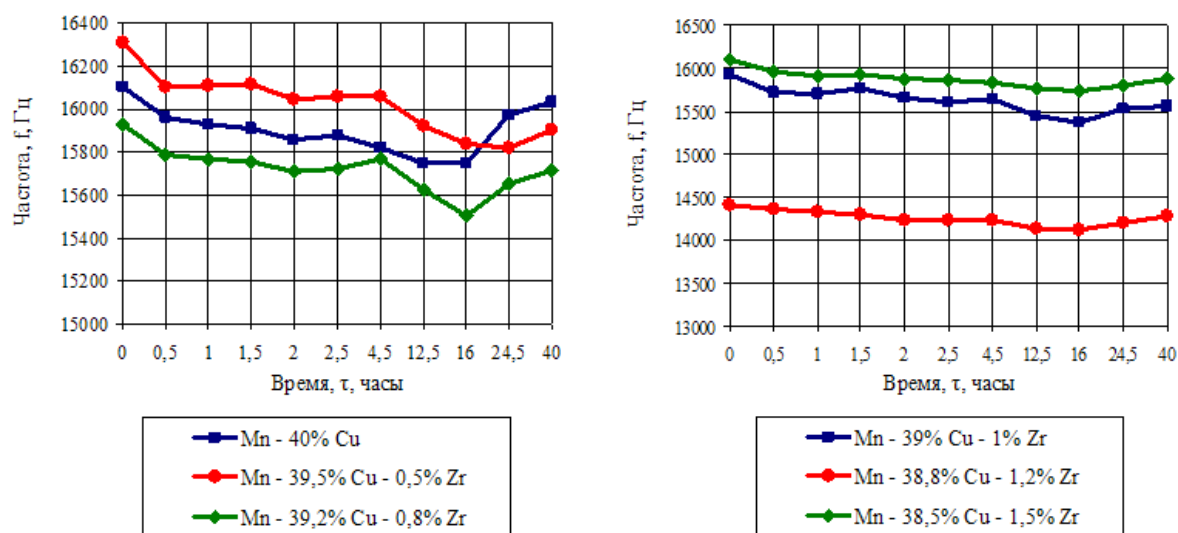


Рис. 2. Изменение частоты резонансных колебаний, f , литых сплавов Mn – Cu от времени старения, τ , при температуре 643 К

Fig. 2. Change of the frequency of resonant oscillations, f , of the cast Mn – Cu alloys on the aging time, τ , at a temperature of 643 K

На рис. 3 представлены зависимости изменения демпфирующей способности исследуемых сплавов на основе сплава Mn – 40 % Cu при естественном старении на протяжении 7 месяцев. Рис. 3 показывает, что демпфирующая способность литых и состаренных при 643 К в течение 40 ч сплавов снижается при естественном старении на протяжении 7 месяцев в 2–2,6 раза.

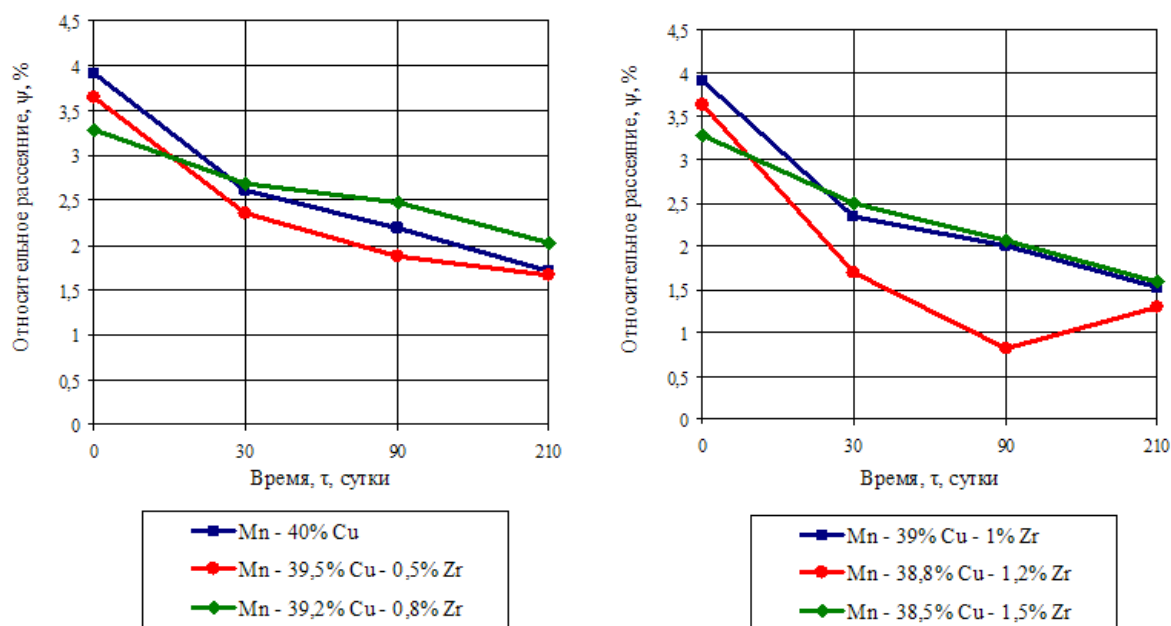


Рис. 3. Изменение демпфирующей способности, ψ , сплавов Mn – Cu, литых и состаренных при 643 К в течение 40 ч, при естественном старении, τ

Fig. 3. Change of the damping capacity, ψ , of the Mn – Cu alloys, which were cast and aged at 643 K within 40 hours, at natural aging, τ

Результаты исследований

Проведённое исследование выявило, что сплавы Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr, отлитые в чугунные изложницы и затем состаренные при температуре 643 К в течение 0,5–40 ч, показывают разные величины демпфирующей способности. Больший уровень демпфирующей способности $\psi = 4\text{--}4,7$ % получен в литых сплавах, состаренных при температуре 643 К. Демпфирующая способность литых сплавов составила $\psi = 2,2\text{--}2,7$ %. Наблюдается тенденция в уровне демпфирующей способности марганцевомедных сплавов, которая, очевидно, связана с тем, что при охлаждении этих сплавов в чугунных изложницах задерживается расслоение γ -твёрдого раствора Mn – Cu на области, обогащённые и обеднённые марганцем, что в дальнейшем приводит к образованию мартенситной ГЦТ фазы, ответственной за высокое демпфирование в сплавах на основе Mn – Cu [6; 7]. Старение литых сплавов на основе сплава Mn – 40 % Cu при 643 К приводит к большей степени расслоения γ -твёрдого раствора Mn – Cu и соответственно в итоге к большему уровню демпфирующей способности.

Зависимости изменения демпфирующей способности литых сплавов Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr от времени старения при температуре 643 К (рис. 1) показывают прерывистое (не монотонное) повышение уровня демпфирующей способности. Некоторое снижение демпфирующей способности после 0,5 ч, нескольких часов старения при 643 К не связано с «перестариванием», а, видимо, является следствием неоднородности исследуемых образцов, что характерно для литого состояния сплавов на основе Mn – Cu [7].

Известно, что частота колебаний связана с модулем нормальной упругости, минимум которого в сплавах на основе Mn – Cu предшествует максимуму их демпфирующей способности [7; 8]. Зависимости изменения частоты резонансных колебаний от времени старения при 643 К исследуемых сплавов на основе сплава Mn – 40 % Cu (рис. 2) показывают минимумы, которые предшествуют максимальным уровням демпфирующей способности этих сплавов.

Зависимости изменения демпфирующей способности литых и состаренных при температуре 643 К сплавов Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr (рис. 3) показывают, что легирование цирконием не способствует существенной стабилизации уровня демпфирующей способности двойного сплава Mn – 40 % Cu.

Заключение

Проведённое исследование влияния легирования цирконием на демпфирующую способность сплава Mn – 40 % Cu показало, что 0,5–1,5 % циркония не повышает уровень демпфирующей способности данного сплава в литом состоянии, а также в литом и состаренном при температуре 643 К в течение 40 ч состоянии и не способствует существенному сохранению высокого демпфирования при естественном старении в области малых амплитуд деформаций 10^{-6} – 10^{-5} относительного сдвига – области амплитудно-независимого деформирования. Высокая демпфирующая способность литых и состаренных при 643 К в течение 40 ч сплавов Mn – 40 % Cu, Mn – 38,5–39,5 % Cu – 0,5–1,5 % Zr после естественного старения при 293 К в течение 7 месяцев снижается в 2,0–2,6 раза.

Библиографические ссылки

1. Сергиенко В. П., Бухаров С. Н. Вибрация и шум в нестационарных процессах трения : монография. Минск : Белорусская наука, 2012. 347 с.
2. Миндрин В. И., Пачурин Г. В., Ребрушкин М. Н. Виды и причины вибрации энергетических машин // Современные наукоёмкие технологии. 2015. № 5. С. 32–36.
3. Пирогов Д. А., Шляпутин Р. В., Эльнашар Е. А. Исследование вибрации и шума ремизной рамы металлостанка // Фундаментальные исследования. 2017. № 11-1. С. 114–118.
4. Причины возникновения вибрации в агрегате электронасосном космического аппарата и способы её снижения / З. А. Юдина, М. И. Синиченко, А. П. Ладыгин и др. // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5, № 2. С. 63–76. Doi: 10.26733/j.st/2021.2.01.
5. Оценка влияния шума и вибрации на состояние здоровья работающих на ФГУП «ГКНПц им. М.В. Хруничева» / Т. С. Ворожейкина, В. Н. Голдобин, С. П. Губарева и др. // Медицина экстремальных ситуаций. 2015. № 3 (53). С. 87–90.
6. Vitek J., Warlimont H. On a metastable miscibility gap in Mn – Cu alloys and the origin of high damping capacity // Met. Sci. and Eng. 1976. Vol. 4. P. 7–13.
7. Фавстов Ю. К., Шульга Ю. Н., Рахштадт А. Г. Металловедение высокодемпфирующих сплавов. М. : Металлургия, 1980. 272 с.
8. Удовенко В. А., Маркова Г. В., Ростовцев Р. Н. Сплавы системы Mn – Cu. Структура и свойства : монография. Тула : Гриф и К, 2005. 152 с.
9. Наумов С. Б., Немировский В. В., Розенберг В. М. Стабильность демпфирования марганцевомедных сплавов // Цветные металлы. 1984. № 10. С. 66–67.
10. Naumov S., Ginne S. Features of the damping capacity of Mn – Cu alloys // MATEC Web of Conferences 344, 01012 (2021). MPM 2021. Doi: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134401012>.
11. Effect of the precipitated second phase during aging on the damping capacity degradation behavior of M2052 alloy / Y. Zhang, N. Li, X. Fu et al. // Adv. Mater. Res. 2014. No. 873. P. 36–41.
12. Novel cast-aged MnCuNiFeZnAl alloy with good damping capacity and high usage temperature toward engineering application / W. Liu, N. Li, Z. Zhong et al. // Materials and Design. 2016. No. 106. P. 45–50.

References

1. Sergienko V. P., Buharov S. N. *Vibraciya i shum v nestacionarnyh processah treniya* [Vibration and noise in non-stationary friction processes]. Minsk, Belorusskaja nauka, 2012, 347 p.
2. Mindrin V. I., Pachurin G. V., Rebrushkin M. N. [Types and causes of vibration of power machines]. *Sovremennye naukoymkie tehnologii*. 2015, No 5, P. 32–36 (In Russ.).
3. Pirogov D. A., Shljapugin R. V., Jel'nashar E. A. [Investigation of vibration and noise of the heald frame of a metal loom]. *Fundamental'nye issledovaniya*. 2017, No 11-1, P. 114–118 (In Russ.).
4. Judina Z. A., Sinichenko M. I., Ladygin A. P., Sin'kovskij F. K., Usmanov D. B. [Causes of vibration in the electric pump unit of the spacecraft and ways to reduce it]. *Kosmicheskie apparaty i tehnologii*. 2021, Vol. 5. No 2, P. 63–76 (In Russ.). Doi: 10.26733/j.st/2021.2.01.

5. Vorozhejkina T. S., Goldobin V. N., Gubareva S. P., Zaozjorskaja S. L., Malyshev S. V., Savicheva N. M., Fedoseeva G. N., Filippov A. A., Carjova L. G. [Evaluation of the impact of noise and vibration on the health status of workers at the Federal State Unitary Enterprise «GKNPts im. M.V. Khrunichev»]. *Medicina yekstremal'nyh situacij*. 2015, No 3 (53), P. 87–90 (In Russ.).
6. Vitek J., Warlimont H. On a metastable miscibility gap in Mn – Cu alloys and the origin of high damping capacity. *Met. Sci. and Eng.* 1976, Vol. 4, P. 7–13.
7. Favstov Ju. K., Shul'ga Ju. N., Rahshtadt A. G. *Metallovedenie vysokodempfirujushhih splavov* [Metal science of high-damping alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1980, 272 p.
8. Udovenko V. A., Markova G. V., Rostovcev R. N. *Splavy sistemy Mn – Cu. Struktura i svojstva* [Alloys of the Mn – Cu system. Structure and properties]. Tula, Grif i K Publ., 2005, 152 p.
9. Naumov S. B., Nemirovskij V. V., Rozenberg V. M. [Damping stability of manganese-copper alloys]. *Cvetnye metally*. 1984, No 10, P. 66–67 (In Russ.).
10. Naumov S., Ginne S. Features of the damping capacity of Mn – Cu alloys. *MATEC Web of Conferences* 344. 2021, 01012. Available at: <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134401012>.
11. Zhang Y., Li N., Fu X., Liu W.B., Liu Y., Zhao X.C. Effect of the precipitated second phase during aging on the damping capacity degradation behavior of M2052 alloy. *Adv. Mater. Res.* 2014, No. 873, P. 36–41.
12. Liu W., Li N. Zhong Z., Yan J., Li D., Liu Y., Zhao X., Sci S.. Novel cast-aged MnCuNiFeZnAl alloy with good damping capacity and high usage temperature toward engineering application. *Materials and Design*. 2016, No. 106, P. 45–50.

© Наумов С. Б., Гиннэ С. В., 2022

Наумов Сергей Борисович – кандидат технических наук, доцент кафедры технологии композиционных материалов и древесиноведения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: naumovsb@sibsau.ru.

Гиннэ Светлана Викторовна – кандидат педагогических наук, доцент кафедры технологии композиционных материалов и древесиноведения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: svetlanaginneh@rambler.ru.

Naumov Sergey Borisovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Composite Materials and Wood Science; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: naumovsb@sibsau.ru.

Ginne Svetlana Viktorovna – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Composite Materials and Wood Science; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: svetlanaginneh@rambler.ru.

УДК 544.77.023.5

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-763-770

Для цитирования: Синтез и исследование методом электронной микроскопии инверсных опалов из оксида циркония / К. А. Шабанова, Ю. Ю. Логинов, О. В. Шабанова и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 763–770. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-763-770.

For citation: Shabanova K. A., Loginov Y. Y., Shabanova O. V. et al. [Synthesis and study by electron microscopy of inverse opals from zirconium oxide]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 763–770. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-763-770.

Синтез и исследование методом электронной микроскопии инверсных опалов из оксида циркония

К. А. Шабанова^{1, 2*}, Ю. Ю. Логинов¹, О. В. Шабанова³, Д. Кох¹, И. В. Немцев^{2, 4, 5}

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

²Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр
Сибирского отделения Российской академии наук»

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

³Институт космических технологий ФИЦ КНЦ СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50/45

⁴Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50, стр. 38

⁵Сибирский федеральный университет, Институт фундаментальной биологии и биотехнологии
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79, корп. 4

*E-mail: shabanova.ksenia@mail.ru

Диоксид циркония обладает высокой диэлектрической проницаемостью и высокой термической стабильностью. Существует множество методов синтеза нанокристаллических материалов из диоксида циркония. В их число входит гидротермальный синтез, газофазные химические реакции, криохимический синтез, методы плазмохимии – эти методы отличаются дороговизной и сложностью. В данной работе предложен относительно простой метод управления ростом нанокристаллов диоксида циркония путем синтеза в полимерных шаблонах (темплатный синтез инверсных опалов). Инверсные опалы обладают уникальными физико-химическими свойствами, поэтому они могут находить широкое применение в оптике, оптоэлектронике, биологических исследованиях, катализе, в функциональной керамике, что актуально и в ракетно-космической отрасли. В качестве исходного материала использовали водно-спиртовой раствор оксихлорида циркония, которым пропитывали шаблоны из монодисперсных субмикронных сферических частиц из полиметилметакрилата. После пропитки этих шаблонов, раствор затвердевал в условиях ограниченного пространства пор размером 20–40 нм. После этого проводили обжиг полученных шаблонов для удаления полимерной матрицы. При этом формировались структуры, состоящие из нанокристаллов диоксида циркония. Методами растровой и просвечивающей электронной микроскопии проведена оценка морфологии полученных материалов и показано, что в условиях ограниченной диффузии диоксид циркония образует кристаллы размерами 10–30 нм. Также, в зависимости от температуры прокаливания, получают материалы с разными кристаллическими модификациями. В результате показано, что водно-спиртовые растворы оксихлорида циркония являются удобным средством для получения методом темплатного синтеза нанокристаллических материалов, в том числе инверсных опалов из диоксида циркония.

Ключевые слова: диоксид циркония, фотонный кристалл, инверсный опал, темплатный синтез, электронная микроскопия.

Synthesis and study by electron microscopy of inverse opals from zirconium oxide

K. A. Shabanova^{1, 2*}, Y. Y. Loginov¹, O. V. Shabanova³, D. Kokh¹, I. V. Nemtsev^{2, 4, 5}

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

²Federal Research Center "Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch
of the Russian Academy of Sciences"

50, Academgorodok St., Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

³Institute of Space Technologies "KSC of SB RAS"

50/45, Academgorodok St., Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

⁴Kirensky Institute of Physics FRC "KSC of SB RAS"

50, b. 38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

⁵Siberian Federal University, Institute of Fundamental Biology and Biotechnology

79, Svobodnyi prospekt, Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

*E-mail: shabanova.ksenia@mail.ru

Zirconia has a high dielectric constant and high thermal stability. There are many methods for the synthesis of nanocrystalline materials from zirconium dioxide. These include hydrothermal synthesis, gas-phase chemical reactions, cryochemical synthesis, plasma chemistry methods - these methods are expensive and complex. In this work, we propose a relatively simple method for controlling the growth of zirconium dioxide nanocrystals by synthesis in polymer templates (template synthesis of inverse opals). Inverse opals have unique physical and chemical properties, so they can be widely used in optics, optoelectronics, biological research, catalysis, functional ceramics, which is also relevant in the rocket and space industry. As a starting material, we used a water-alcohol solution of zirconium oxychloride, with which we impregnated templates of monodisperse submicron spherical particles of polymethyl methacrylate. After impregnation of these templates, the solution solidified in a limited pore space of 20–40 nm. After that, we fired the resulting templates to remove the polymer matrix. In this case, structures consisting of zirconium dioxide nanocrystals were formed. Using the methods of scanning and transmission electron microscopy, we assessed the morphology of the obtained materials, and showed that under conditions of limited diffusion, zirconium dioxide forms crystals with a size of 10–30 nm. Also, depending on the calcination temperature, materials with different crystalline modifications are obtained. As a result, we have shown that aqueous-alcoholic solutions of zirconium oxychloride are a convenient means for obtaining nanocrystalline materials, including inverse opals from zirconium dioxide, by template synthesis.

Keywords: zirconia, photonic crystal, inverse opal, template synthesis, electron microscopy.

Введение

Методы синтеза нанокристаллических материалов с управляемой структурой чрезвычайно актуальны в настоящее время [1–4]. Микро- и нанокристаллические материалы на основе диоксида циркония находят широкое применение в различных областях ракетно-космической отрасли. Это и распыляемые лазером пленки, и легированные редкими и редкоземельными элементами керамики, в том числе и нанопористые. Оксид циркония обладает высокой диэлектрической проницаемостью и высокой термической стабильностью, поэтому методы получения материалов с заданными свойствами на его основе очень разнообразны [5–10]. В их число входит гидротермальный синтез, газофазные химические реакции, криохимический синтез, методы плазмохимии.

Благородный опал – это система упакованных в гранцентрированную кубическую решетку сферических частиц с диаметром порядка длины волны видимого света. Инверсный опал представляет собой периодическую систему субмикронных моноразмерных пор в оптически прозрачном неорганическом каркасе. Как и опал, он является трехмерным фотонным кристаллом (ФК) [11]. Отличительными особенностями ФК является возможность управлением

скоростью оптического излучения и локализацией электромагнитных волн, например, меняя структуру материала, из которого состоит опал.

В зависимости от условий синтеза, структуры опалоподобных ФК обладают уникальными физико-химическими свойствами, поэтому инверсные опалы могут находить широкое применение в оптике, оптоэлектронике, биологических исследованиях, катализе [12].

Целью данной работы было получение образцов инверсных опалов из диоксида циркония методом темплатного синтеза; разных кристаллических модификаций оксида циркония путем прокаливания, а также исследование их с помощью электронной микроскопии.

Темплатный синтез – это получение неорганического материала путем пропитки полимерного шаблона (темплата), например, растворами солей металлов или золь оксидов металлов, с последующим удалением органического материала [13]. Удаление органического шаблона происходит отжигом, после которого неорганический материал принимает форму исходного темплата.

В работе использовался метод электронной микроскопии для оценки морфологии полученных образцов, размера и периодичности пор. Также важно было определить размер и конфигурацию кристаллитов диоксида циркония.

Образцы и методика эксперимента

Осажденные в регулярные структуры, сферические частицы полиметилметакрилата (ПММА) использовались в качестве матриц (темплатов) для получения инверсных опалов [3]. Поскольку поры между частицами очень малы, при проникновении туда жидкости за счет капиллярных сил может произойти растрескивание образца. Пропитывающая жидкость также должна быть не растворяющей по отношению к ПММА и не вызывать химического взаимодействия с матрицей.

Обычно используются коллоидные растворы веществ, которые после гелеобразования и прокаливания образуют твердый прозрачный материал, но также можно использовать истинные растворы, например, оксихлорид циркония (ОХЦ) – неорганическое соединение (оксосоль циркония и соляной кислоты), которое легко растворяется в воде и спирте и при температуре выше 400 °С разлагается до оксида.

Матрицы пропитывались водно-спиртовым раствором оксихлорида циркония: к 25 г ОХЦ $ZrOCl_2$ добавляли 10 мл воды и 50 мл 96-% спирта (рис. 1).

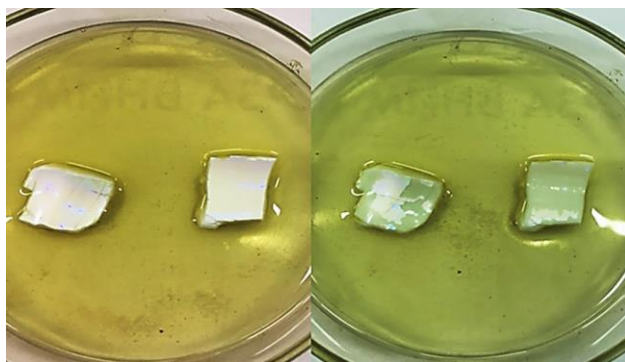


Рис. 1. Пропитка ПММА-матриц водно-спиртовым раствором оксихлорида циркония

Fig. 1. Impregnation of matrices from PMMA with a water-alcohol solution of zirconium oxychloride

При пропитке шаблоны растрескивались, но эта проблема была решена предварительным прокаливанием матриц при температуре 120 °С, т. е. близкой к температуре стеклования, чтобы частицы прочнее сцепились друг с другом. На рис. 2, а представлена электронная микрофотография темплата, на рис. 2, б – электронная микрофотография пропитанной матрицы.

После пропитки образцы накрывали тиглями, чтобы избежать воспламенения полимерного шаблона, и отжигали при температуре 450 °С со скоростью нагрева 2 °С/мин в течение 6 ч. Таким же образом образцы отжигали при температуре 550 °С. Целью отжига является не только удаление полимерной матрицы путем пиролиза, но и спекание неорганической части. На рис. 2, с представлена электронная микрофотография полученного таким образом инверсного опала.

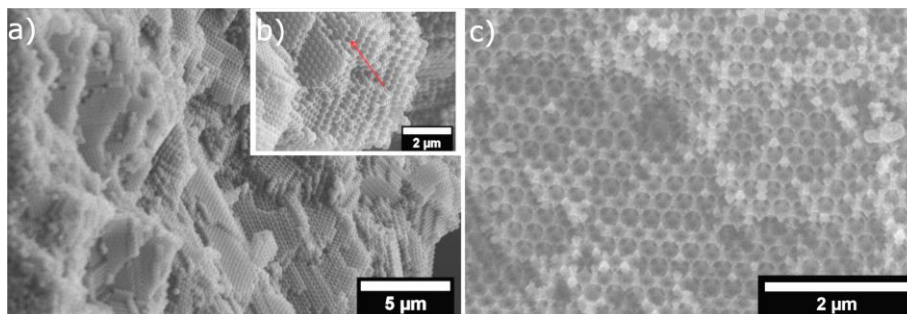


Рис. 2. Электронная микрофотография:
a – темплата из ПММА; b – пропитанного образца; c – инверсного опала

Fig. 2. Electron micrograph: a – PMMA template; b – impregnated sample; c – inverse opal

Для исследования полученных образцов инверсных опалов из оксида циркония (рис. 3) методом электронной микроскопии была проведена пробоподготовка.

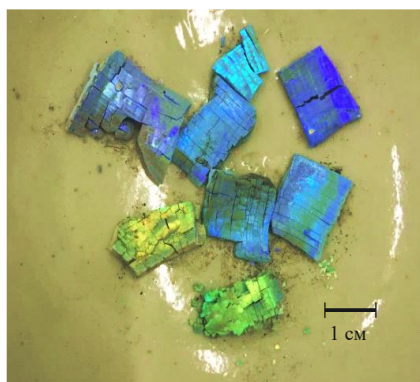


Рис. 3. Полученные инверсные опалы из оксида циркония

Fig. 3. Obtained inverse opals from zirconium oxide

Для растровой электронной микроскопии (РЭМ) готовили маленькие кусочки образцов, с помощью специального клея их закрепляли на прободержателе, затем напыляли платину, чтобы поверхность была электрически проводящей.

Для просвечивающей электронной микроскопии (ПЭМ) образцы небольшого размера измельчали в мензурках, разбавляли спиртом и подвергали ультразвуковому воздействию в течение 2 мин. Затем каплю получившейся суспензии наносили на сетчатый держатель и помещали в рабочую камеру микроскопа для исследования.

Результаты и обсуждение

На снимках с растрового электронного микроскопа Hitachi S5500 (Япония) (рис. 4) видно, что структура полученного инверсного опала из оксида циркония является высокоупорядоченной и моноразмерной, так как сохранилась доменная структура исходного шаблона. Размеры пор составляют примерно 220 нм, а стенки являются очень тонкими (от

единиц до десятков нанометров). Снимки приведены в разных проекциях, и на одном из них (рис. 4, *а*) четко видно, что стенки состоят из мелкокристаллических образований.

Также проводилось исследование на просвечивающем электронном микроскопе Hitachi HT7700. На микрофотографии (рис. 5, *а*) видно, что неорганический каркас состоит из наноразмерных кристаллов оксида циркония – мелкокристаллические образования, которые были замечены на РЭМ.

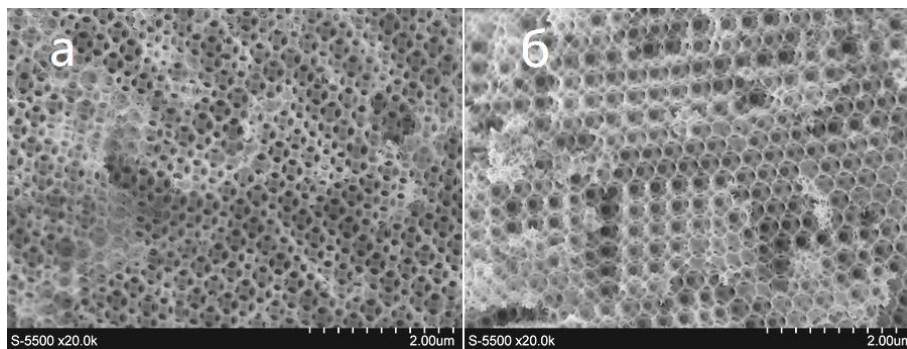


Рис. 4. РЭМ изображения инверсного опала из оксида циркония

Fig. 4. SEM images of an inverted zirconium oxide opal

На этом же оборудовании с целью определения кристаллической структуры инверсного опала из оксида циркония, отожженного при 450 °С, получено изображение дифракции электронов (рис. 5, *б*). Измерены радиусы колец и сделано сравнение с литературными данными [14]. Наиболее вероятной кристаллической конфигурацией ZrO_2 в полученном инверсном опале является тетрагональная (см. таблицу).

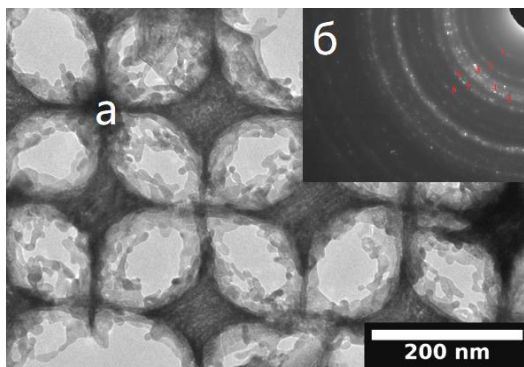


Рис. 5. ПЭМ изображения:

а – микрофотография инверсного опала; *б* – дифракция электронов

Fig. 5. TEM images: *a* – micrograph of inverse opal; *b* – electron diffraction

Сравнение экспериментальных и справочных данных по диаметру электронографических колец для определения кристаллической фазы

	Экспериментальные результаты		Справочные данные
Данные типичны для тетрагональной конфигурации ZrO ₂			
Номер кольца	1/Å	Å	Å
1	0,197	5,076	5,10
2	0,276	3,623	3,69
6	0,394	2,538	2,55
8	0,451	2,217	2,21
ZrO ₂ близок к тетрагональной конфигурации			

3	0,321	3,115	3,19
4	0,342	2,924	2,85
7	0,412	2,427	2,34
Данные предположительно связаны с примесями			
5	0,358	2,793	2,63

Те же самые исследования были проведены и для инверсных опалов из оксида циркония, отожженных при 550 °С. Кристаллическая фаза у такой структуры также является тетрагональной, но появляется моноклинная модификация. Полученные данные подтверждаются результатами рентгенофазового анализа [15].

Заключение

Получены инверсные опалы из оксида циркония на основе темплатов из субмикронных частиц полиметилметакрилата. Полученные образцы были исследованы методом электронной микроскопии.

На основе проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- водно-спиртовые растворы оксихлорида циркония применимы для получения инверсных опалов;
- в зависимости от температурной обработки, получены образцы с тетрагональной и частично тетрагональной и моноклинной модификацией. Можно сделать предположение, что при более высокой температуре обработки (800–1000 °С) можно получить образцы с кубической кристаллической модификацией;
- темплатный синтез позволяет получать нанокристаллические материалы из относительно недорогих компонентов.

Благодарности

Работа выполнена в рамках проекта № FWES-2022-0012 «Оптические свойства и структурное упорядочение природных и природоподобных органических ламеллярных систем». Исследования были выполнены на оборудовании Красноярского регионального центра коллективного пользования ФИЦ КНЦ СО РАН.

Acknowledgment

The work was carried out within the project № FWES-2022-0012 “Optical properties and structural ordering of natural and nature-like organic lamellar systems”. The studies were performed on the equipment of the Krasnoyarsk Regional Center for Collective Use of the FRC KSC SB RAS.

Библиографические ссылки

1. Русанов А. И. Удивительный мир наноструктур // Журнал общей химии. 2002. Т. 72, вып. 4. С. 532–549.
2. Сергеев Г. Б. Размерные эффекты в нанохимии // Российский химический журнал. 2002. Т. XLVI, № 5. С. 22–29.
3. Глезер А. М. Аморфные и нанокристаллические структуры: сходства, различия, взаимные переходы // Российский химический журнал. 2002. Т. XLVI, № 5. С. 57–63.
4. Мелихов И. В. Закономерности кристаллизации с образованием нано-дисперсных твердых фаз // Неорганические материалы. 2000. Т. 36, № 3. С. 350–359.
5. Панова Т. И., Глушкова В. Б. Кинетика роста зерен в керамике на основе ZrO_2 , уплотненной с применением энергии взрыва // Неорганические материалы. 1999. Т. 35, № 2. С. 233–236.
6. Формирование нанокристаллов диоксида циркония в гидротермальных средах различного химического состава / О. В. Пожидаева, Э. Н. Корыткова, Д. П. Романов, В. В. Гусаров // Журнал общей химии. 2002. Т. 72, вып. 6. С. 910–914.

7. Подболотов К. Б., Хорт Н. А., Изобелло А. Ю. Фазовый состав и структура керамических образцов на основе диоксида циркония, полученных экзотермическим синтезом // Неорганические материалы, 2021. Т. 57, № 10. С. 1128–1137.
8. Синтез наночастиц диоксида циркония путем термического разложения комплекса циркония с лимонной кислотой / И. В. Кривцов, А. В. Устименко, М. В. Илькаева, В. В. Авдин // Вестн. ЮУрГУ. Сер. Химия. 2013. Т. 5, № 4. С. 38–41.
9. Структура и свойства пленок оксида циркония, легированных оксидом иттрия, полученных методом лазерного осаждения в вакууме / Н. А. Босак, А. Н. Чумаков, А. А. Шевченко и др. // Журнал Белорусского гос. ун-та. Физика. 2020. № 2. С. 10–18.
10. Синтез нанокристаллических высокотемпературных фаз диоксида циркония / В. Ф. Петрунин, В. В. Попов, Чжу Хунчжи, А. А. Тимофеев // Неорганические материалы. 2004. Т. 40(3). С. 303–311.
11. Шабанов В. Ф., Зырянов В. Я. Фотонные кристаллы и нанокомпозиты: структурообразование, оптические и диэлектрические свойства : монография. М. : Изд-во СО РАН, 2009. 257 с.
12. Шабанов В. Ф., Зырянов В. Я. Метаматериалы и структурно организованные среды для оптоэлектроники, СВЧ-техники и нанофотоники : монография. М. : Изд-во СО РАН, 2013. 369 с.
13. Фотонно-кристаллические структуры на основе субмикронных частиц полиметилметакрилата / И. В. Немцев и др. // Сб. тр. по материалам VI Междунар. конф. и молодеж. Шк. (ИТНТ-2020) : в 4-х томах / под ред. С. В. Карпеева. 2020. С. 608–614.
14. Международная база дифракционных данных: The International Centre for Diffraction Data (ICDD – JCPDS) PDF2.
15. Конверсия левоулиновой кислоты в γ -валеролактон в изопропанол по реакции переноса водорода на ZrO_2 -содержащих катализаторах / В. В. Сычев и др. // Журнал Сиб. федер. ун-та. Химия. 2022. Т. 15, №. 1. С. 137–155.

References

1. Rusanov A. I. [The amazing world of nanostructures]. *Zhurnal obshchey khimii*. 2002, Vol. 72, No. 4, P. 532–549 (In Russ.).
2. Sergeev G. B. [Size effects in nanochemistry]. *Rossiyskiy khimicheskiy zhurnal*. 2002, Vol. XLVI, No. 5, P. 22–29 (In Russ.).
3. Glezer A. M. [Amorphous and nanocrystalline structures: similarities, differences, mutual transitions]. *Rossiyskiy khimicheskiy zhurnal*. 2002, Vol. XLVI, No. 5, P. 57–63 (In Russ.).
4. Melikhov I. V. [Patterns of crystallization with the formation of nano-dispersed solid phases]. *Neorganicheskiye materialy*. 2000, Vol. 36, No. 3, P. 350–359 (In Russ.).
5. Panova T. I., Glushkova V. B., Glushkova V. B. [Kinetics of grain growth in ceramics based on ZrO_2 densified with the use of explosion energy] *Neorganicheskiye materialy*. 1999, Vol. 35, No. 2, P. 233–236 (In Russ.).
6. Pozhidaeva O. V., Korytkova E. N., Romanov D. P., Gusarov V. V. [Formation of zirconium dioxide nanocrystals in hydrothermal media of different chemical composition]. *Journal of General Chemistry*. 2002, Vol. 72, Iss. 6, P. 910–914 (In Russ.).
7. Podbolotov K. B., Nort A., Isobello A. Yu. [Phase composition and structure of ceramic samples based on zirconium dioxide obtained by exothermic synthesis]. *Neorganicheskiye materialy*. 2021, Vol. 57, No. 10, P. 1128–1137 (In Russ.).
8. Krivtsov I. V., Ustimenko A. V., Ilkaeva M. V., Avdin V. V. [Synthesis of zirconium dioxide nanoparticles by thermal decomposition of zirconium complex with citric acid]. *Vestn. YUUrGU. Ser. Khimiya*. 2013, Vol. 5, No. 4, P. 38–41 (In Russ.).

9. Bosak N. A., Chumakov A. N., Shevchenok A. A. et al. [Structure and properties of zirconium oxide films doped with yttrium oxide obtained by laser deposition in vacuum]. *Journal of the Belarusian State University. Physics*. 2020, No. 2, P. 10–18.
10. Petrunin V. F., Popov V. V., Hongzhi Z., Timofeev A. A. [Synthesis of nanocrystalline high-temperature phases of zirconium dioxide]. *Inorganic Materials*. 2004, Vol. 40(3), P. 303–311 (In Russ.).
11. Shabanov V. F., Zyryanov V. Ya. *Fotonnyye kristally i nanokompozity: strukturoobrazovaniye, opticheskiye i dielektricheskiye svoystva* [Photonic crystals and nanocomposites: structure formation, optical and dielectric properties]. Moscow, Izdatel'stvo SO RAN Publ., 2009, 257 p.
12. Shabanov V. F., Zyryanov V. Ya. *Metamaterialy i strukturno organizovannyye sredy dlya optoelektroniki, SVCh-tehniki i nanofotoniki* [Metamaterials and structurally organized media for optoelectronics, microwave technology and nanophotonics]. Moscow, Izdatel'stvo SO RAN Publ., 2013, 369 p.
13. Nemtsev I. V. et al. [Photonic crystal structures based on submicron particles of polymethyl methacrylate]. *Proceedings based on the materials of the VI International Conference and Youth School (ITNT-2020)*. In 4 volumes. Ed. S. V. Karpeeva. 2020, P. 608–614.
14. International Diffraction Database: The International Centre for Diffraction Data (ICDD – JCPDS) PDF2.
15. Sychev V. V., Zaitseva Yu. N., Eremina A. O. et al. [Levulinic acid conversion to γ -valerolactone via transfer hydrogenation over Zr-containing catalysts in isopropanol]. *J. Sib. Fed. Univ. Chem*. 2022, Vol. 15(1), P. 137–155.

© Шабанова К. А., Логинов Ю. Ю., Шабанова О. В., Кох Д., Немцев И. В., 2022

Шабанова Ксения Александровна – студент 2 курса магистратуры, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева; инженер отдела молекулярной электроники;

Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук». E-mail: shabanova.ksenia@mail.ru.

Логинов Юрий Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор, проректор по научной и инновационной деятельности; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева. E-mail: loginov@sibsau.ru.

Шабанова Ольга Вильгельмовна – младший научный сотрудник отдела технологий комплексной переработки сырья; Институт космических технологий Красноярского научного центра Сибирского отделения Российской академии наук. E-mail: ollach@ya.ru.

Кох Дитер – студент 2 курса магистратуры; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: diter.koh@gmail.com.

Немцев Иван Васильевич – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник отдела молекулярной электроники; Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук»; Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН; Сибирский федеральный университет, Институт фундаментальной биологии и биотехнологии. E-mail: ivan_nemtsev@mail.ru.

Shabanova Ksenia Alexandrovna – 2nd year student of magistracy, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology; Engineer, Department of Molecular Electronics; Federal Research Center “Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences”. E-mail: shabanova.ksenia@mail.ru, +79135620869.

Loginov Yuri Yurievich – Dr. Sc., Professor, Vice-Rector for Research, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: loginov@sibsau.ru.

Shabanova Olga Vilgelmovna – Junior Researcher of the Department of Technologies for Complex Processing of Raw Materials; Institute of Space Technologies of the Krasnoyarsk Scientific Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences. E-mail: ollach@ya.ru.

Kokh Dieter – 2nd year student of magistracy, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: diter.koh@gmail.com.

Nemtsev Ivan Vasilyevich – Cand. Sc., Researcher at the Department of Molecular Electronics; Federal Research Center “Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences”; Kirensky Institute of Physics FRC “KSC of SB RAS”; Siberian Federal University, Institute of Fundamental Biology and Biotechnology. E-mail: ivan_nemtsev@mail.ru.
