

ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

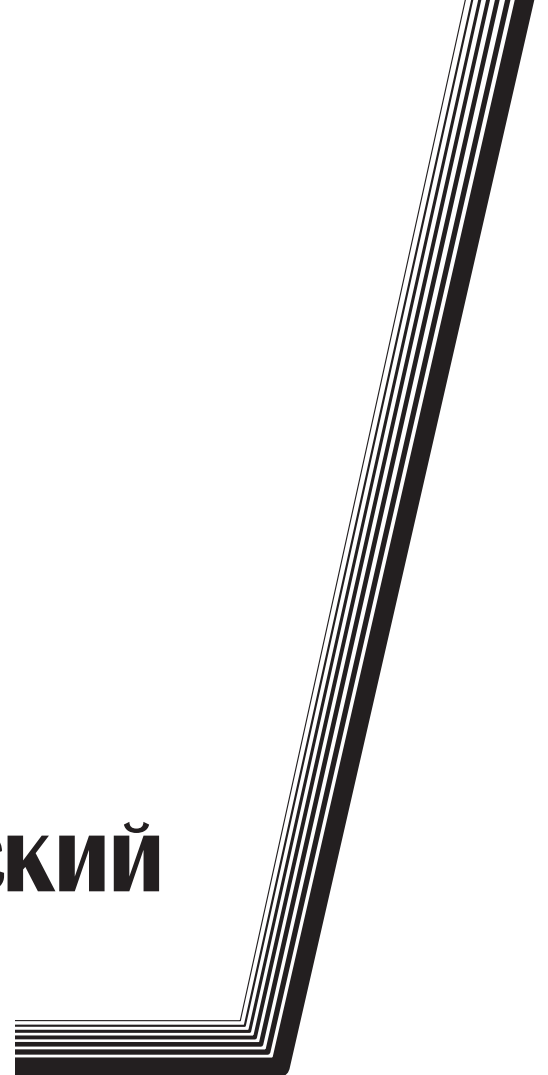
**Том
Vol. 24, № 1**

КРАСНОЯРСК 2023

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 24, № 1

Красноярск 2023



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 24, № 1

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

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

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)

Мионов 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. 24, No 1

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

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

EDITORIAL BOARD

Galeev R. G., Dr.Sc.

(JSC "NPP "Radiosvyaz")

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

(ISS-Reshetnev Company)

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)

Ε ΝΑΑΑΑΙ ΕΠ ΧΕΟΑΘΑΕΑΕ

«Νεαεθνεε αυθι ει νι ε-ανηεε αοθι αε» yaeayony i ao-i ui, i thi ecafi anoaai i i-iaee-e-aneei oaoai ceoai ui ecaai eai. Naeeaaeunoi i oaeoaoee noaanbaa i anni ai e ei oi di aoei i E No ON 77-80539 i o 01.03.2021 a. auaa i Oaaadaeu i e neoaai e i i aaai o a noa o naye, ei oi di aoei i i oo oaoi i -ei aee e i anni auo ei i i oi eaaoe (Di nei i i aaai o).

ISSN 2712-8970

I i ai eni i e ei aeen a eoaer aa «I oanni Di nnee» - 39263. Caadaeoeoi aai a Di nneeni i ei aeen i ao-i i ai oeeoi - aai ey (DEI O).

Aeeb-ai a aao aai i oo Ulrich's Periodicals Directory ai aoe- eai nei ai ecaaoaeu noaa Bowker.

Aoi aeo a i ad-a-i u aoi aei a AAe i i neaapuei i ao-i ui ni aoeaeu i noi :

2.3.1 Neoa i ue ai aee, oi oaaai ea e i adaa oea ei- oi di aoe (oaoi e-aneea i aoe);

2.3.5 I aoi aoe-ane i a e i oi adai i i i a i aani a-ai ea au- =eneoaeu oo neoa i, ei i i eani a e ei i i upoaoi oo naae (oeceei -i aoi aoe-aneea i aoe);

2.5.13 I di aeoeoi aai ea, ei i nooeoe e i di ecafi anoa i ea- oaoeui oo ai i adaa o (oaoi e-aneea i aoe);

2.5.15 Oai ei au, yeaeoi oaeoi ua aeeaaee e y i adai o- noai i aee eaaooeui oo ai i adaa o (oaoi e-aneea i aoe);

05.07.07 Ei iodi eu e eni ooi ea eaaooeui oo ai i adaa o a e eo neoa i (oaoi e-aneea i aoe).

Ecaaoony n 2000 ai aa. 2000 - «Aanoi ee Neaeohei e aydi - ei ni e-ane i aeaaai ee ei ai e aeaaai eea I . O. Daaoi aaa» (Aanoi ee NAA); 2002 - «Aanoi ee Neaeohei ai ai noaaoaai - i i ai aydi ei ni e-ane i oi eaaooeua ei ai e aeaaai eea I . O. Daaoi aaa» (Aanoi ee NeaAO); 2017 - «Neaeohee aoi ae i aoe e oaoi i ei aee» (NeaE O); n 01.03.2021 - «Neaeohee aydi ei ni e-ane e aoi ae» (NAE).

Eaau e au i one aoi aea aeeb-aa o e daaaea:

1 oaca. Ei oi di aoea, au-eneoaeu ay ooi eea e oi oaa- eai ea.

2 oaca. Aeeoei i ay e daeoi i -ei ni e-aneay ooi eea.

3 oaca. Oaoi i ei ae-aneea i oi oannu e i aooeaeu.

Nooue ioaeepony aani eaoi i i i nea i aycaoeu i ai oaoai - ceoi aai ey e i de i oi di eaf ee eo a ni i oaoeoe n oaa i - aai ey i e daaaee (www.vestnik.sibsau.ru). Aeoi ae auo aeo 4 oaca a ai a.

Yeaeoi i ay aoney aoi aea i oanoaeai a i a neoa i ao-i i yeaeoi i i e aeaei oae (http://www.elibrary.ru) e neoa aoi aea (www.vestnik.sibsau.ru)

I de i adai a-oea ee oeeoi aai ee i aooeae i e aoi aea «Neaeohee aydi ei ni e-ane e aoi ae» nneea i aycaoeu a.

Учредитель и издатель

OAAI O AI «Neaeohee ai noaaoaai i ue oi eaaooeua i aoe e oaoi i ei aee ei ai e aeaaai eea I . O. Daaoi aaa» (NeaAO ei I . O. Daaoi aaa)

AAAN DAAAEOEE, ODAEOAE E ECAAOE B: Neaeohee ai noaaoaai i ue oi eaaooeua i aoe e oaoi i ei aee ei ai e aeaaai eea I . O. Daaoi aaa,

Di nneena y Oaaadae y, 660037, a. Eoai i yne, i di ni aeo ei ai e aaao «Edani i yne e Daai -ee», 31. oa. (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 16.03.2023. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 24,42.
Уч.-изд. л. 23,0. Тираж 100 экз. Заказ 3296. С 697/23.*

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: 20.04.2023. 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): 16.03.2023. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 24,42. Published sheets 23,0.
100 copies. Order 3296. C 697/23.*

*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: 20.04.2023. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Касьянов В. Н. Методы и средства визуализации информации на основе атрибутированных иерархических графов с портами	8
Сабиров Р. А. Уравнения Сен-Венана и Кармана для ортотропной предварительно растянутой пластины при воздействии температуры	18
Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Лукьянов С. В. Упруго-пластическое кручение двухслойного стержня	35

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Экспериментальное определение проводимости вибраций элементами конструкции ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники	44
Бордачев В. А., Кольга В. В., Рожкова Е. А. Исследование статической устойчивости модельной ракеты	64
Воронин С. Т. О возможности полёта одноступенчатой ракеты к планетам Солнечной системы	76
Гончаренко Ю. Ю., Карцан И. Н. Радиолокационные станции как средство обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры	90
Жуков А. О., Иванов К. А., Бондарева М. К., Бондарев М. Н., Горовой Д. С. Наземный комплекс управления космическими аппаратами дальнего космоса	99
Зимин В. Н., Крылов А. В., Филиппов В. С., Шахвердов А. О. Оценка деформационно-силовых характеристик привода из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций	109
Максимов И. А., Кочура С. Г., Авдюшкин С. А. Основные положения методологии обеспечения стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов к воздействию радиационных эффектов космического пространства	116
Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г. Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования	126
Николаев В. Н. Идентификация математической модели теплового состояния гидросистемы летательного аппарата	136
Сотникова Н. В., Кададова А. В., Кадочников Д. М., Уткин В. В. Разработка полезной нагрузки спутника CYCLOPS формата CubeSat	144
Шилкин О. В., Колесников А. П., Кишкин А. А., Делков А. В., Шевченко Ю. Н. Проектирование системы терморегулирования с двухфазным теплоносителем для космического аппарата производительностью 7 кВт	155

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Ереско С. П., Иванов Ю. Ф., Лопатин И. В., Клопотов А. А., Никоненко А. В. Структура поверхностного слоя высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в эллионном режиме в плазме несамостоятельного дугового разряда с накаливаемым катодом	168
Лихачев А. Н. Гибкие композиционные конструкции с управляемыми физико-механическими характеристиками	177
Руденко М. С., Гирн А. В., Михеев А. Е., Тайгин В. Б. Лазерная обработка титановых сплавов для увеличения прочности клеевого соединения с углепластиком	188
Харьков А. М., Аплеснин С. С., Коновалов С. О., Павлова А. Н., Никитинский О. С. Влияние магнитного поля на диэлектрические характеристики в сульфиде марганца, замещенного тулием	195
Шестаков И. Я., Шестаков В. И., Ремизов И. А. Коэффициент эрозии электроконтактной обработки металлов вибрирующим электродом-инструментом в электролите	204

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Kasyanov V. N. Methods and tools for information visualization on the basis of attributed hierarchical graphs with ports	8
Sabirov R. A. Saint-Venant and Karman equations for orthotropic prestretched plate when exposed to temperature	18
Senashov S. I., Savostyanova I. L., Lukyanov S. V. Elastic-plastic torsion of a two-layer rod	35

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kataev A. V. Experimental determination of vibration conductivity by rocket sled structural elements in high-speed track tests of aircraft equipment	44
Bordachev V. A., Kolga V. V., Rozhkova E. A. Static stability study of a model rocket	64
Voronin S. T. On the possibility of flight of a single-stage rocket to the planets of the Solar system	76
Goncharenko Y. Y., Kartsan I. N. Radar stations as a means of ensuring the security of critical information infrastructure	90
Zhukov A. O., Ivanov K. A., Bondareva M. K., Bondarev M. N., Gorovoy D. S. Ground control system for distant space vehicle	99
Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. Evaluation of force-deformation characteristics of an actuator made of material with a shape memory effect for transformable space structures	109
Maksimov I. A., Kochura S. G., Avdyushkin S. A. The main provisions of the methodology for ensuring the resistance of the onboard equipment of spacecraft to the effects of the radiation effects of outer space	116
Nazarenko A. A., Maksimov I. A., Kochura S. G. Possibility of unification of requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating conditions	126
Nikolaev V. N. The aircraft hydraulic system units and pipelines heat exchange parameters study	136
Sotnikova N. V., Kadadova A. V., Kadochnikov D. M., Utkin V. V. Development of the CYCLOPS CubeSat payload	144
Shilkin O. V., Kolesnikov A. P., Kishkin A. A., Delkov A. V., Shevchenko Yu. N. Design of a thermal control system with a two-phase coolant for a spacecraft with a capacity of 7 kW	155

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Eresko S. P., Ivanov Yu. F., Lopatin I. V., Klopotov A. A., Nikonenko A. V. Structure of the surface layer of high-chrome steel nitridated in the elion regime in the plasma of a suspended arc discharge with a heated cathode	168
Likhachev A. N. Flexible composite structures with controlled physical and mechanical characteristics	177
Rudenko M. S., Girn A. V., Mikheev A. E., Taigin V. B. Laser processing of titanium alloys to increase the strength of adhesive joint with cfrp	188
Kharkov A. M., Aplesnin S. S., Kononov S. O., Pavlova A. N., Nikitinskiy O. S. Influence of magnetic field on the dielectric characteristics in manganese sulfide substituted with thulium	195
Shestakov I. Y., Shestakov V. I., Remizov I. A. Erosion coefficient of electrocontact processing of metals by a vibrating electrode-tool in electrolyte	204

УДК 004.4'236

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-8-17

Для цитирования: Касьянов В. Н. Методы и средства визуализации информации на основе атрибутированных иерархических графов с портами // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-8-17.

For citation: Kasyanov V. N. [Methods and tools for information visualization on the basis of attributed hierarchical graphs with ports]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-8-17.

Методы и средства визуализации информации на основе атрибутированных иерархических графов с портами

В. Н. Касьянов

Институт систем информатики имени А. П. Ершова СО РАН
Российская Федерация, 630090, Новосибирск, просп. Академика Лаврентьева, 6
E-mail: kvn@iis.nsk.su

*В настоящее время визуализация графовых моделей является неотъемлемой частью обработки сложной информации о структуре объектов, систем и процессов во многих приложениях в науке и технике и на рынке широко представлены наукоемкие программные продукты, использующие методы визуализации информации на основе графовых моделей. Поскольку информация, которую желательнее визуализировать, постоянно увеличивается и усложняется, возникает все больше ситуаций, в которых классические графовые модели перестают быть адекватными. Требуются и возникают более мощные теоретико-графовые формализмы для представления информационных моделей, обладающих иерархической структурой, поскольку иерархичность является основой многочисленных методов визуальной обработки сложных больших данных в различных областях применения. Одним из таких формализмов являются так называемые иерархические графы. Этот формализм позволяет выделить в исходном классическом графе множество таких его частей (так называемых фрагментов), что все элементы каждого фрагмента заслуживают отдельного совместного рассмотрения, а все фрагменты выделенного множества образуют иерархию по вложенности. В Институте систем информатики им. А. П. Ершова СО РАН была создана система визуализации *Visual Graph*, которая основана на иерархических графах и позволяет исследовать сложные структурированные большие данные через их визуальные представления. Во многих приложениях объекты, моделируемые вершинами графа, являются сложными и содержат непересекающиеся логические части (так называемые порты), через которые эти объекты находятся во взаимосвязи, моделируемой ребрами. В статье введен формализм атрибутированных иерархических графов с портами и рассмотрены новые возможности системы *Visual Graph* по визуализации структурированных данных большого размера на основе атрибутированных иерархических графов с портами.*

Ключевые слова: атрибутированный иерархический граф, визуализация информации, графовая модель, порт, система визуализации.

Methods and tools for information visualization on the basis of attributed hierarchical graphs with ports

V. N. Kasyanov

A. P. Ershov Institute of Informatics Systems SB RAS
6, Acad. Lavrentjev pr., Novosibirsk, 630090, Russian Federation
E-mail: kvn@iis.nsk.su

At present visualization of graph models is an inherent part of the processing of complex information about the structure of objects, systems and processes in many applications in science and technology, and at the market there are widely presented science-intensive software products, using the information visualization on the basis of graph models. Since the information that it is desirable to visualize is constantly growing and becoming more complex, more and more situations arise in which classical graph models cease to be adequate. More powerful graph-theoretic formalisms are required and appear to represent information models with a hierarchical structure, since hierarchy is the basis of numerous methods for visual processing of complex big data in various fields of application. One of these formalisms is the so-called hierarchical graphs. This formalism allows selecting in the given classical graph a set of such its parts (so-called fragments) that all elements of each selected fragment deserve separate joint consideration, and all fragments of the selected set form a nesting hierarchy. At the A. P. Ershov Institute of Informatics Systems constructed the Visual Graph visualization system, which is based on hierarchical graphs and allows exploring complex structured big data through their visual representations. In many applications, objects modeled by graph vertices are complex and contain non-intersecting logical parts (so-called ports) through which these objects are in a relationship modeled by arcs. In the paper the formalism of attributed hierarchical graphs with ports is introduced and new possibilities of the Visual Graph system for visualization of large structured data based on attributed hierarchical graphs with ports are considered.

Keywords: attributed hierarchical graph, data visualization, graph model, port, visualization system.

Введение

Визуализация структурированных или реляционных данных на основе графовых моделей имеет множество сфер применения как в реальных, так и в теоретических областях [1–3]. Среди них – физические сети связи и электрические сети, с одной стороны, и структуры данных компилятора и диаграммы изменения состояний – с другой. Поэтому в настоящее время на рынке широко представлены наукоемкие программные продукты, использующие методы визуализации информации на основе графовых моделей, такие как Cytoscape [4], Higraphs [5], Gephi [6], Graphviz [7], Tulip [8], yEd [9] и многие другие.

Поскольку информация, которую желательно визуализировать, постоянно увеличивается и усложняется, возникает все больше ситуаций, в которых классические графовые модели перестают быть адекватными. Требуются и возникают более мощные теоретико-графовые формализмы для представления информационных моделей, обладающих иерархической структурой, поскольку иерархичность является основой многочисленных методов визуальной обработки сложных больших данных в различных областях применения вычислительных систем [3; 10; 11]. Одним из таких формализмов являются так называемые иерархические графы и графовые модели [3]. Этот формализм позволяет выделить в исходном графе множество таких его частей (так называемых фрагментов), что все элементы каждого фрагмента заслуживают отдельного совместного рассмотрения, а все фрагменты выделенного множества образуют иерархию по вложенности. Такая иерархия фрагментов обеспечивает хорошие возможности для борьбы со сложностью при визуализации структурированных данных в тех приложениях, которые обязаны иметь дело с большими объемами сложных структурированных данных. Она формирует

основу для естественных методов «абстракции» и «редукции», которые могут применяться исследователями для уменьшения визуальной сложности большого графа. В Институте систем информатики им. А. П. Ершова СО РАН по заказу компании Intel была создана система визуализации Visual Graph, которая основана на иерархических графовых моделях и позволяет исследовать сложные структурированные большие данные, возникающие в компиляторах и других системах конструирования программ, через их визуальные представления [12].

Во многих приложениях объекты, моделируемые вершинами графа, являются сложными и могут содержать по несколько разных логических частей, через которые эти объекты находятся во взаимосвязи, моделируемой ребрами. Например, в графе железнодорожных дорог страны (или некоторой другой территории) населенные пункты, моделируемые вершинами графа, могут соединяться железнодорожными путями, заходящими в разные железнодорожные вокзалы этих населенных пунктов. А при представлении потока данных между операторами программы в виде так называемого информационного графа у операторов программы, моделируемых вершинами графа, рассматриваются разные их операнды (так называемые информационные входы – разные те места, где данные используются в качестве аргументов операторов, и информационные выходы – разные те места, где данные возникают в качестве результатов операторов), через которые и происходит при исполнении программы обмен данными между операторами (от выходов к входам), и поэтому информационные связи между операторами (вершинами информационного графа) обычно представлены ориентированными ребрами (дугами), которые соединяют соответствующие операнды операторов [3]. При представлении графов с вершинами, моделирующими сложные объекты, в существующих форматах описания графов (например, стандартный формат описания графов GraphML [13]) эти разные логические части сложных объектов обычно выражаются с помощью так называемых портов вершин, которые при изоморфизме графа могут представляться разными точками (или разными непересекающимися частями) изображений вершин, в которых соответствующие вершины соединяются с инцидентными им ребрами.

В данной статье введен формализм атрибутированных иерархических графов с портами, описаны способы изображения таких графов на плоскости и кратко представлены новые возможности системы Visual Graph по визуализации структурированных данных большого размера на основе атрибутированных иерархических графов с портами. Статья является расширенной версией доклада, прочитанного автором на III Сибирском научном семинаре Data Analysis Technologies with Applications (SibDATA-2022) [14].

Формализм атрибутированных иерархических графов с портами и способы изображения таких графов на плоскости

Напомним некоторые термины и обозначения из [3].

Пусть G – граф некоторого типа, например, G может быть неориентированным или ориентированным графом. Граф G определяется двумя конечными множествами V и E , где элементы V – вершины графа G , а элементы E – ориентированные (или неориентированные) ребра графа G . G – тривиальный граф, если $|V|=1$ и $|E|=0$.

Граф C называется фрагментом графа G и обозначается $C \subseteq G$, если C – часть графа G , т. е. состоит только из элементов (вершин и ребер) графа G .

Множество фрагментов F называется иерархией вложенных фрагментов графа G , если

- (1) F содержит граф G и
- (2) $C_1 \subseteq C_2$, $C_2 \subseteq C_1$ или пусто $C_1 \cap C_2$ для любых $C_1, C_2 \in F$.

Для любых различных $C_1, C_2 \in F$ фрагмент C_1 непосредственно вложен в C_2 , если $C_1 \subseteq C_2$ и не существует такого $C_3 \in F$, отличного от C_1 и C_2 , что $C_1 \subseteq C_3 \subseteq C_2$.

Фрагмент $C \in F$ – элементарный, если F не содержит фрагментов, непосредственно вложенных в C .

Иерархический граф $H = (G, T)$ состоит из графа G и корневого дерева T , которое представляет отношение непосредственной вложенности между элементами некоторой иерархии F вложенных фрагментов G . G называется основным графом H . T называется деревом вложенности H .

Иерархический граф $H = (G, T)$ называется простым, если все его фрагменты являются порожденными подграфами графа G .

Нетрудно увидеть, что каждый кластерный граф может быть рассмотрен как простой иерархический граф $H = (G, T)$, в котором G – неориентированный граф, а листья дерева T – тривиальные подграфы графа G .

Пример простого иерархического графа $H = (G, T)$ приведен на рис. 1, на котором ребра основного графа G изображены сплошными линиями, а ребра дерева вложенности T – пунктирными. Данный простой иерархический граф H содержит шесть тривиальных фрагментов и два нетривиальных фрагмента: G и $C = \{1, 2, 3, 5\}$.

Определим иерархические графы с портами как подкласс иерархических графов следующим образом.

Пусть $H = (G, T)$ – иерархический граф и пусть $P \subseteq V$ – некоторое выделенное подмножество вершин графа G . Будем называть портами фрагмента C все те его вершины из P , которые не принадлежат ни одному вложенному в него фрагменту из F .

Нетрудно увидеть, что в любом иерархическом графе с портами $H = (G, T)$ каждая вершина из P является портом некоторого фрагмента $C \in F$ и только одного его фрагмента.

Таким образом, множество всех вершин графа $H = (G, T)$ распадается на три попарно непересекающихся множества:

- (1) множество всех портов P ;
- (2) множество простых вершин – всех тех вершин его основного графа G , которые не являются портами фрагментов из F ;
- (3) множество всех тех вершин дерева вложенности T , которые не являются тривиальными фрагментами основного графа.

Например, информационный граф программы может быть рассмотрен как такой иерархический граф с портами $H = (G, T)$, в котором G – ориентированный граф с $P = V$, а каждый фрагмент $C \in F$, отличный от G , является элементарным пустым фрагментом, множество портов которого распадается на два таких непересекающихся подмножества $In(C)$ и $Out(C)$, что нет дуг, исходящих из портов $In(C)$ или заходящих в порты $Out(C)$. При таком рассмотрении элементарные фрагменты $C \in F$ моделируют операторы программы, $In(C)$ и $Out(C)$ – множества информационных входов и выходов соответствующих операторов, а дуги основного графа G – информационные связи между соответствующими выходами и входами операторов.

Изображение (или укладка) иерархического графа с портами $H = (G, T)$ является таким представлением элементов H на плоскости, что выполняются следующие свойства:

1. Каждая вершина графа H представлена некоторой замкнутой областью (например, кругом или прямоугольником). Область определяется ее границей (простой замкнутой кривой на плоскости), которая делит оставшуюся часть плоскости на две части: внутреннюю грань и внешнюю грань. Другими словами область, изображающая вершину графа H , состоит из ее границы и ее внутренней грани.

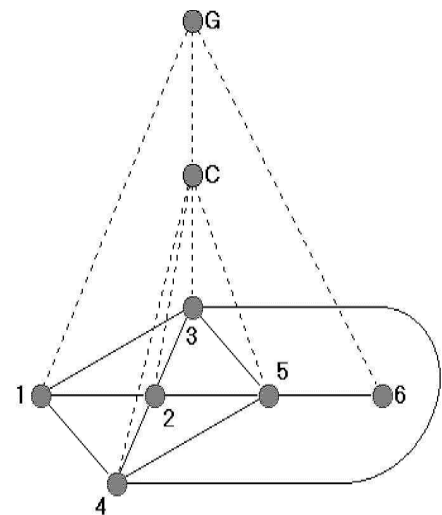


Рис. 1. Простой иерархический граф
Fig. 1. A simple hierarchical graph

2. Для любых $C_1, C_2 \in F$ пересечение областей фрагментов C_1 и C_2 пусто тогда и только тогда, когда пусто $C_1 \cap C_2$, а область каждого фрагмента $C \in F$ включает в себя области всех вложенных в него фрагментов и области всех ее портов и простых вершин.

3. Область любого порта и любой простой вершины любого фрагмента $C \in F$ не содержит точек областей других портов и простых вершин фрагмента C и точек областей тех фрагментов, которые вложены во фрагмент C .

4. Каждое ребро графа G представлено простой кривой (со стрелкой, если это ребро ориентировано), соединяющей две точки, принадлежащие границам тех двух областей, которые изображают инцидентные данному ребру вершины.

5. Все ребра любого фрагмента $C \in F$ расположены внутри области фрагмента C .

6. Если простая вершина, порт или ребро h графа H не принадлежит некоторому его фрагменту $C \in F$, то область фрагмента C не содержит точек области простой вершины или порта h и не содержит точек кривой, изображающей такое ребро h , которое соединяет вершины, не принадлежащие фрагменту C .

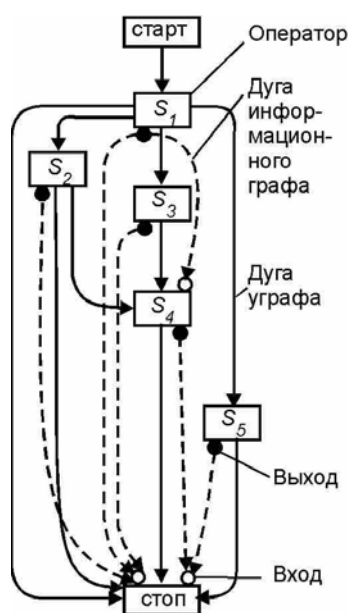


Рис. 2. P-схема

Fig. 2. P-diagram

В качестве примера рассмотрим использование введенного формализма для изображения операторной схемы над распределенной памятью (или P-схемы) [3]. В операторной схеме данного типа управляющий граф (уграф) программы, вершины которого соответствуют операторам программы, а дуги представляют управляющие связи (возможные передачи управления) между ними, как бы дополнен информационным графом, представляющим информационные связи между соответствующими выходами и входами операторов. На рис 2 приведен пример изображения конкретной схемы над распределенной памятью. Здесь, как и обычно, операторы программы изображены в виде прямоугольников, снабженных кругами, изображающими операнды операторов (входы оператора располагаются сверху соответствующего прямоугольника, а выходы снизу). Управляющие связи изображены сплошными линиями (со стрелками), соединяющими операторы, а информационные связи – пунктирными линиями (со стрелками), соединяющими выходы операторов с входами.

Каждая P-схема может быть представлена в виде такого иерархического графа с портами $H = (G, T)$, в котором любой фрагмент $C \in F$, отличный от основного графа G , является элементарным пустым фрагментом, состоящим из одной основной вершины $q \in V \setminus P$ и возможно пустого множества портов $p \in P$, которое распадается на два непересекающихся подмножества $In(C)$ и $Out(C)$. При таком представлении простые вершины q элементарных фрагментов $C \in F$ моделируют операторы P-схемы, а порты p из множеств $In(C)$ и $Out(C)$ моделируют их информационные входы и выходы. Дуги основного графа G , соединяющие вершины $q \in V \setminus P$, – это управляющие связи, а дуги основного графа G , соединяющие порты $p \in P$, – это информационные связи между соответствующими выходами и входами операторов. Если изображать каждый элементарный фрагмент такого иерархического графа в виде фигуры, образованной прямоугольником, изображающим его вершину, и примыкающими к нему кругами, изображающими его порты (входы сверху прямоугольника, а выходы снизу), а каждую дугу основного графа рисовать либо сплошной линией со стрелкой, если это управляющая связь, либо пунктирной линией со стрелкой в случае информационной связи, то можно получить стандартное изображение P-схемы, приведенное на рис. 2.

Пусть задано множество объектов W , называемых атрибутами, и пусть каждому элементу $w \in W$ сопоставлено в соответствие множество объектов $B(w)$, называемых возможными значениями атрибута w . Например, в качестве $B(w)$ могут использоваться определенные множества чисел, символов или строк (цепочек символов). Пусть M обозначает множество всех пар (w, v) , образованных из атрибутов $w \in W$ и их значений $v \in B(w)$.

Атрибутированный иерархический граф с портами – это пара (H, L) , где H – иерархический граф с портами, а L – функция атрибутирования, сопоставляющая каждому его элементу h некоторое подмножество $L(h) \subseteq M$.

При изображении атрибутированного иерархического графа с портами атрибуты и их значения для элементов иерархического графа могут либо выражаться неявно через определенные свойства способа представления этих элементов (например, через геометрическую форму области вершины, ее размеры и т. д.), либо изображаться явно в виде определенного вида пометок соответствующих элементов. Например, явное представление атрибутов может определять место и вид изображений атрибутов в виде текстов внутри областей вершин или рядов с линиями, изображающими ребра.

Новые возможности системы Visual Graph по визуализации структурированных данных большого размера на основе атрибутированных иерархических графов с портами

Система Visual Graph [12] предназначена главным образом для визуального и структурного анализа структурированных данных, возникающих при работе компилятора (или другой системы конструирования программ), на основе атрибутированных иерархических графов достаточно большого размера, а теперь еще и с портами. Предполагается следующий сценарий использования системы (рис. 3). Сначала компилятор (сам либо с помощью вспомогательной программы) переводит графовую модель из ее внутреннего представления в файл одного из поддерживаемых системой Visual Graph форматов, как правило, GraphML-файл. После этого система Visual Graph сможет прочитать эту графовую модель из файла, визуализировать ее и предоставить пользователю средства навигации по ней и ее анализа. В отличие от зарубежных аналогов (и другой нашей системы Higes), система Visual Graph поддерживает обработку произвольных атрибутированных иерархических графов достаточно большого размера, ориентирована на пошаговое построение многооконного изображения графовой модели, состоящего из укрупненных изображений интересных пользователю фрагментов модели, и предоставляет богатые возможности для навигации по графовой модели и ее структурного анализа, работы с атрибутами ее элементов, а также простого расширения и настройки системы на нужды конкретного пользователя.

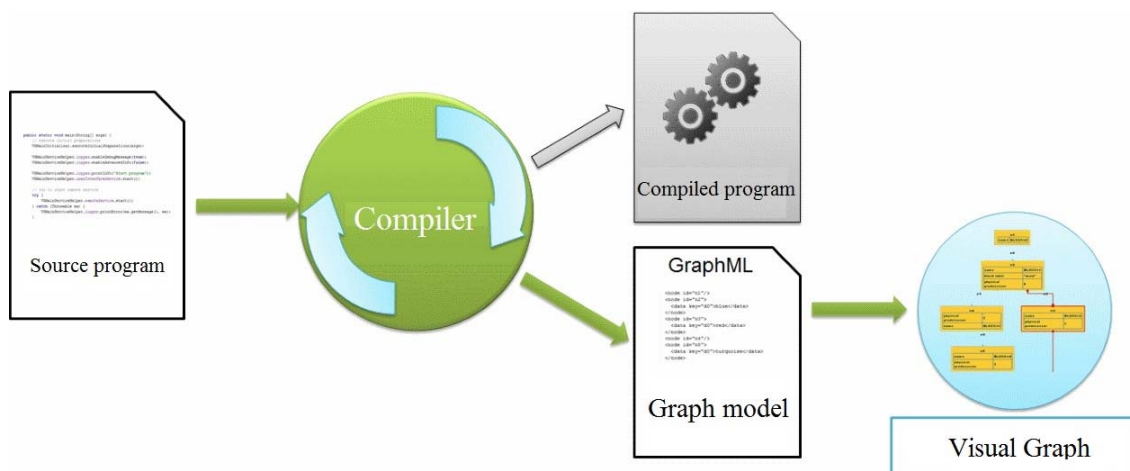


Рис. 3. Сценарий использования системы Visual Graph

Fig. 3. The scenario of using the Visual Graph system

Изначально система поддерживала только один формат для представления графов – это стандартный язык описания графов GraphML. В текущей же версии системы добавлена поддержка таких форматов, как DOT [15] и GML [16], поскольку некоторые весьма популярные компиляторы и системы визуализации ориентированы на работу с этими форматами. Добавлена также возможность экспорта системой частей графа в GraphML-формат для их дальнейшей обработки.

В текущей версии системы изменился набор встроенных алгоритмов укладки графов за счет его расширения двумя алгоритмами: алгоритмом циркулярной укладки атрибутированных иерархических графов с портами [17], а также алгоритмом поуровневой укладки атрибутированных иерархических графов с портами, представляющими внутреннее представление функциональных программ [18]. При этом, библиотека JGraph [19], которая изначально использовалась в системе для отображения и укладки графов, в текущей версии системы заменена на специально разработанный модуль для отображения графовых моделей. Дело в том, что библиотека JGraph имеет ряд ограничений, которые затрудняли реализацию работы с атрибутированными иерархическими графами с портами в полном объеме. Основными трудностями ее использования для реализации новых встроенных алгоритмов укладки стали проблемы, связанные с существенно возросшим за счет портов количеством элементов графов, а также с требуемыми изменениями способов отображения портов и фрагментов.

Произошли также изменения в пользовательском интерфейсе системы, который по-прежнему включает рабочий стол, навигационную панель, а также атрибутную панель (рис. 4).

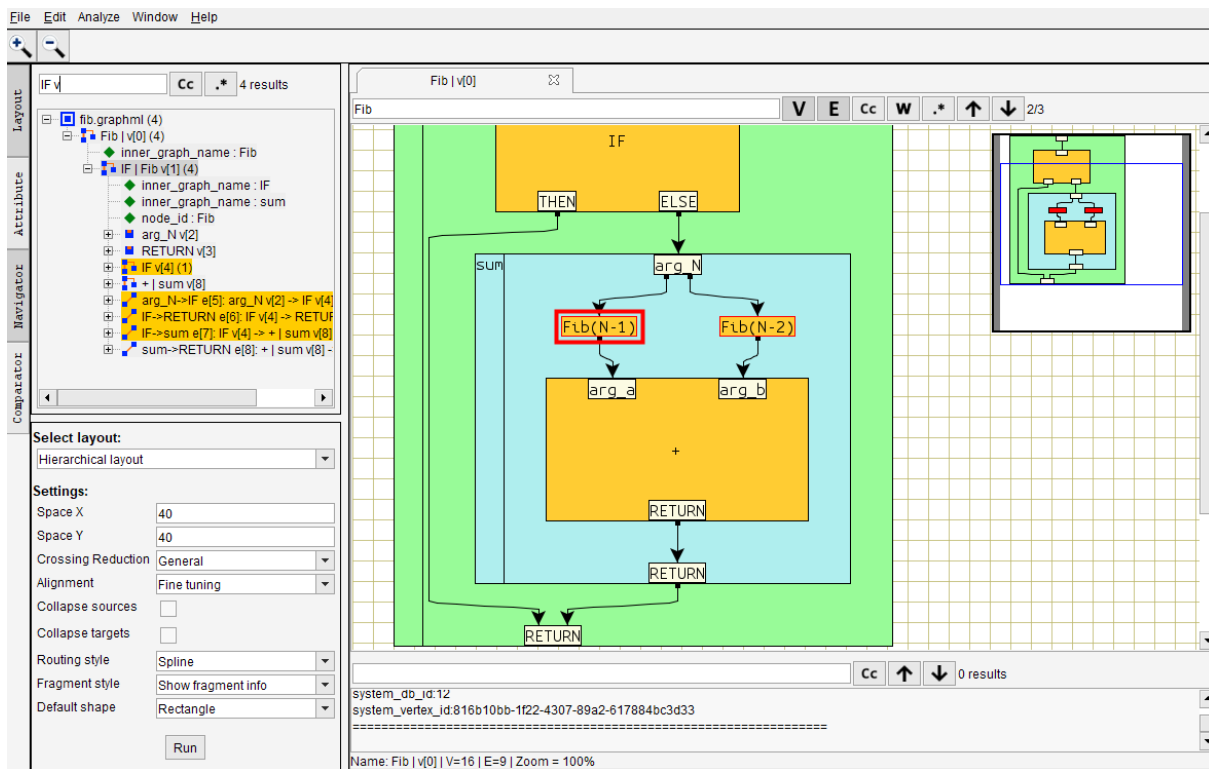


Рис. 4. Система Visual Graph

Fig. 4. Visual Graph System

Рабочий стол теперь состоит из набора вкладок, открываемых пользователем для визуального и структурного анализа выбранных фрагментов иерархической графовой модели в виде их изображений на плоскости, построенных с помощью встроенных в систему алгоритмов укладки. К средствам структурного анализа относятся различные встроенные алгоритмы обработки графовой модели, которые помогают пользователю выделять и визуализировать нужную ему

информацию в изображениях графов. К ним относятся, например, такие средства, как поиск кратчайших путей, циклов или обязательных предшественников в графе, а также поиск максимального общего подграфа двух графов. Каждый из встроенных алгоритмов укладки и алгоритмов структурного анализа имеет свой набор параметров, позволяющих управлять как видом полученного в результате его работы изображения графовой модели, так и процессом его построения. Кроме того, для улучшения изображения, полученного автоматически, пользователь может вручную менять форму вершин и ребер, отображаемые атрибуты, масштаб видимой области и многое другое, а также теперь может использовать сетку при осуществлении этих изменений. Каждая вкладка имеет свой фильтр (поисковую строку), используя который можно найти и выделить все те элементы у видимой части графовой модели, текстовые атрибуты которых удовлетворяют регулярному выражению, введенному пользователем в поисковую строку. Расширены возможности фильтра по его настройке на то, какие элементы нужно искать. Так, например, можно осуществлять поиск только среди вершин или ребер. Мини-карта позволяет обозревать весь граф целиком вместе с выделенной той его частью, которая видна в текущей вкладке, а также предоставляет пользователю возможность перемещать и масштабировать видимую часть графа. Сама мини-карта была перенесена с панели инструментов, где она размещалась первоначально, в правую верхнюю часть текущей вкладки. Также была добавлена возможность отключения показа мини-карты; что позволяет пользователю, если необходимо, увеличить по вертикали размер той области текущей вкладки, которая используется для рассмотрения построенного изображения видимого фрагмента графа.

Навигационная панель – это инструмент для визуализации всех частей графов, с которыми в данный момент работает пользователь, в виде изображения с помощью отступов деревьев вложенности фрагментов этих графов. Поддерживаются операции свертки и развертки изображений поддеревьев вложенности, а также выделения интересных пользователю фрагментов и их открытия в новых вкладках. Для быстрого поиска по деревьям был доработан фильтр (строка поиска), который позволяет пользователю без труда найти интересующие его фрагменты, используя регулярные выражения. Отличия от первоначальной версии заключаются в предоставлении большей гибкости при задании условий для поиска, а также в улучшении работы с атрибутами, содержащими большие объемы данных.

Атрибутная панель – инструмент, который позволяет управлять визуализацией атрибутов для выбранных вершин и ребер в текущей вкладке. Для этого пользователю необходимо выделить у графа из текущей вкладки те вершины и ребра, которые ему интересны, после чего отметить в атрибутной панели галочками те атрибуты, которые он хочет визуализировать у этих элементов. Так же с помощью данного инструмента можно задать набор атрибутов, которые будут визуализироваться для элементов фрагментов, открытых в новой вкладке. Панель с атрибутами была перенесена из нижней секции пользовательского интерфейса в секцию слева, что позволило увеличить просматриваемую область графического изображения. Значения атрибутов были убраны с панели атрибутов и перенесены в область графического изображения, и теперь, когда пользователь выделяет элементы графического изображения, автоматически появляется информация о выбранных элементах. Данная информация представлена в виде сплошного текста, в котором можно осуществлять поиск, а также копировать части текста и переносить их в другие сторонние утилиты. При желании можно скрыть данное меню.

Заключение

В статье введен формализм атрибутированных иерархических графов с портами, а также описаны способы изображения таких графов на плоскости и новые возможности системы Visual Graph по поддержке на основе этого формализма визуализации структурированных данных большого размера, возникающих в компиляторах и других системах конструирования программ. В дальнейшем мы планируем развитие системы Visual Graph, главным образом, путем расширения набора встроенных алгоритмов укладки и структурного анализа атрибутированных

иерархических графов с портами различными алгоритмами, которые интересны не только для систем конструирования программ, но и других приложений, а также путем придания системе возможностей предоставления соответствующего веб-сервиса.

Библиографические ссылки

1. Graph Drawing: Algorithms for Visualization of Graphs / Di Battista G., Eades P., Tamassia R. et al. Prentice Hall, 1999. 379 p.
2. Herman I., Melançon G., Marshall M. S. Graph visualization and navigation in information visualization: a survey // *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*. 2000. Vol. 6. P. 24–43.
3. Касьянов В. Н., Евстигнеев В. А. Графы в программировании: обработка, визуализация и применение. СПб.: БХВ-Петербург, 2003. 1104 с.
4. Cytoscape [Электронный ресурс]. URL: <https://cytoscape.org>
5. Lisitsyn I. A., Kasyanov V. N. Higes – visualization system for clustered graphs and graph algorithms // *Lecture Notes in Computer Science*. 1999. Vol. 1731. P. 82–89.
6. Gephi [Электронный ресурс]. URL: <https://gephi.org>.
7. Graphviz [Электронный ресурс]. URL: <https://graphviz.org>.
8. Tulip [Электронный ресурс]. URL: <https://tulip.labri.fr/TulipDrupal>.
9. yEd [Электронный ресурс]. URL: <https://www.yworks.com/products/yed>.
10. Feng Q. W., Cohen R. F., Eades P. Planarity for clustered graphs // *Lecture Notes in Computer Science*. 1995. Vol. 979. P. 213–226.
11. Sugiyama K. Misue K. Visualization of structured digraphs // *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*. 1999. Vol. 21. No. 4. P. 876–892.
12. Касьянов В. Н., Золотухин Т. А. Visual Graph – система для визуализации сложно структурированной информации большого объема на основе графовых моделей // *Научная визуализация*. 2015. Т. 7, № 4. С. 44–59.
13. GraphML progress report: structural layer proposal / U. Brandes, M. Eiglsperger, I. Herman et al. // *Lecture Notes in Computer Science*. 2002. Vol. 2265. P. 501–512.
14. Касьянов В. Н. Визуализация структурированных данных на основе атрибутированных иерархических графов с портами // III Сиб. науч. семинар Data Analysis Technologies with Applications (SibDATA-2022). Красноярск : ИБМ СО РАН, 2022. С. 9–10.
15. DOT [Электронный ресурс]. URL: <http://www.graphviz.org/doc/info/lang.html>.
16. GML [Электронный ресурс]. URL: <http://openmis.ru/doc/clang/gml-tr.html>.
17. Kasyanov V. N., Merculov A. M., Zolotuhin T. A. A circular layout algorithm for attributed hierarchical graphs with ports // *Journal of Physics: Conference Series*. 2021. Vol. 2099. P. 012051.
18. Касьянов В. Н., Золотухин Т. А., Гордеев Д. С. Методы и алгоритмы визуализации графовых представлений функциональных программ // *Программирование*. 2019. № 4. С. 19–27.
19. JGraph [Электронный ресурс]. URL: <http://dev.cs.ovgu.de/java/jgraph/tutorial/t1.html>.

References

1. Di Battista G., Eades P., Tamassia R. et al. Graph Drawing: Algorithms for Visualization of Graphs. Prentice Hall, 1999, 379 p.
2. Herman I., Melançon G., Marshall M. S. Graph visualization and navigation in information visualization: a survey. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*. 2000, Vol. 6, P. 24–43.
3. Kasyanov V. N., Evstigneev V. A. *Grafy v programmirovanii: obrabotka, vizualizatsiya i primeneniye* [Graphs in Programming: Processing, Visualization and Application]. St. Petersburg: BHV-Petersburg, 2003, 1104 p.
4. Cytoscape. Available at: <https://cytoscape.org>.
5. Lisitsyn I. A., Kasyanov V. N. Higes – visualization system for clustered graphs and graph algorithms. *Lecture Notes in Computer Science*. 1999, Vol. 1731, P. 82–89.

6. Gephi. Available at: <https://gephi.org>.
7. Graphviz. Available at: <https://graphviz.org>.
8. Tulip. Available at: <https://tulip.labri.fr/TulipDrupal>.
9. yEd homepage. Available at: <https://www.yworks.com/products/yed>.
10. Feng Q. W., Cohen R. F., Eades P. Planarity for clustered graphs. *Lecture Notes in Computer Science*. 1995, Vol. 979, P. 213–226.
11. Sugiyama K. Misue K. Visualization of structured digraphs. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*. 1999, Vol. 21, No. 4, P. 876–892.
12. Kasyanov V. N., Zolotuhin T. A. [Visual Graph – a system for visualization of big size complex structural information on the base of graph models]. *Scientific Visualization*. 2015, Vol. 7, No. 4, P. 44–59. (In Russ.).
13. Brandes U., Eiglsperger M., Herman I. et al. GraphML progress report: structural layer proposal. *Lecture Notes in Computer Science*. 2002, Vol. 2265, P. 501–512.
14. Kasyanov V. N. [Visualization of structured data based on attributed hierarchical graphs with ports]. *III Siberian Scientific Workshop on Data Analysis Technologies with Applications (SibDATA-2022)*. Krasnoyarsk, ICM SB RAS Publ., P. 9–10.
15. DOT. Available at: <http://www.graphviz.org/doc/info/lang.html>.
16. GML. Available at: <http://openmis.ru/doc/clang/gml-tr.html>.
17. Kasyanov V. N., Merculov A. M., Zolotuhin T.A. A circular layout algorithm for attributed hierarchical graphs with ports. *Journal of Physics: Conference Series*. 2021, Vol. 2099, P. 012051.
18. Kasyanov V. N., Zolotuhin T. A., Gordeev D. S. Visualization methods and algorithms for graph representation of functional programs. *Programming and Computer Software*. 2019, Vol. 45, No. 4, P. 156–162.
19. JGraph. Available at: <http://dev.cs.ovgu.de/java/jgraph/tutorial/t1.html>.

© Касьянов В. Н., 2023

Касьянов Виктор Николаевич – доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник; Институт систем информатики имени А. П. Ершова СО РАН. E-mail: kvn@iis.nsk.su.

Kasyanov Victor Nikolaevich – Dr. Sc., Professor, Chief Researcher; A. P. Ershov Institute of Informatics Systems. E-mail: kvn@iis.nsk.su.

УДК 539.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-18-34

Для цитирования: Сабиров Р. А. Уравнения Сен-Венана и Кармана для ортотропной предварительно растянутой пластины при воздействии температуры. 2023. Т. 24, № 1. С. 18–34. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-18-34.

For citation: Sabirov R. A. [Saint-Venant and Karman equations for orthotropic prestretched plate when exposed to temperature]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 18–34. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-18-34.

Уравнения Сен-Венана и Кармана для ортотропной предварительно растянутой пластины при воздействии температуры

Р. А. Сабиров

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

В космической технике применяются тонкие пластины, которые предварительно растягиваются с помощью сил в ее плоскости и прикрепляются к жестким ребрам. В пожарной технике спасения разрабатываются конструкции пластин, представляющие натяжное полотно, поддерживаемое дронами, для гашения энергии падающего с высоты человека при его эвакуации как с высотного объекта, так и в других исключительных случаях. Пластины тонкие, обычно состоят из композиционного материала. В качестве нагрузок преобладают поперечные силы; для уменьшения прогиба полотно предварительно натягивается на жесткий контур.

В работе получены уравнения Б. Сен-Венана и Т. Кармана для ортотропной пластины с учетом приращения температуры. Первые представляют собой уравнения равновесия в перемещениях с начальными усилиями, а вторые – систему нелинейных уравнений неразрывности деформаций и нелинейных уравнений равновесия. Форма представления моделей дифференциальная.

Рассмотрены примеры расчета пластины на действие сосредоточенной силы и предварительного растяжения. Континуум пластины заменен дискретной областью; дифференциальные соотношения заменены конечно-разностными аналогами. Нелинейные уравнения решались итерациями.

Расчет тонкой пластинки на действие сосредоточенной силы показал, что получаемые продольные силы настолько велики, что напряжения на два-три порядка превышают напряжения, допускаемые для рассматриваемого ортотропного материала. Для уменьшения напряжений, пластину предварительно растягивают. Изгибаемая поверхность становится более монотонной, прогиб уменьшается, это влечет к понижению уровня напряжений.

Сравнение расчетов от действия сосредоточенной силы и изменения температуры показало, что в данной гибкой пластинке малой толщины эффект температурного воздействия незначителен.

Аппарат теории Кармана относительно сложен в численной реализации. Смешанная форма модели в напряжениях и перемещениях требует дополнительных исследований сходимости решений. Модель деформирования Сен-Венана как модель гибкой пластины небольшого прогиба позволяет решать задачи обеспечения жесткости и прочности сложного продольно-поперечного изгиба ортотропных пластин.

Ключевые слова: изгиб тонких гибких пластин, продольно-поперечное деформирование, ортотропная пластина.

Saint-Venant and Karman equations for orthotropic prestretched plate when exposed to temperature

R. A. Sabirov

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

In space technology, thin plates are used, which are preliminarily stretched with the help of forces in its plane and attached to rigid ribs. In fire rescue technology, plate designs are being developed that represent a tension fabric supported by drones to extinguish the energy of a person falling from a height, during his evacuation both from a high-rise object and in other exceptional cases. The plates are thin and usually consist of a composite material. Shear forces predominate as loads; to reduce deflection, the fabric is pre-stretched onto a rigid contour.

In this work, the equations of B. Saint-Venant and T. Karman for an orthotropic plate are obtained, taking into account the temperature increment. The former are the equations of equilibrium in displacements with initial forces, and the latter are a system of non-linear equations of the continuity of deformations and non-linear equations of equilibrium. The form of representation of models is differential.

Examples of calculation of a plate for the action of a concentrated force and preliminary tension are considered. The plate continuum is replaced by a discrete region; differential relations are replaced by finite-difference analogs. Nonlinear equations were solved by iterations.

The calculation of a thin plate for the action of a concentrated force showed that the resulting longitudinal forces are so large that the stresses are two to three orders of magnitude higher than the stresses allowed for the considered orthotropic material. To reduce this effect, the plate is pre-stretched. The bending surface becomes more monotonous, the deflection decreases, which leads to a decrease in the stress level.

Comparison of calculations obtained from the action of a concentrated force and a change in temperature showed that in this flexible plate of small thickness, the effect of temperature exposure is insignificant.

The apparatus of the Karman theory is relatively difficult to implement numerically. The mixed form of the model in stresses and displacements requires additional studies of the convergence of solutions. The Saint-Venant deformation model, as a model of a flexible plate with a small deflection, makes it possible to solve the problems of ensuring the rigidity and strength of a complex longitudinal-transverse bending of an orthotropic plate.

Keywords: bending of thin flexible plates, longitudinal-transverse deformation, orthotropic plate.

Введение

В космической технике применяются тонкие пластины, которые крепятся к жестким ребрам и предварительно растягиваются с помощью сил в их плоскости [1; 2]. Аналогичными являются конструкции, представляющие натяжное спасательное полотно, поддерживаемое дронами, для гашения энергии падающего с высоты человека для его эвакуации как с высотного объекта, так в других исключительных случаях при отсутствии или невозможности применения других средств спасения [3].

В качестве материала пластин применяются композиты [4], зачастую однонаправленные, физические свойства которых по двум главным направлениям порой отличаются в 15 раз, а прочностные характеристики различаются до 40 раз. На рис. 1 показано полотно композиционной пластины, ориентированное в глобальной системе координат (Oxy); приведены прочностные параметры с характеристиками жесткости в его собственных главных осях $O12$.

Распределенные нагрузки, как и локальные силы, образуют существенные изгибающие моменты и перерезывающие силы, создающие концентрации напряжений [5]. Одним из приемов

уменьшения напряжений является натяжение пластины мембранными силами, приложенными по контуру. Если мембранные силы сами являются функциями поперечной нагрузки, то принцип аддитивности не действует [6]. Неравномерные температурные нагружения изменяют напряжения и деформативность.

По теории изгиба *изотропных* пластин назовем труды [6–11]; обзор и анализ моделей деформирования приведен в работах [12–18].

Цель работы. Требуется выбрать модель расчета тонких пластин из ортогонально-анизотропного материала для обеспечения жесткости и прочности при одновременном приложении поперечных и продольных нагрузок с учетом приращения температуры.

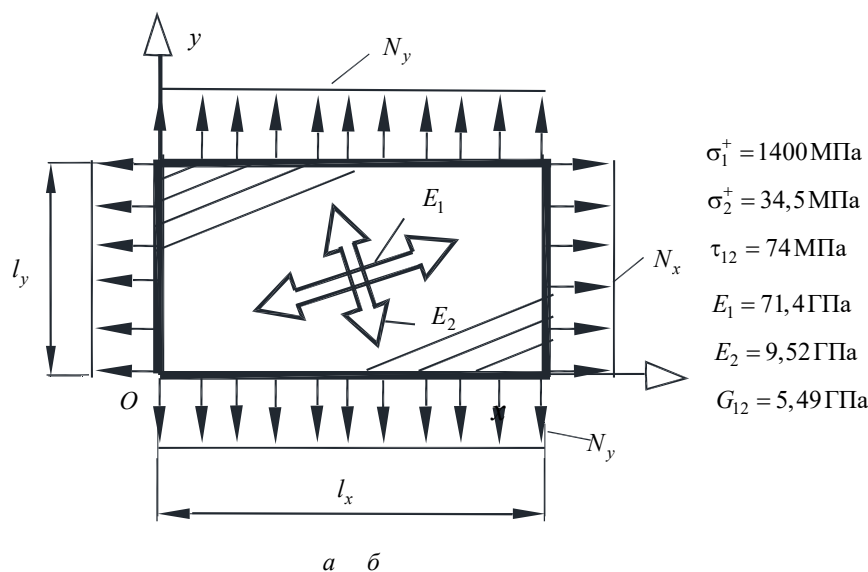


Рис. 1. Полотно из ортотропного материала, натянутое на жесткий контур:

a – силы натяжения N_x , N_y ; *б* – прочностные параметры σ_1^+ , σ_2^+ , τ_{12}

и характеристики жесткости E_1 , E_2 , G_{12}

Fig. 1. A web of orthotropic material stretched over a rigid contour:

a – tension forces N_x , N_y ; *b* – strength parameters σ_1^+ , σ_2^+ , τ_{12} and stiffness characteristics E_1 , E_2 , G_{12}

1. Постановка задачи деформирования ортотропной модели растяжения и изгиба

В качестве определяющих уравнений воспользуемся законом Гука для тела, обладающего ортогонально-анизотропными свойствами, составленного в декартовой системе координат $Oxyz$ [19]

$$\begin{Bmatrix} e_{xx} \\ e_{yy} \\ e_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \alpha_1 T \\ \alpha_2 T \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (1)$$

Здесь E_1 , E_2 , ν_{12} , ν_{21} , G_{12} – упругие характеристики жесткости (технические константы) ортотропного материала, определенные для главных направлений упругой симметрии $l-2$; e_{xx} , e_{yy} , e_{xy} – компоненты тензора деформаций; σ_x , σ_y , τ_{xy} – компоненты тензора напряжений; α_1 , α_2 – коэффициенты линейного температурного расширения ортотропного материала по направлениям упругой симметрии $l-2$; $T = T(x, y, z)$ – приращение температуры. Методика учета изменения температуры известна как «метод устранения деформаций» [9; 10]. В этом ме-

тоде для изотермического нагружения объемные и поверхностные силы определяются через температурное поле $T(x, y, z)$ исходной температурной задачи.

Уравнения (1) в обратной форме имеют вид

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{E}_1 & \tilde{E}_{12} & 0 \\ \tilde{E}_{12} & \tilde{E}_2 & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} e_{xx} - \alpha_1 T \\ e_{yy} - \alpha_2 T \\ e_{xy} \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

где коэффициенты жесткости обозначим следующими символами:

$$\tilde{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad \tilde{E}_2 = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad \tilde{E}_{12} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}. \quad (3)$$

Теорию деформаций, «соответствующую каким угодно, а не только малым смещениям», применим из [12]. Для вычисления относительного удлинения ε_v рассматриваемой точки в произвольном направлении v , определяемого направляющими косинусами l, m, n ($l^2 + m^2 + n^2 = 1$), компоненты тензора деформаций имеют вид

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \frac{\partial u_k}{\partial x_j}. \quad (4)$$

Здесь $u_1 = u, u_2 = \nu u_3 = w$ – проекции (компоненты) вектора перемещения.

По поводу приложения уравнений (4) к изгибу пластин, приведем замечание П. Папковича: «В задачах об изгибе тонких пластин прогибы срединной поверхности $w = w_0(x, y)$ настолько значительны, что квадраты углов поворота $(\partial w_0 / \partial x)^2$ и $(\partial w_0 / \partial y)^2$ являются величинами одного порядка с мембранными деформациями срединного слоя $\partial u_0 / \partial x$ и $\partial v_0 / \partial y$ » [6]. Отсюда для модели изгибаемой гибкой пластины уравнения (4) принимают такими:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2, \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2, \quad \varepsilon_{xy} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y}, \quad (5)$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z}, \quad \varepsilon_{xz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x}, \quad \varepsilon_{yz} = \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}.$$

Приложение гипотезы Кирхгофа

$$\varepsilon_{zz} = 0, \quad \varepsilon_{xz} = 0, \quad \varepsilon_{yz} = 0, \quad (6)$$

дает

$$w(x, y, z) = w_0(x, y, 0) = w, \quad u(x, y, z) = u_0 - \frac{\partial w_0(x, y)}{\partial x} z, \quad v(x, y, z) = v_0 - \frac{\partial w_0(x, y)}{\partial y} z. \quad (7)$$

Здесь $-h/2 \leq z \leq h/2$; h – толщина пластины; $u_0 = u(x, y)$, $v_0 = v(x, y)$ – мембранные смещения срединного слоя пластины (при $z = 0$); $w = w_0(x, y)$ – функция прогиба.

Подставив (7) в первые три уравнения (5), получим:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} z + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2, \quad (8)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{\partial v_0}{\partial y} - \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} z + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2, \quad (9)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} - 2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} z + \frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y}. \quad (10)$$

Распределение температуры по толщине зададим линейным:

$$T(x, y, z) = T_c + T_h z, \quad -h/2 \leq z \leq h/2. \quad (11)$$

Здесь функции

$$T_c = [T(x, y, h/2) + T(x, y, -h/2)]/2, \quad T_h = [T(x, y, h/2) - T(x, y, -h/2)]/h \quad (12)$$

зависят от приращений температуры, заданные на лицевых поверхностях пластины.

Внутренние силовые факторы, представляющие собой мембранные усилия $N_x = N_x(x, y)$, $N_y = N_y(x, y)$ и $S_{xy} = S_{xy}(x, y)$, изгибающие $M_x = M_x(x, y)$, $M_y = M_y(x, y)$ и крутящий момент $H_{xy} = H_{yx}(x, y)$, вычисляются интегрированием по толщине h уравнений (2):

$$N_x = h \left\{ \tilde{E}_{11} \left[\frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \alpha_1 T_c \right] + \tilde{E}_{12} \left[\frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 - \alpha_2 T_c \right] \right\}, \quad (13)$$

$$N_y = h \left\{ \tilde{E}_{12} \left[\frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \alpha_1 T_c \right] + \tilde{E}_{22} \left[\frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 - \alpha_2 T_c \right] \right\}, \quad (14)$$

$$S_{xy} = G_{12} h \left(\frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right), \quad (15)$$

$$M_x = -\frac{h^3}{12} \left[\tilde{E}_{11} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \alpha_1 T_h \right) + \tilde{E}_{12} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \alpha_2 T_h \right) \right], \quad (16)$$

$$M_y = -\frac{h^3}{12} \left[\tilde{E}_{12} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \alpha_1 T_h \right) + \tilde{E}_{22} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \alpha_2 T_h \right) \right], \quad (17)$$

$$H_{xy} = H_{yx} = -\frac{h^3}{6} G_{12} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}. \quad (18)$$

Здесь $N_x = N_x(x, y)$, $N_y = N_y(x, y)$, ..., $M_x = M_x(x, y)$... – функции координат.

2. Уравнение неразрывности срединной поверхности

Уравнения неразрывности срединной поверхности пластины формулируется как для плоской задачи теории упругости [16] из уравнений (8)–(10):

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{xy}}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 \varepsilon_x}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 \varepsilon_y}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} - \left(\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \right)^2. \quad (19)$$

устранением мембранных смещений $u_0 = u(x, y)$, $v_0 = v(x, y)$.

Воспользуемся “методой” из [6], в которой рассматривается вывод уравнения неразрывности для изотропной пластины. В левой части (19) деформации выразим через внутренние мембранные силовые факторы (13)–(15). Для этого соотношения (13) и (14) сложим, а затем вычтем друг из друга. Это даст

$$\frac{\nu_{21}}{hE_2\nu_{12}} (N_x - \nu_{12}N_y) = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \alpha_1 T_c, \quad (20)$$

$$\frac{\nu_{12}}{hE_1\nu_{21}}(N_y - \nu_{21}N_x) = \frac{\partial v_0}{\partial x} - \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2 - \alpha_2 T_c. \quad (21)$$

Продифференцируем уравнение (20) дважды по координате x , а (21) продифференцируем дважды по координате y , – затем сложим. Из полученного выражения вычтем уравнение (15), продифференцированное по координатам x, y . Получаем уравнение неразрывности срединной поверхности относительно трех неизвестных функций $N_x(x, y)$, $N_y(x, y)$, $S_{xy}(x, y)$:

$$\begin{aligned} & \frac{\nu_{21}}{hE_2\nu_{12}}\frac{\partial^2}{\partial y^2}(N_x - \nu_{12}N_y) + \frac{\nu_{12}}{hE_1\nu_{21}}\frac{\partial^2}{\partial x^2}(N_y - \nu_{21}N_x) - \\ & - \frac{1}{hG_{12}}\frac{\partial^2 S_{xy}}{\partial x \partial y} = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}\right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \alpha_1\frac{\partial^2 T_c}{\partial y^2} - \alpha_2\frac{\partial^2 T_c}{\partial x^2}. \end{aligned} \quad (22)$$

Введем в (22) функцию Эри $\varphi = \varphi(x, y)$ [18]:

$$N_x = h\frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2}, \quad N_y = h\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2}, \quad S_{xy} = -h\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y}, \quad (23)$$

получим искомое уравнение неразрывности деформаций для гибкой ортотропной пластины с температурной добавкой, относительно неизвестной функции $\varphi(x, y)$:

$$\begin{aligned} & \frac{\nu_{21}}{\nu_{12}E_2}\frac{\partial^4 \varphi}{\partial y^4} + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{\nu_{21}}{E_2} - \frac{\nu_{12}}{E_1}\right)\frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\nu_{12}}{E_1\nu_{21}}\frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^4} = \\ & = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}\right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \alpha_1\frac{\partial^2 T_c}{\partial y^2} - \alpha_2\frac{\partial^2 T_c}{\partial x^2}. \end{aligned} \quad (24)$$

Для изотропной пластины, приняв $E_1 = E_2 = E$, $\nu_{12} = \nu_{21} = \nu$ и $G_{12} = E / 2(1 + \nu)$, получаем:

$$\frac{1}{E}\left(\frac{\partial^4 \varphi}{\partial y^4} + 2\frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^4}\right) = \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}\right)^2 - \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - \alpha_1\frac{\partial^2 T_c}{\partial y^2} - \alpha_2\frac{\partial^2 T_c}{\partial x^2}, \quad (25)$$

где в круглых скобках левой части содержится двойной лапласиан над функцией напряжений $\nabla^2 \nabla^2 \varphi(x, y)$.

3. Уравнения равновесия для сочетание изгиба с растяжением или сжатием С. П. Тимошенко

Здесь различают два возможных случая распределения напряжений в пластинке [11]:

1) растягивающие напряжения малы (по сравнению с критическими напряжениями), и можно, пренебрегая их влиянием на изгиб пластинки, допустить, что общее напряжение получается с достаточной точностью, если накладывать напряжения, вызванные растяжением срединной плоскости, на изгибные напряжения, произведенные поперечной нагрузкой;

2) напряжения в срединной плоскости не малы и следует рассмотреть их влияние на изгиб пластинки.

Для составления уравнений равновесия элемента от мембранных сил (с целью согласования направлений и знаков), воспользуемся рис. 2. От мембранных сил, напряжения по толщине h распределяется равномерно, уравнения равновесия записывается без учета искривления поверхности, как для плоского напряженного состояния:

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial S_{yx}}{\partial y} + q_x(x, y) = 0, \quad (26)$$

$$\frac{\partial S_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} + q_y(x, y) = 0. \quad (27)$$

Здесь $q_x(x, y)$ и $q_y(x, y)$ силы в базисной плоскости.

Функция Эри (23) удовлетворяет уравнениям (26), (27) при $q_x = 0$ и $q_y = 0$.

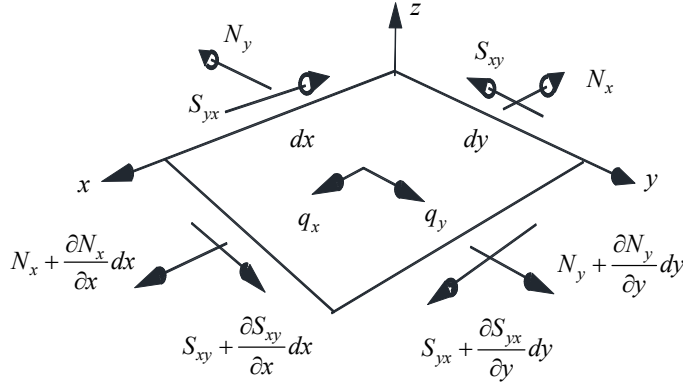


Рис. 2. Бесконечно малый элемент с приложенными мембранными усилиями

Fig. 2. An infinitesimal element with applied membrane loads

Действующие на элемент пластинки изгибающие силовые факторы рассмотрим на рис. 3. Для понимания направлений действия сил и поворотов сечений изобразим возможный изогнутый вид на рис. 4. Составим уравнение равновесия внутренних сил бесконечно-малого элемента пластинки на ось z :

$$\begin{aligned} & \frac{\partial Q_x}{\partial x} dx dy + \frac{\partial Q_y}{\partial y} dy dx - N_x dy \sin\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right) + \left(N_x + \frac{\partial N_x}{\partial x} dx\right) dy \sin\left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} dx\right) - \\ & - N_y dx \sin\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right) + \left(N_y + \frac{\partial N_y}{\partial y} dy\right) dx \sin\left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} dy\right) - \\ & - S_{yx} dy \sin\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right) + \left(S_{yx} + \frac{\partial S_{yx}}{\partial x} dx\right) dy \sin\left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial^2 w}{\partial y \partial x} dx\right) + q_z dx dy = 0. \end{aligned} \quad (28)$$

Линеаризуем это уравнение, заменив синусы углов их углами; приведем подобные и отбросим бесконечно малые слагаемые более высокого порядка малости. Тогда для любого внутреннего элемента $dx dy$:

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial N_x}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial x} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial N_y}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial y} + 2S_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + \frac{\partial S_{xy}}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial S_{yx}}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} + q_z = 0. \quad (29)$$

Добавим сумму моментов всех сил, действующих вокруг оси y и вокруг оси x :

$$Q_x = \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial H_{yx}}{\partial y}, \quad Q_y = \frac{\partial M_y}{\partial y} + \frac{\partial H_{xy}}{\partial x}. \quad (30)$$

Учтем закон парности касательных напряжений, дающий: $H_{xy} = H_{yx}$ и $S_{xy} = S_{yx}$. Подставив (30) в (29), получаем:

$$\frac{\partial^2 M_x}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 H_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2S_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} + q_z = 0. \quad (31)$$

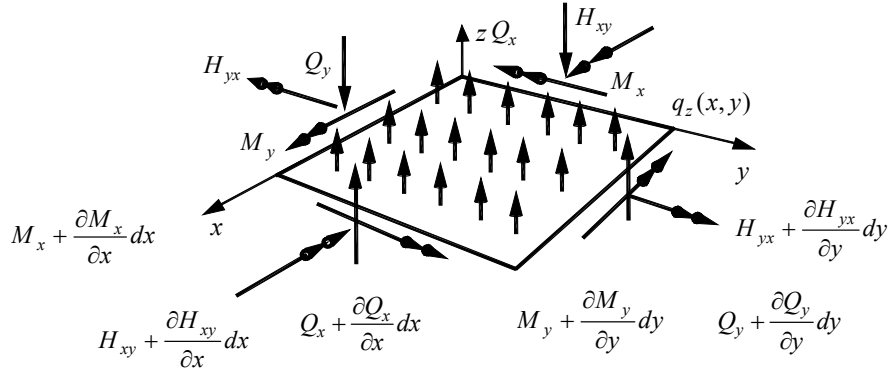


Рис. 3. Бесконечно-малый элемент базисной поверхности пластинки

Fig. 3. An infinitesimal element of the basal surface of the plate

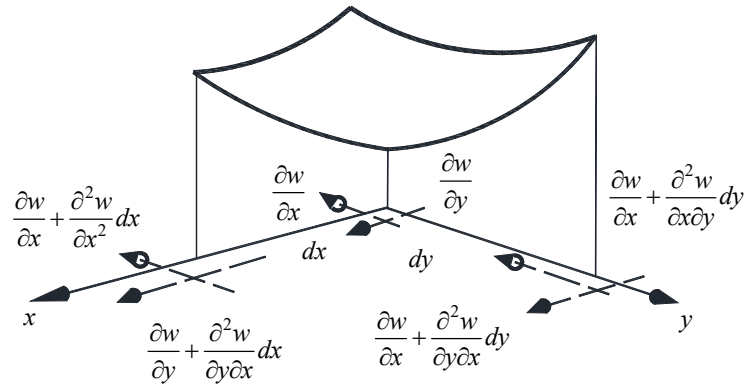


Рис. 4. Изогнутая поверхность пластинки: приведены углы поворота и приращения углов поворота по направлению осей x и y

Fig. 4. The curved surface of the record: the angles of rotation are given and increments of rotation angles in the direction of the axes x and y

Отметим, что уравнения (26), (27), (31) получены без учета физических уравнений (в частности, закона Гука). В [7] отмечается, что уравнение (31) было получено Сен-Венаном (1883 г.).

Подставив физические соотношения (16)–(18) в (31), – получаем уравнение Б. Сен-Венана для пластины из ортотропного материала:

$$\frac{h^3}{12(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left\{ E_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + E_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + [E_1\nu_{21} + E_2\nu_{12} + 4G_{12}(1-\nu_{12}\nu_{21})] \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + E_1(\alpha_1 + \alpha_2\nu_{21}) \frac{\partial^2 T_h}{\partial x^2} + E_2(\alpha_1\nu_{12} + \alpha_2) \frac{\partial^2 T_h}{\partial y^2} \right\} = -q_z - N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - 2S_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}, \quad (32)$$

с температурным воздействием.

4. Классификация тонких пластин П. Ф. Папковичем в связи с методикой их расчета [6]

Подставив в (32) функцию напряжений (23), получаем

$$\frac{h^3}{12(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left\{ E_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + E_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + [E_1\nu_{21} + E_2\nu_{12} + 4G_{12}(1-\nu_{12}\nu_{21})] \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + E_1(\alpha_1 + \alpha_2\nu_{21}) \frac{\partial^2 T_h}{\partial x^2} + E_2(\alpha_1\nu_{12} + \alpha_2) \frac{\partial^2 T_h}{\partial y^2} \right\} = -q_z - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2 \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}. \quad (33)$$

Уравнения равновесия (26) и (27) учитывать нет необходимости.

Уравнение (33) и уравнение неразрывности (24) представляют систему дифференциальных уравнений в частных производных, полученную Т. Карманом. Классической (элементарной) теорией жестких пластин называется модель расчета, сводящаяся к интегрированию лишь одного уравнения равновесия (32).

Теория, предложенная Сен-Венаном предполагает, что пластины тонкие и поперечная нагрузка настолько мала, что и прогибы малы. Тогда в правой части (24) производные функции прогибов малы и ими можно пренебречь:

$$\frac{1}{E_1} \frac{\partial^4 \varphi}{\partial y^4} + \left(\frac{1}{G_{12}} - 2 \frac{\nu_{21}}{E_2} \right) \frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{1}{E_2} \frac{\partial^4 \varphi}{\partial x^4} = -\alpha_1 \frac{\partial^2 T_c}{\partial y^2} - \alpha_2 \frac{\partial^2 T_c}{\partial x^2}. \quad (34)$$

Функция напряжений может быть определена из этого уравнения и граничных условий независимо от функции прогиба. Затем предполагается решение краевой задачи для (33) с известными $\varphi = \varphi(x, y)$.

В случае, предварительного растяжения пластины функция φ на контуре может быть вычислена применением «рамной аналогии» [16]. Пусть на отделенный от полотна контур пластины, действуют нормальные $\sigma_v h$ и касательные $\tau_v h$ составляющие сил натяжения (рис. 5), создающие в контуре изгибающий момент $M = \varphi$ (рис. 5, а) и продольную силу $N = d\varphi/dq$ (рис. 5, б). Например, если на раму (рис. 1), действуют растягивающие силы: $N_x = \sigma_x h$, при $x = 0$ и $x = L_x$ и $N_y = \sigma_y h$, при $y = 0$ и $y = L_y$, тогда функция φ и ее производная могут быть определены построением эпюр внутренних сил в раме (рис. 5, в и 5, г).

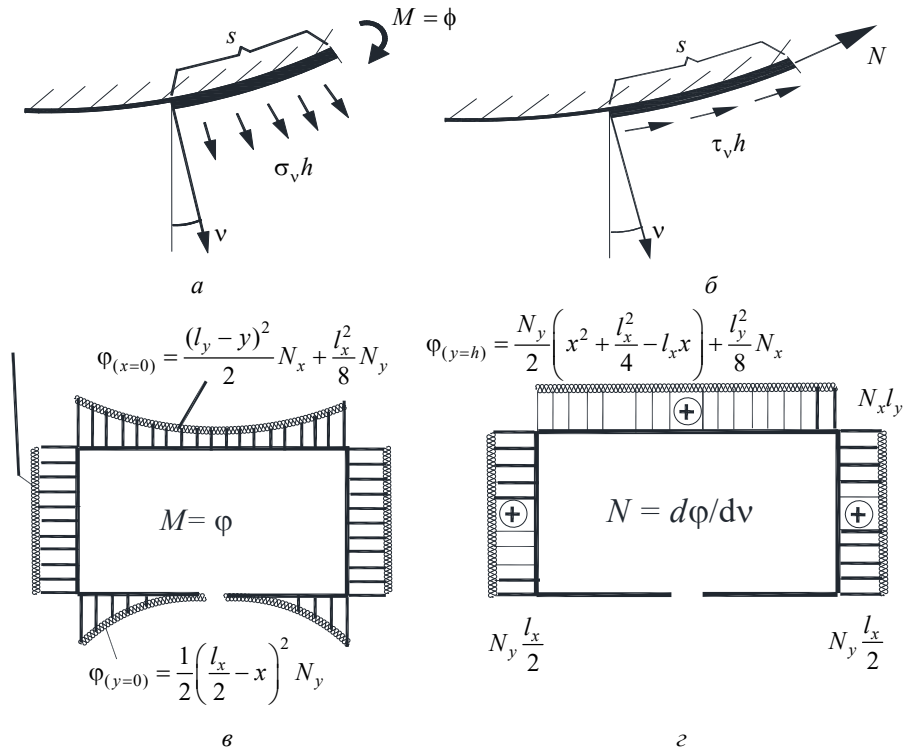


Рис. 5. Контур прямоугольной пластины:

а – элемент контура s с внешней нормалью v , в котором возникает изгибающий момент M ; б – элемент контура s и продольная сила N ; в – функция φ на контуре; г – производная функции φ по нормали v

Fig. 5. The contour of a rectangular plate:

а – a contour element with an external normal v , in which a bending moment occurs M ; б – kannel element s and longitudinal force N ; в – a function φ on a contour; г – the derivative φ of the function with respect to the normal v

5. Конечно-разностная постановка

Континуум пластины заменим дискретной областью. Дифференциальные соотношения заменим конечно-разностными аналогами.

Применим центральные разности [20]. Выберем на области пластинки прямоугольную равномерную сетку $\omega_{ij} = \{(x_i = i\lambda_x, y_j = j\lambda_y), i = 0, 1, \dots, m, j = 0, 1, \dots, n\}$ на отрезках $[0, l_x]$ и $[0, l_y]$. Здесь $x = x_i$ и $y = y_j$ – узлы сетки; $\lambda_x = l_x / m$ и $\lambda_y = l_y / n$ – шаг сетки, а l_x и l_y – размеры пластинки по направлениям осей координат x и y .

Конечно-разностный аналог уравнения (33) получается таким:

$$a w_{ji} + b(w_{ji+1} + w_{ji-1}) + d(w_{j+li} + w_{j-li}) + e(w_{j+li+1} + w_{j-li-1}) + g(w_{j+li-1} + w_{j-li+1}) + c(\varphi_{ji+2} + \varphi_{ji-2}) + f(\varphi_{j+2i} + \varphi_{j-2i}) = -q_z^{ji} + k T_{ji} - l(T_{ji+1} + T_{ji-1}) - m(T_{j+li} + T_{j-li}), \quad (35)$$

в котором коэффициенты вычисляются по следующим формулам:

$$D = h^3 / 12(1 - \nu_{12}\nu_{21}), \quad a = \frac{6DE_2}{\lambda_y^4} + \frac{6DE_1}{\lambda_x^4} + \frac{4DG_{12}}{\lambda_x^2\lambda_y^2} - \frac{2N_x}{\lambda_x^2} - \frac{2N_y}{\lambda_y^2},$$

$$b = -\frac{4DE_1}{\lambda_x^4} - \frac{2DG_{12}}{\lambda_x^2\lambda_y^2} + \frac{N_x}{\lambda_x^2}, \quad d = -\frac{4DE_2}{\lambda_y^4} - \frac{2DG_{12}}{\lambda_x^2\lambda_y^2} + \frac{N_y}{\lambda_y^2}, \quad e = \frac{DG_{12}}{\lambda_x^2\lambda_y^2} + \frac{2S_{xy}}{4\lambda_x\lambda_y},$$

$$g = \frac{DG_{12}}{\lambda_x^2\lambda_y^2} - \frac{2S_{xy}}{4\lambda_x\lambda_y}, \quad f = \frac{DE_2}{\lambda_y^4}, \quad c = \frac{DE_1}{\lambda_x^4}. \quad (36)$$

$$k = \frac{2DE_1}{\lambda_x^2}(\alpha_1 + \nu_{21}\alpha_2) + \frac{2DE_2}{\lambda_y^2}(\alpha_2 + \nu_{12}\alpha_1), \quad l = \frac{DE_1}{\lambda_x^2}(\alpha_1 + \nu_{21}\alpha_2), \quad m = \frac{DE_2}{\lambda_y^2}(\alpha_2 + \nu_{12}\alpha_1).$$

Конечно-разностный аналог уравнения (24) имеет вид:

$$a \varphi_{ji} + b(\varphi_{ji+1} + \varphi_{ji-1}) + d(\varphi_{j+li} + \varphi_{j-li}) + c(\varphi_{ji+2} + \varphi_{ji-2}) + f(\varphi_{j+2i} + \varphi_{j-2i}) + e(\varphi_{j+li+1} + \varphi_{j-li-1} + \varphi_{j+li-1} + \varphi_{j-li+1}) =$$

$$= \frac{1}{16\lambda_x^2\lambda_y^2} \left[w_{j+li+1}^2 + w_{j+li-1}^2 + w_{j-li-1}^2 + w_{j-li+1}^2 + 2(-w_{j+li+1}w_{j+li-1} + w_{j+li+1}w_{j-li-1} - w_{j+li+1}w_{j-li+1} - w_{j+li-1}w_{j-li-1} + w_{j+li-1}w_{j-li+1} - w_{j-li-1}w_{j-li+1}) \right] +$$

$$- \frac{1}{\lambda_x^2\lambda_y^2} \left[2w_{ji}(-w_{ji+1} - w_{j+li} - w_{j-li} - w_{ji-1}) + 4w_{ji}^2 + w_{ji+1}w_{j+li} + w_{ji+1}w_{j-li} + w_{ji-1}w_{j+li} + w_{j+li}w_{j-li} \right] +$$

$$+ T_{ji} \left(\frac{2\alpha_1}{\lambda_y^2} + \frac{2\alpha_2}{\lambda_x^2} \right) - \frac{\alpha_1}{\lambda_y^2} (T_{j+li} + T_{j-li}) - \frac{\alpha_2}{\lambda_x^2} (T_{ji+1} + T_{ji-1}), \quad (37)$$

в котором коэффициенты вычисляются по следующим формулам:

$$a = \frac{6a_1}{\lambda_y^4} + \frac{6a_2}{\lambda_x^4} + \frac{8a_3}{\lambda_x^2\lambda_y^2}, \quad b = -\frac{4a_2}{\lambda_x^4} - \frac{4a_3}{\lambda_x^2\lambda_y^2}, \quad d = -\frac{4a_1}{\lambda_y^4} - \frac{4a_3}{\lambda_x^2\lambda_y^2}, \quad c = \frac{a_2}{\lambda_x^4}, \quad f = \frac{a_1}{\lambda_y^4}, \quad e = \frac{2a_3}{\lambda_x^2\lambda_y^2};$$

$$a_1 = 1/E_1, \quad a_2 = 1/E_2, \quad 2a_3 = 1/G_{12} - 2\nu_{21}/E_2 = 1/G_{12} - 2\nu_{12}/E_1. \quad (38)$$

6. Расчеты

Размеры пластинки $l_x = 1$ м, $l_y = 0,8$ м; толщина $h = 2 \cdot 10^{-3}$ м. Модули упругости: $E_1 = 9,52$ ГПа; $E_2 = 71,4$ ГПа; модуль сдвига $G_{12} = 5,49$ ГПа. Коэффициенты Пуассона: $\nu_{12} = 0,02$; $\nu_{21} = 0,15$ ($\nu_{21} = \nu_{12}E_2 / E_1$). Модуль упругости E_1 ориентирован по длинной стороне пластины, а модуль упругости E_2 ориентирован по короткой стороне пластины. При такой ориентации волокон ортотропная пластина наиболее жесткая [21].

Коэффициенты линейного температурного растяжения данного ортотропного материала $\alpha_1 = 14 \cdot 10^{-5} 1 / K$ (Кельвин), $\alpha_2 = 0$.

Для расчетов применялась система аналитических вычислений [22].

6.1. Решение по уравнению Сен-Венана

Полагаем, что силы предварительного натяжения известны и их можно считать постоянными в области пластинки и на контуре. Уравнения (26), (27) удовлетворяются. В уравнении Сен-Венана (32) усилия N_x , N_y , S_{xy} перенесем в левую часть:

$$\frac{h^3}{12(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left\{ E_1 \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + E_2 \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + [E_1\nu_{21} + E_2\nu_{12} + 4G_{12}(1-\nu_{12}\nu_{21})] \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} \right\} + N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2S_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} = -q_z - \frac{h^3}{12(1-\nu_{12}\nu_{21})} \left[E_1(\alpha_1 + \alpha_2\nu_{21}) \frac{\partial^2 T_h}{\partial x^2} + E_2(\alpha_1\nu_{12} + \alpha_2) \frac{\partial^2 T_h}{\partial y^2} \right],$$

Теперь продольные силы являются известными параметрами при вторых производных функции прогиба и входят в левую часть системы уравнений. Поперечная нагрузка и температурные слагаемые представляют правую часть системы уравнений. Таким образом, имеем линейную задачу относительно прогиба.

6.1.1. Действие сосредоточенной силы

Пусть $N_x = 0$, $N_y = 0$, $S_{xy} = 0$, $T_h = 0$. В центре пластины приложим сосредоточенную силу $P = 1000$ Н. Заменяем $q_z = P / (dx dy)$. На рис. 6 приведем эпюру прогибов и эпюры внутренних силовых факторов. Моменты вычислены по формулам (16)–(18). Максимальный прогиб в центре под силой (рис. 6, а) равен 0,44785 м. Максимальный изгибающий момент $M_x = 200$ Н·м/м (рис. 6, б). Максимальный изгибающий момент $M_y = 700$ Н·м/м (рис. 6, в).

Мембранные силы вычисляются по формулам (13)–(15), однако без учета продольных смещений:

$$N_x = h \left\{ \tilde{E}_1 \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \alpha_1 T_c \right] + \tilde{E}_{12} \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 - \alpha_2 T_c \right] \right\},$$

$$N_y = h \left\{ \tilde{E}_{12} \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \alpha_1 T_c \right] + \tilde{E}_2 \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 - \alpha_2 T_c \right] \right\}, \quad S_{xy} = G_{12} h \left(\frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right).$$

Эти формулы дают, что максимальное значение продольная сила N_x приобретает в области пластины возле сосредоточенной силы P в направлении модуля E_1 (рис. 6 г) $N_x = 12$ МН/м, а продольная сила N_y приобретает максимума на контуре у длинных сторон – $N_y = 160$ МН/м (рис. 6, д). Эпюра сдвигающих сил приведена на рис. 6 е. Силы получились значительными, зависят от нелинейных добавок: $\tilde{E}_1 h \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial x} \right)^2$, $\tilde{E}_2 h \frac{1}{2} \left(\frac{\partial w}{\partial y} \right)^2$.

Сгущение конечно-разностной сетки в (35), (37) не изменяет порядок мембранных сил.

6.1.2. учет температуры (рис. 7)

Зададим закон распределения температуры по области пластины в виде $T_h(x, y) = -140 \text{ }^\circ\text{C} + (x/Lx)^3 80 \text{ }^\circ\text{C}$. Расчеты выполним, задавая температуру в Кельвинах $T_h(x, y) = 30\text{K} + (x/Lx)^3 350\text{K}$. График распределения температуры покажем на рис. 7, а. На рис. 7, б–е представлены эпюры прогибов и эпюры внутренних силовых факторов. Сравнивая эти эпюры с эпюрами, полученными от действия сосредоточенной силы, видим, что в данной гибкой пластинке при малой ее толщине эффект температурного воздействия незначителен.

6.1.3. Действие от сосредоточенной силы, температуры и предварительного растяжения

Расчет тонкой пластинки на действие сосредоточенной силы показал, что получаемые продольные силы настолько велики, что напряжения на два-три порядка превышают напряжения, допускаемые для рассматриваемого ортотропного материала. Как отмечалось в п. 6.1.1, влияют квадраты углов поворота срединного слоя пластинки, то есть квадраты первых производных функции прогиба. Чтобы уменьшить этот эффект можно предварительно растянуть пластину. Тем самым, прогиб должен уменьшиться, изгибаемая поверхность будет более монотонной, что должно повлечь уменьшение напряжений.

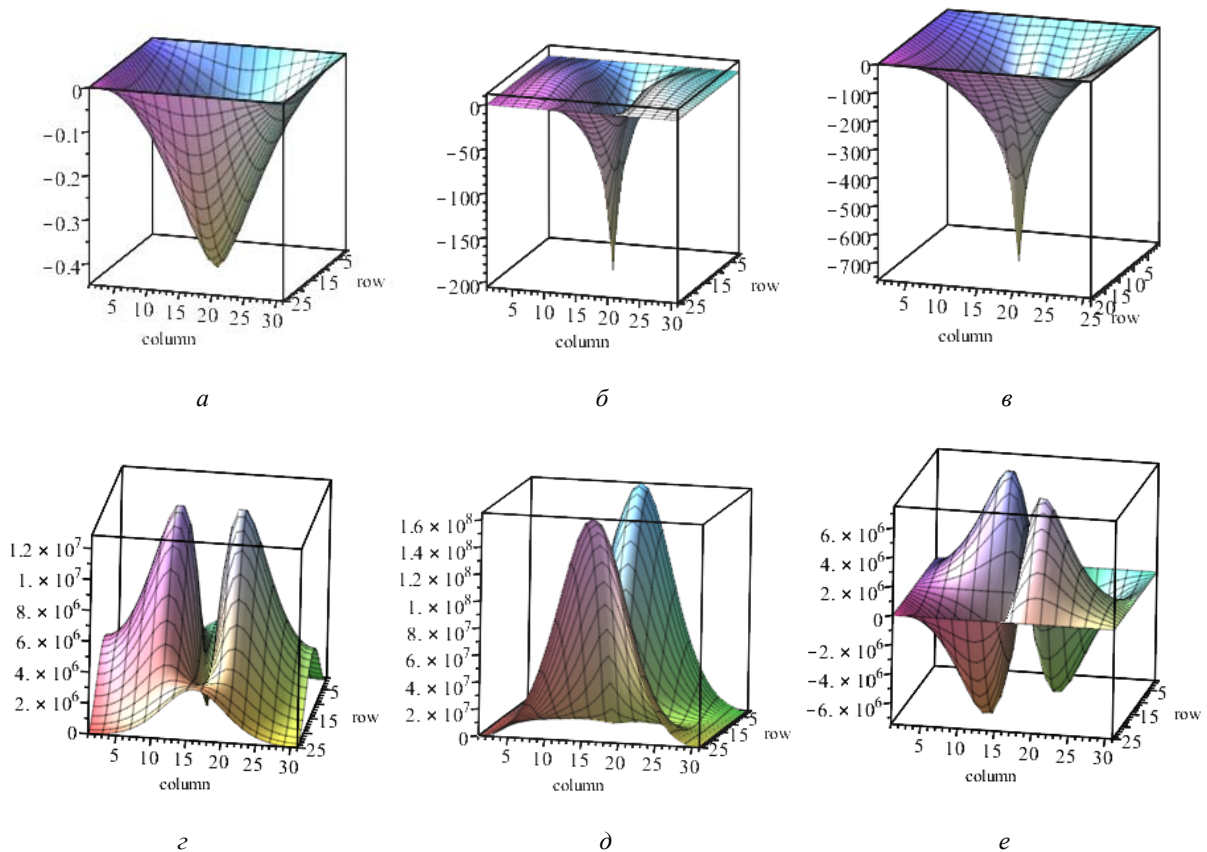


Рис. 6. Эпюры в пластине от сосредоточенной силы $P = 1000 \text{ Н}$:
 а – прогиб (максимальный прогиб 0,44785 м.); б – изгибающий момент M_x ; в – изгибающий момент M_y ;
 г – продольная сила N_x ; д – продольная сила N_x ; е – сдвигающая сила S_{xy}

Fig. 6. Diagrams in the plate from the concentrated force $P = 1000 \text{ N}$:
 а – deflection (maximum deflection 0,44785 m.); б – bending moment M_x ; в – bending moment M_y ;
 д – longitudinal force N_x ; е – longitudinal force N_x ; е – shear force S_{xy}

Добавим предварительное натяжение силой $N_y(x, y) = 1000$ Н/м (рис. 8). Получили уменьшение прогиба от значения 0,44785 м – без учета преднапряжения, до 0,257944 м. – с учетом предварительного растяжения. Результаты занесем в таблицу (строки 2 и 3). Изгибающие моменты и продольные силы уменьшились (рис. 8, б – 8, е).

Если одновременно задать растяжения силами $N_x(x, y) = 1000$ Н/м и $N_y(x, y) = 1000$ Н/м, тогда: – максимальный прогиб составит 0,1864 м; – изгибающий момент $M_x = 150$ Н·м/м, – изгибающий момент $M_y = 550$ Н·м/м. (Теоретически можно одновременно растягивать пластину по двум направлениям, однако, практически это трудно реализуется).

Еще раз следует отметить, что, при преднапряжении равном 1 кН/м, в окрестности сосредоточенной силы ($P = 1000$ Н), продольные внутренние силы достигают значений порядка 4000 кН/м. Объяснить это можно наличием большой кривизны базисной поверхности, учитываемой нелинейными деформациями $\frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2, \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2$. Сгущение конечно-разностной сетки этот эффект не уменьшило. Видимо, к уравнению Сен-Венана следует добавить еще два уравнения равновесия (26) и (27), с целью вычисления мембранных смещений $u_0(x, y)$, $v_0(x, y)$. Тогда деформации будут вычисляться по следующим формулам: $\frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2$ и $\frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2$.

Одновременное действие сил $P = 1000$ Н, $N_x = 1000$ Н/м дает прогиб 0,27 м (строка 4, таблицы), – однако, не уменьшает прогиб. Увеличение на порядок продольной составляющей $N_y = 10000$ Н/м, уменьшает прогиб в три раза (строка 5 таблицы), однако напряжения не удовлетворяют прочности. Кроме этого, какова бы ни была поперечная нагрузка, при достаточно больших значениях величины продольной растягивающей силы, расчет сводится к расчету мембраны.

$$\frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2$$

Одновременное действие сил $P = 1000$ Н, $N_x = 1000$ Н/м дает прогиб 0,27 м (строка 4, таблицы), – однако, не уменьшает прогиб. Увеличение на порядок продольной составляющей $N_y = 10000$ Н/м, уменьшает прогиб в три раза (строка 5 таблицы), однако напряжения не удовлетворяют прочности. Кроме этого, какова бы ни была поперечная нагрузка, при достаточно больших значениях величины продольной растягивающей силы, расчет сводится к расчету мембраны.

1	Изменение прогиба и внутренних силовых факторов	w_{\max}	M_x	M_y	N_x	N_y	S_{xy}
		м	Н·м/м	Н·м/м	Н/м	Н/м	Н/м
2	$P = 1000$ Н, $N_x = 0$, $N_y = 0$	0,448	200	700	$12 \cdot 10^6$	$160 \cdot 10^6$	$6 \cdot 10^6$
3	$P = 1000$ Н, $N_y = 1000$ Н/м	0,25	180	600	$6 \cdot 10^6$	$40 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^6$
4	$P = 1000$ Н, $N_x = 1000$ Н/м	0,27	160	600	$4 \cdot 10^6$	$50 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^6$
5	$P = 1000$ Н, $N_y = 10000$ Н/м	0,0803	140	400	$3 \cdot 10^6$	$0,4 \cdot 10^6$	$1 \cdot 10^6$

6.2. Расчет с помощью уравнений Кармана

Выпишем уравнения (24) и (33); применим итерационный метод решения системы уравнений.

Вариант 1. На первой итерации в уравнении (24) примем $w(x, y) = 0$ (возможно любое приближение). Решаем плоскую задачу теории упругости. Найденные функции напряжений подставляем в уравнение (33) и решаем задачу об изгибе пластинки. Полученные прогибы $w(x, y)$ вновь подставляем в правую часть уравнения (24). Итерационную процедуру повторяем.

После первой итерации проверка решения показала выполнение уравнений неразрывности деформаций $\nabla^2 \nabla^2 \varphi = 0$ во всех узлах конечно-разностной сетки. Прогиб (рис. 9), естественно, равнялся линейному значению 0,257955 м (см. строку 3 таблицы и рис. 9, а). Тогда как на последующих итерациях невязки увеличивались. Решения нельзя считать верными.

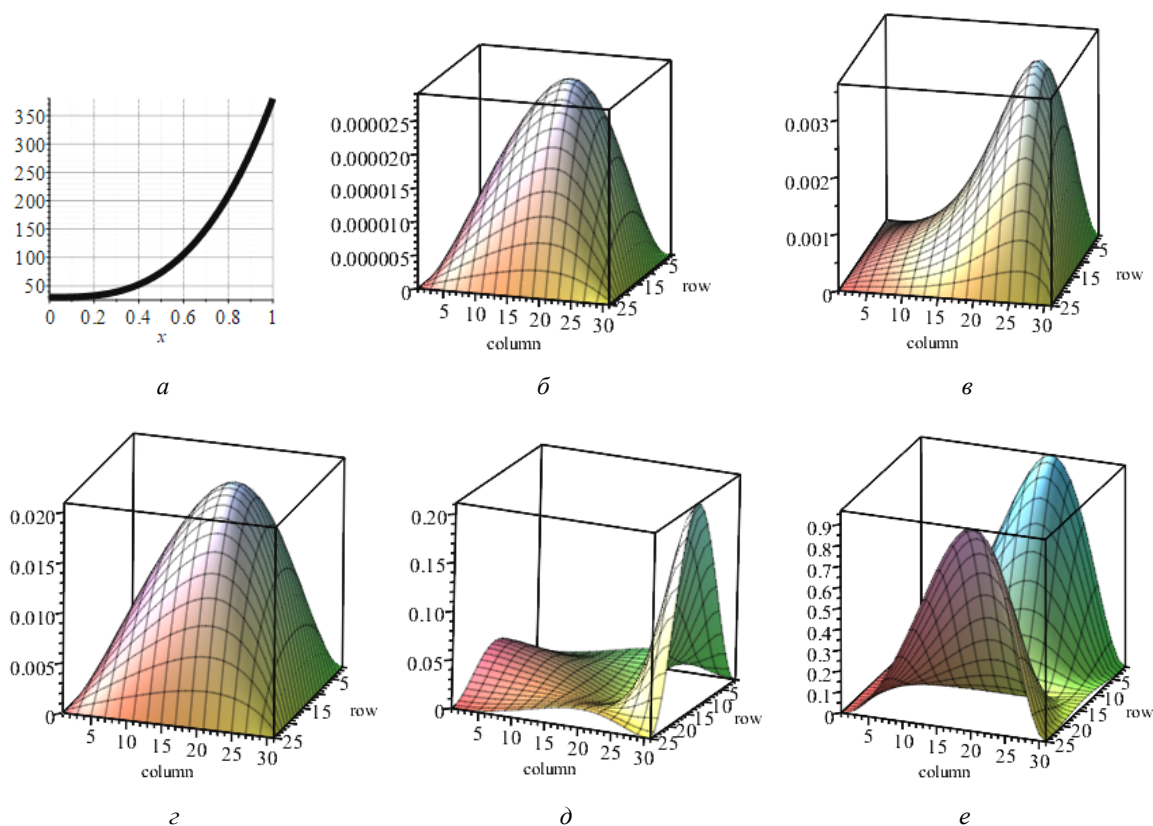


Рис. 7. Эпюры в пластине от воздействия температуры:

a – эпюра приращения температуры (в Кельвинах) $\Delta T_h = T_h(x/L_x)^3$; *b* – прогиб (максимальный прогиб 0,000029 м); *c* – изгибающий момент M_x ; *d* – изгибающий момент M_y ; *e* – продольная сила N_x ; *e* – продольная сила N_y

Fig. 7. Diagrams in the plate from the effect of temperature:

a – diagram of the temperature increment (in Kelvin) $\Delta T_h = T_h(x/L_x)^3$; *b* – deflection (maximum deflection 0,000029 m); *c* – bending moment M_x ; *d* – bending moment M_y ; *e* – longitudinal force N_x ; *e* – longitudinal force N_y

Вариант 2. Если начать расчет с уравнения равновесия (33), приняв в его правой части $\varphi(x, y) = 0$, тогда мембранные силы равны нулю. Имеем модель жесткого изгиба пластины; прогиб равен 0,44784 м. (строка 2 таблицы для $P = 1000$ Н, $N_x = 0$, $N_y = 0$). Найденная функция прогиба подставляется в уравнение (24) – получаем решение $\varphi(x, y)$. Эпюру вычисленных мембранных сил $N_y = 1000$ Н/м по функциям напряжений приведем на рис. 9, б.

Следующая итерация в этом варианте расчета, по существу есть переход к варианту 1.

Отсутствие сходимости решений, вероятно, можно объяснить, что в уравнении равновесия (33) матрица жесткости имеет порядок 10^6 , а уравнение неразрывности (24) содержит коэффициенты порядка 10^{-6} – система уравнений становится плохообусловленной. Задача нелинейная, поэтому для обеспечения сходимости следует применять приращение по нагрузке. Тогда невязка f уравнений неразрывности $f = \nabla^2 \nabla^2 \varphi$ уменьшаются.

«Аппарат теории Кармана относительно весьма сложен. Сложностью и громоздкостью числовых выкладок, связанных с решением уравнений (24), (33), объясняется относительно небольшое число доведенных до числового конца решений в области теории этих пластин» [6].

В. В. Новожилов относит формулы Кармана к промежуточному случаю между классической теорией слабоизогнутых пластин и сильным изгибом пластин [8].

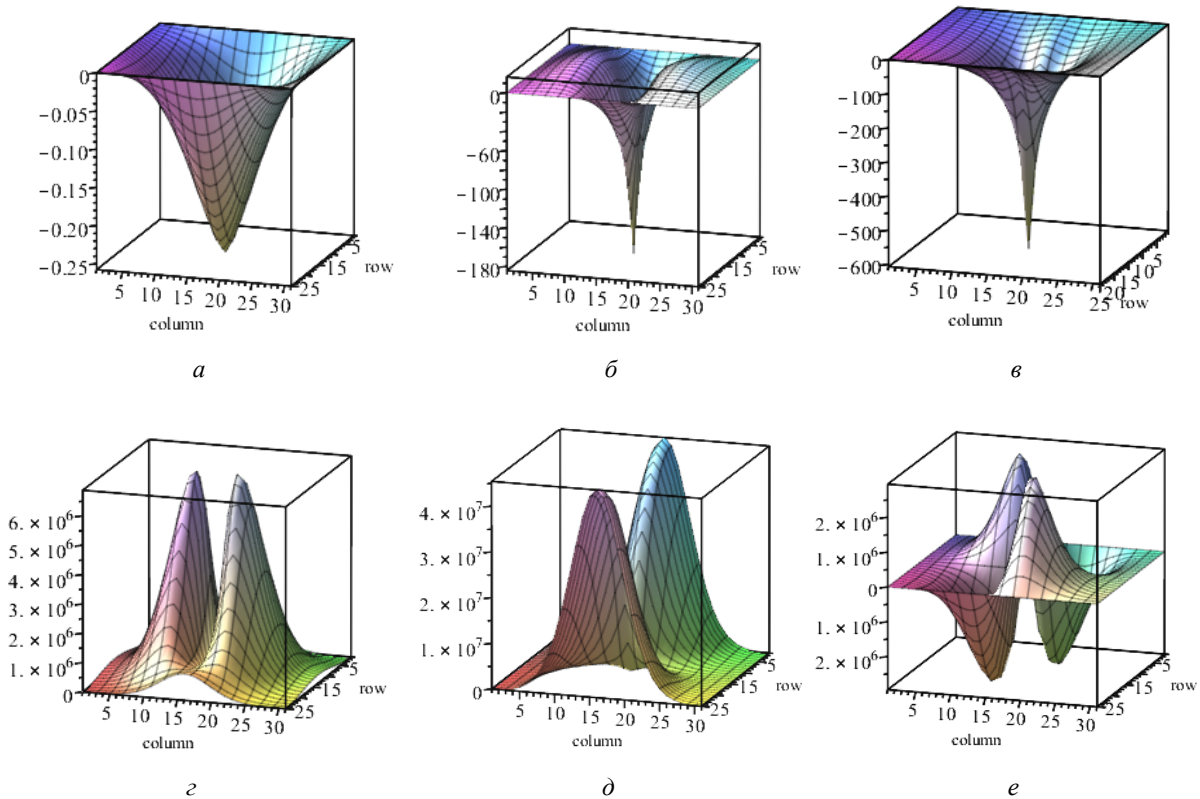


Рис. 8. Эпюры в пластине от действия сосредоточенной силы, температуры и предварительно растягивающей силы $N_y = 1000$:

a – эпюра приращения температуры (в Кельвинах) $\Delta T_h = T_h(x/L_x)^3$; b – прогиб (максимальный прогиб 0.000029 м); c – изгибающий момент M_x ; d – изгибающий момент M_y ; e – продольная сила N_x ; f – продольная сила N_y

Fig. 8. Diagrams in the plate from the action of concentrated force, temperature and pre-tensile force $N_y = 1000$:
 a – temperature increment diagram (in Kelvin) $\Delta T_h = T_h(x/L_x)^3$; b – deflection (maximum deflection 0,000029 m);
 c – bending moment M_x ; d – bending moment M_y ; e – longitudinal force N_x ; f – longitudinal force N_y

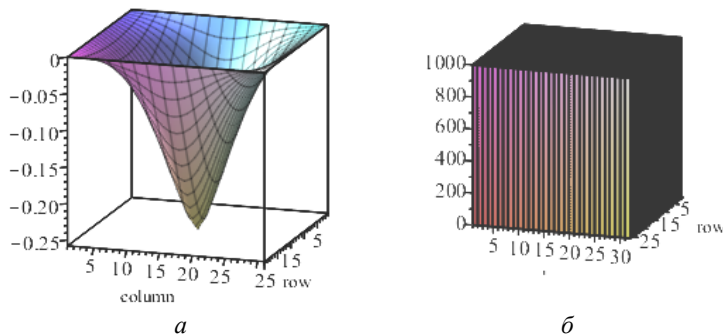


Рис. 9. Эпюры, полученные решением уравнений Кармана:
 a – эпюра прогиба; b – эпюра мембранной силы N_y

Fig. 9. Diagrams obtained by solving Karman's equations:
 a – deflection diagram; b – membrane force diagram N_y

Закключение

Расчет тонкой пластинки на действие сосредоточенной силы показал, что получаемые продольные силы, зависящие от квадратов первых производных функции прогиба настолько велики, что напряжения на два-три порядка превышают напряжения, допускаемые для рассматриваемого ортотропного материала.

При одновременном действии поперечной силы и растягивающей поверхности нагрузки прогиб уменьшился на 80%. Изгибаемая поверхность становится более монотонной, это повлекло к уменьшению максимальных изгибающих моментов на 11 и 14 %, соответственно, поперек и вдоль армирующих волокон композита, а продольные силы уменьшились в 2 и 4 раза.

Сравнение расчетов, полученными от действия сосредоточенной силы и изменения температуры показало, что в данной гибкой пластинке малой толщины, эффект температурного воздействия незначителен.

Аппарат теории Кармана относительно весьма сложен в численной реализации. Простой итерационный процесс решения системы уравнений в смешанной форме не привел к сходимости прогибов и функции напряжений. Смешанная модель в напряжениях и перемещениях требует дополнительных исследований сходимости, например, применения методов релаксаций.

Модель деформирования Сен-Венана, как модель гибкой пластины регламентированного прогиба, позволяет решать задачи обеспечения жесткости и прочности продольно-поперечного изгиба ортотропных пластин используемых в технике.

Библиографические ссылки

1. Morozov E. V., Lopatin A. V. Analysis and design of the flexible composite membrane stretched on the spacecraft solar array frame // *Composite Structures* 94 (2012), 3106–3114.
2. Лопатин А. В., Шумкова Л. В., Гантовник В. Б. Нелинейная деформация ортотропной мембраны, растянутой на жесткой раме солнечного элемента. В: Протокол 49-й конференции AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC, структурной динамики и материалов, 16-й конференции AIAA / ASME / AHS по адаптивным структурам. 10t, Schaumburg, IL: AIAA-2008-2302; 7–10 апреля 2008 г.
3. URL: <https://fireman.club/statyi-polzovateley/drony-kvadrokoptyery-primenenie>.
4. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. М. : Машиностроение, 1990. 512 с.
5. Лукасевич С. Локальные нагрузки в пластинах и оболочках. М. : Мир, 1982. 544 с.
6. Папкович П. Ф. Строительная механика корабля. Часть II. Сложный изгиб, устойчивость стержней и устойчивость пластин. Л. : Судпромгиз, 1941. 960 с.
7. Папкович П. Ф. Строительная механика корабля. Часть 1. Том 1. М. : Морской транспорт, 1945. 618 с.
8. Новожилов В. В. Основы нелинейной теории упругости. Л.-М. : Гостехиздат, 1948. 212 с.
9. Тимошенко С. П. Теория упругости. Л.-М. : ОНТИ, 1937. 451 с.
10. Тимошенко С. П., Гудьер Дж. Теория упругости. М. : Наука, 1975. 576 с.
11. Тимошенко С. П. Устойчивость упругих систем. М.-Л. : Гостехиздат, 1946. С. 532.
12. Ляв А. Математическая теория упругости. М. : ОНТИ, 1935.
13. Вольмир А. С. Гибкие пластинки и оболочки. М. : Гостехиздат, 1956. 419 с.
14. Ильющин А. А., Ленский В. С. Сопротивление материалов. М. : Физматгиз, 1959. 372 с.
15. Каудерер Г. Нелинейная механика. М. : Изд-во иностранной литературы. 1961. 778 с.
16. Лейбензон Л. С. Курс теории упругости. М.-Л. : ОГИЗ, 1947. 465 с.
17. Лукаш П. А. Основы нелинейной строительной механики. М. : Стройиздат, 1978. 204 с.
18. Мусхелишвили Н. И. Некоторые основные задачи математической теории упругости. Издательство академии наук СССР, М., 1954. 648 с.
19. Лехницкий С. Г. Теория упругости анизотропного тела. М. : Наука, 1977. 416 с.
20. Самарский А. А. Теория разностных схем. М. : Наука, 1977. 656 с.
21. Сабиров Р. А. Сложный изгиб ортотропной пластины // *Сибирский журнал науки и технологий*. 2020. Т. 21, № 4. С. 499–513. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-4-499-513.
22. Говорухин В., Цыбулин В. Компьютер в математическом исследовании : учебный курс. СПб. : Питер, 2001. 624 с.

References

1. Morozov E. V., Lopatin A. V. Analysis and design of the flexible composite membrane stretched on the spacecraft solar array frame // *Composite Structures* 94 (2012), 3106–3114.
2. Lopatin A. V., Shumkova L. V., Gantovnik V. B. Nelinejnaya deformaciya ortotropnoj membrany, rastyanutoj na zhestkoj rame solnechnogo elementa. V: *Protokol 49-j konferencii AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC, strukturnoj dinamiki i materialov, 16-j konferencii AIAA / ASME / AHS po adaptivnym strukturam*. 10t, Schaumburg, IL: AIAA-2008-2302; 7–10 aprelya 2008 p.
3. URL: <https://fireman.club/statyi-polzovateley/drony-kvadrokoptery-primenenie>.
4. *Kompozicionnye materialy : Spravochnik / V. V. Vasil'ev, V. D. Protasov, V. V. Bolotin i dr. ; M. : Mashinostroenie, 1990. 512 p.*
5. Lukasevich S. *Lokal'nye nagruzki v plastinah i obolochkah*. Moskva : Mir, 1982. 544 p.
6. Papkovich P. F. *Stroitel'naya mekhanika korablya. Chast' II. Slozhnyj izgib, ustojchivost' sterzhnej i ustojchivost' plastin*. Leningrad, Sudpromgiz 1941. 960 p.
7. Papkovich P. F. *Stroitel'naya mekhanika korablya. Chast' 1. Tom 1*. Moskva, Izd. Morskogo transport. 1945. 618 p.
8. Novozhilov V. V. *Osnovy nelinejnoj teorii uprugosti*. L.-M. : Gostekhizdat, 1948. 212 p.
9. Timoshenko S. P. *Ustojchivost' uprugih sistem*. Moskva-Leningrad: Gostekhizdat, 1946, 532 p.
10. Timoshenko S. P., Yung D., *Inzhenernaya mekhanika*. Moskva : Mashgiz, 1960. 508 p.
11. Timoshenko S. P. *Ustojchivost' uprugix sistem*. M.-L. : Gostexizdat, 1946, p. 532.
12. Lyav A. *Matematicheskaya teoriya uprugosti*. Moskva, ONTI. 1935.
13. Vol'mir A. S. *Gibkie plastinki i obolochki*. Moskva : Gostekhizdat, 1956. 419 p.
14. Il'yushin A. A., Lenskij V.S. *Soprotivlenie materialov*. Moskva: Fizmatgiz, 1959. 372 p.
15. Kauderer G. *Nelinejnaya mekhanika*. Moskva : Izd-vo inostrannoj literatury. 1961. 778 p.
16. Lejbenzon L. S. *Kurs teorii uprugosti*. Moskva – Leningrad, OGIZ. 1947. 465 p.
17. Lukash P. A. *Osnovy nelinejnoj stroitel'noj mekhaniki*. Moskva, Strojizdat, 1978. 204 p.
18. Muskhelishvili N. I. *Some main problems of the mathematical theory of elasticity*. Publishing House of the USSR Academy of Sciences, M.: 1954. 648 p.
19. Lekhnickij S. G. *Teoriya uprugosti anizotropnogo tela*. Moskva : Nauka, 1977. 416 p.
20. Samarskij A. A. *Teoriya raznostnyh skhem. – Moskva: Nauka, 1977. 656 p.*
21. Sabirov R. A. Compound bending of an orthotropic plate. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 4, P. 499–513. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-4-499-513.
22. Govoruhin V., Cybulin V. *Komp'yuter v matematicheskom issledovanii*. Uchebnyj kurs. SPb. : Piter, 2001. 624 p.

© Саби́ров Р. А., 2023

Саби́ров Раши́д Альтаво́вич – кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rashidsab@mail.ru.

Sabirov Rashid Altavovich – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rashidsab@mail.ru.

УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-35-41

Для цитирования: Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Лукьянов С. В. Упруго-пластическое кручение двухслойного стержня // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 35–41. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-35-41.

For citation: Senashov S. I., Savostyanova I. L., Lukyanov S. V. [Elastic-plastic torsion of a two-layer rod]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 35–41. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-35-41.

Упруго-пластическое кручение двухслойного стержня

С. И. Сенашов^{*}, И. Л. Савостьянова, С. В. Лукьянов

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

^{*}E-mail: sen@sibsau.ru

Изучается упруго-пластическое кручение двухслойного стержня под действием крутящего момента. Предполагается, что стержень состоит из двух слоев. Каждый слой обладает своими упругими свойствами, но пластические свойства у обоих слоев одинаковые. Граница контакта слоев расположена вдоль оси ox . Боковая граница стержня свободна от напряжений, на границе раздела непрерывны перемещения и напряжения. Компоненты тензора напряжений в точке вычисляются с помощью контурных интегралов, полученных из законов сохранения, вычисленных по боковой границе. Далее второй инвариант тензора напряжений сравнивается с пределом текучести. В тех точках, где достигается предел текучести реализуется пластическое состояние, в остальных – упругое. Это позволяет построить границу между пластической и упругой областями. Данная методика дает способ вычислить упруго-пластические границы для основных прокатных профилей стержней. Это предполагается сделать в последующих работах. Напоминаем, что ранее с помощью законов сохранения решены основные краевые задачи для пластической двумерной среды, упруго-пластического кручения изотропных стержней и упругих сред для тел конечных размеров.

Ключевые слова: двухслойный упруго-пластический стержень, законы сохранения, точные решения.

Elastic-plastic torsion of a two-layer rod

S. I. Senashov^{*}, I. L. Savostyanova, S. V. Lukyanov

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

^{*}E-mail: sen@sibsau.ru

We study the elastic-plastic torsion of a two-layer rod under the action of torque in this article. It is assumed that the rod consists of two layers. Each layer has its own elastic properties, but the plastic properties of both layers are the same. The contact boundary of the layers is located along the ox axis. The lateral boundary of the rod is stress-free, displacements and stresses are continuous at the interface. The components of the stress tensor at a point are calculated using contour integrals derived from conservation laws calculated along the lateral boundary. Next, the second invariant of the stress tensor is compared with the yield strength. At those points where the yield point is reached, the plastic state is realized, in the rest – elastic. This allows you to build a boundary between the plastic and elastic regions. This technique provides a way to calculate elastic-plastic boundaries for the main rolling profiles of rods. This is supposed to be done in subsequent works. We remind you that earlier, with the help of conservation laws, the main

boundary value problems for a plastic two-dimensional medium, elastic-plastic torsion of isotropic rods and elastic media for bodies of finite dimensions were solved.

Keywords: two-layer elastic-plastic rod, conservation laws, exact solutions.

Введение

Статья продолжает серию работ посвященных использованию законов сохранения для решения краевых задач уравнений механики деформируемого твердого тела. Уравнения упругости и пластичности уже достаточно давно изучаются с помощью симметрий [1; 2]. Далее было показано, законы сохранения можно использовать и они были использованы для решения краевых задач для двумерных уравнений пластичности [3–12]. Эти работы показали, что законы сохранения более хорошо подходят для решения краевых задач, чем точечные симметрии, на которые ранее делалась ставка [2]. Это объясняется тем, что симметрии по своей природе являются локальными, в отличие от законов сохранения – глобальными по своей сути. Далее законы сохранения были применены для решения упруго-пластических задач о кручении стержней и изгибе консолей, а также решению упруго-пластических задач для пластин конечных размеров, ослабленных отверстиями [13–18]. В настоящей работе показано, что законы сохранения можно использовать и для решения краевых задач для многослойных материалов.

Постановка задачи

Рассмотрим прямолинейный стержень, поперечное сечение которого изображено на рис. 1. Пусть S_1 и S_2 области, занятые упруго-пластическими изотропными материалами, у которых предел текучести при чистом сдвиге одинаковый и равен k , а упругие постоянные Ламе различны и равны λ_1, μ_1 и λ_2, μ_2 соответственно. Пусть линия раздела материалов прямолинейна. Выберем ось координат Ox вдоль линии раздела. Предполагается, как обычно, что боковая поверхность стержня свободна от напряжений, а стержень скручивается парой сил с моментом

$$M = \iint (y\sigma_{13} - x\sigma_{23}) dx dy .$$

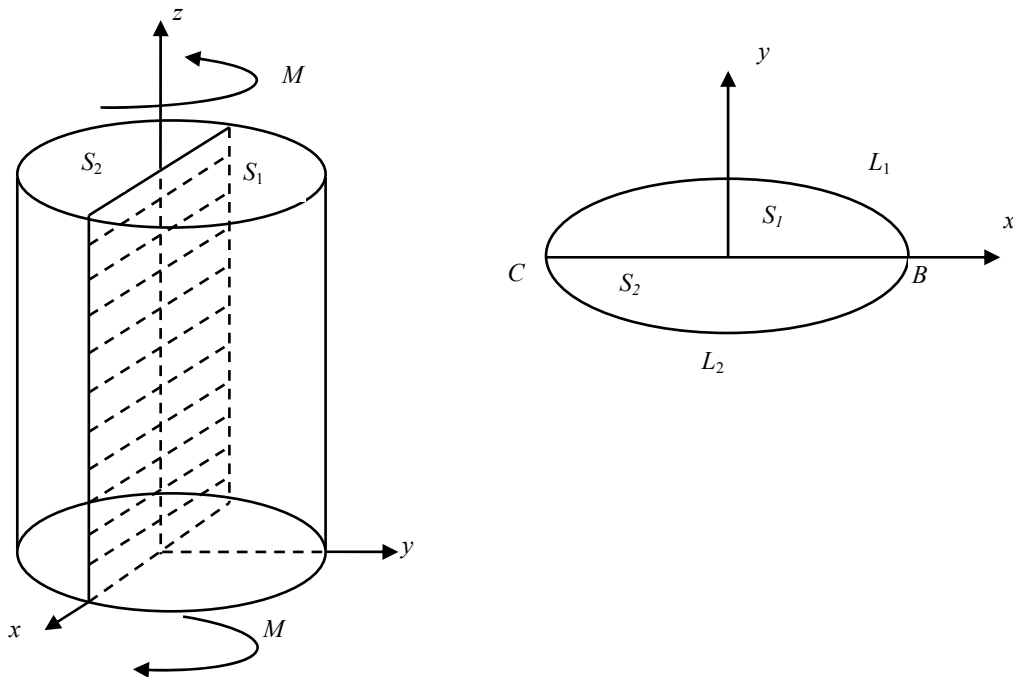


Рис. 1. Кручение двухслойного стержня

Fig. 1. Twisting of a two-layer rod

В этом случае уравнения, описывающие напряженное состояние в области S_i $i = 1, 2$ имеют вид

$$F_1 = \partial_x \sigma_{13} + \partial_y \sigma_{23} = 0, \quad F_2 = \partial_y \sigma_{13} - \partial_x \sigma_{23} + \mu_i \omega = 0, \quad \mu_i \omega = K_i, \quad (1)$$

где σ_{13}, σ_{23} – компоненты тензора напряжений, ω – угол закручивания, он предполагается постоянным.

На боковой поверхности стержня выполняются условия

$$\sigma_{13} n_1 + \sigma_{23} n_2 = 0, \quad \sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2 = k^2, \quad (2)$$

которые означают, что боковая поверхность свободна от напряжений и находится в пластическом состоянии.

Из (2) получаем

$$\sigma_{13} = kn_1, \quad \sigma_{23} = -kn_2. \quad (3)$$

Также предполагаем, что на линии раздела CD компоненты тензора напряжений непрерывны, это означает отсутствие разрыва напряжений для данного стержня вдоль CD .

Законы сохранения

Закон сохранения ищем в виде

$$A_x + B_y = \rho_1 F_1 + \rho_2 F_2, \quad (4)$$

где ρ_1, ρ_2 – некоторые функции, одновременно тождественно не равные нулю, буквенные индексы внизу означают производные по соответствующим переменным.

Замечание. Более подробную информацию о законах сохранения, их вычисления и использования можно найти в цитированной выше литературе.

Пусть

$$A = \alpha^1 u + \alpha^2 v + \alpha^3, \quad B = \beta^1 u + \beta^2 v + \beta^3, \quad (5)$$

где для удобства положили $\sigma_{13} = u, \sigma_{23} = v$, $\alpha^1, \alpha^2, \alpha^3, \beta^1, \beta^2, \beta^3$ – предполагаются функциями только x, y .

Подставляя (5) в (4) получаем

$$\alpha^1 = \beta^2, \quad \alpha^2 = -\beta^1, \quad \alpha_x^1 - \alpha_y^2 = 0, \quad \alpha_y^1 + \alpha_x^2 = 0, \quad \alpha_x^3 + \beta_y^3 = -\alpha^2 K_i, \quad (6)$$

Пусть

$$\alpha_x^{1(i)} - \alpha_y^{2(i)} = 0, \quad \alpha_y^{1(i)} + \alpha_x^{2(i)} = 0, \quad \alpha_x^{3(i)} + \beta_y^{3(i)} = -\alpha^2 K_i, \quad i = 1, 2 \quad (7)$$

Здесь индекс i в скобках соответствует области S_i .

Предположим, что в точке x_0, y_0 подынтегральные функции имеют особенность и эта точка находится в круге радиуса $\varepsilon: (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = \varepsilon^2$ (рис. 2), тогда из (4) получаем

$$\begin{aligned} \iint_S (A_x + B_y) dx dy &= \iint_{S_1} (A_x^1 + B_y^1) dx dy + \iint_{S_2} (A_x^2 + B_y^2) dx dy = - \int_{\varepsilon} A^1 dy - B^1 dx + \\ &+ \int_{L_1} A^1 dy - B^1 dx + \int_{L_2} A^2 dy - B^2 dx + \int_{CD} A^1 dy - B^1 dx + \int_{DC} A^2 dy - B^2 dx = 0 \end{aligned}$$

Имеем вдоль CD

$$\begin{aligned} \int_{CD} A^1 dy - B^1 dx + \int_{DC} A^2 dy - B^2 dx &= \int_{CD} (\alpha^{1(1)} u + \alpha^{2(1)} v + \alpha^{3(1)}) dy - (-\alpha^{2(1)} u + \alpha^{1(1)} v + \beta^{3(1)}) dx + \\ &+ \int_{DC} (\alpha^{1(2)} u + \alpha^{2(2)} v + \alpha^{3(2)}) dy - (-\alpha^{2(2)} u + \alpha^{1(2)} v + \beta^{3(2)}) dx = 0 \end{aligned}$$

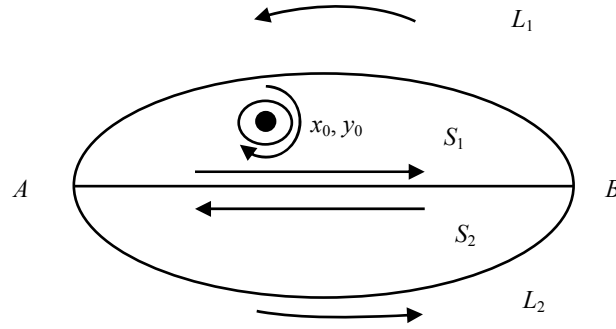


Рис. 2. Схема взятия интегралов по поперечному сечению

Fig. 2. The scheme of taking integrals over the cross section

Поскольку вдоль CD $dy = 0$, то полагаем $\beta^{3(i)} = 0$, $\alpha_x^{3(i)} = \alpha^{2(i)} K_i$, поэтому $\alpha^{1(1)} = \alpha^{1(2)}$, $\alpha^{2(1)} = \alpha^{2(2)}$.

В результате получаем

$$\int_{\varepsilon} A^1 dy - B^1 dx = \int_{L_1} A^1 dy - B^1 dx + \int_{L_2} A^2 dy - B^2 dx. \quad (8)$$

Воспользуемся формулой (8) для нахождения функций u , v в точке

Для этого рассмотрим решение уравнений (7) в виде

$$\alpha^1 = \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \quad \alpha^2 = -\frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}, \quad \alpha^3 = \omega \mu_1 \operatorname{arctg} \frac{x - x_0}{y - y_0}. \quad (9)$$

Подставляя (9) в (8) получаем

$$\begin{aligned} \int_{\varepsilon} A^1 dy - B^1 dx &= \int_{\varepsilon} (\alpha^1 u + \alpha^2 v + \alpha^3) dy - (-\alpha^2 u + \alpha^1 v) dx = \\ &= \int_{\varepsilon} \left(\frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} u - \frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} v + \omega \mu_1 \operatorname{arctg} \frac{x - x_0}{y - y_0} \right) dy - \left(\frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} u \right) dx + \\ &\quad + \int_{\varepsilon} \left(\frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} v \right) dx \end{aligned}$$

Пусть $x - x_0 = \varepsilon \cos \phi$, $y - y_0 = \varepsilon \sin \phi$.

Тогда получаем

$$\int_{\varepsilon} A^1 dy - B^1 dx = \int_0^{2\pi} [(u \cos \phi + v \sin \phi) \cos \phi + (u \sin \phi + v \cos \phi) \sin \phi] d\phi = \int_0^{2\pi} u d\phi = 2\pi u(x_0, y_0).$$

В последнем равенстве использована теорема о среднем и предельный переход $\varepsilon \rightarrow 0$.

В результате из формулы (8) следует

$$\begin{aligned} 2\pi \sigma_{13}(x_0, y_0) &= \\ &= \int_{L_1} \left(\frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} kn_1 + \frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} kn_2 + \omega \mu_1 \operatorname{arctg} \frac{x - x_0}{y - y_0} \right) dy - \\ &\quad - \left(\frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} kn_1 - \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2} kn_2 \right) dx + \end{aligned} \quad (10)$$

$$+ \int_{L_2} \left(\frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 + \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 + \omega\mu_2 \operatorname{arctg} \frac{x-x_0}{y-y_0} \right) dy -$$

$$- \left(\frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 - \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 \right) dx.$$

Рассмотрим решение уравнений (7) в виде

$$\alpha^1 = \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \quad \alpha^2 = \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}, \quad \alpha^3 = \frac{1}{2} \omega\mu_2 \ln((x-x_0)^2 + (y-y_0)^2). \quad (11)$$

Подставляем (11) в (8) получаем

$$2\pi\sigma_{23}(x_0, y_0) =$$

$$\int_{L_1} \left(\frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 - \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 + \frac{1}{2} \omega\mu_2 \ln((x-x_0)^2 + (y-y_0)^2) \right) dy -$$

$$- \left(\frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 + \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 \right) dx + \quad (12)$$

$$+ \int_{L_2} \left(-\frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 + \frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 + \frac{1}{2} \omega\mu_2 \ln((x-x_0)^2 + (y-y_0)^2) \right) dy -$$

$$- \left(-\frac{x-x_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_1 + \frac{y-y_0}{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2} kn_2 \right) dx.$$

Заключение

Формулы (10), (12) позволяют вычислить значения компонент тензора напряжений во всех точках поперечного сечения. Далее в каждой точке x_0, y_0 проверяется условие пластичности $\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2 = k^2$. Те точки, где $\sigma_{13}^2 + \sigma_{23}^2 < k^2$, принадлежат упругой зоне, а остальные точки – пластической области. Тем самым описанная процедура позволяет выделить пластические и упругие зоны и построить упруго-пластическую границу, которая заранее была неизвестна и подлежала определению.

Библиографические ссылки

1. Аннин Б. Д., Бытев В. О., Сенашов С. И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. Новосибирск, Наука, 1985. 144 с.
2. Овсянников Л. В. Групповой анализ дифференциальных уравнений. М.: Наука, 1978. 399 с.
3. Сенашов С.И. О законах сохранения уравнений пластичности. Доклады АН СССР. 1991. т. 320. № 3. с. 606.
4. Сенашов С. И. Законы сохранения и точное решение задачи Коши для уравнений пластичности. Доклады РАН. 1995. т. 345. № 5. с. 619.
5. Киряков П. П., Сенашов С. И., Яхно А. Н. Приложение симметрий и законов сохранения к решению дифференциальных уравнений. Новосибирск, СО РАН. 201 с.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Proc. Edinburg Math.Soc. 1988. pp. 415–439.
7. Senashov S. I., Yakchno A. N. Reproduction of solutions for bidimensional ideal plasticity // Journal of Non-Linear Mechanics 42 (2007). pp. 500–503.
8. Senashov S. I., Yakchno A. N. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries // Nonlinear analysis 71(2009). pp. 1274–1284

9. Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws, Hodograph Transformation and Boundary Value Problems of Plane Plasticity // SIGMA 8 (2012). 071. P. 16.
10. Senashov S. I., Yakchno A. N. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system // J. Phys. A: Math. Theor. 46 (2013) 355202.
11. Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws of Three-Dimensional Perfect Plasticity Equations under von Mises Yield Criterion // Abstract and Applied Analysis Volume 2013 (2013), Article ID 702132. 8 p.
12. Гомонова О. В., Сенашов С. И. Определение областей упругого и пластического деформирования в задаче об одноосном растяжении пластины, ослабленной отверстиями // Журнал ПМТФ. 2021. Т. 62. № 1.
13. Сенашов С. И., Филюшина Е. В. Законы сохранения уравнений плоской теории упругости // Вестник СибГАУ. 2014. № 1(53). С. 79–81.
14. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Об упругом кручении вокруг трех осей // Сибирский журнал индустриальной математики. 2021. Т. 24, № 1. С. 120–125.
15. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of Elastoplastic Boundary in Problem of Tension of a Plate Weakened by Holes // Intern. J. Non. Lin. Mech. 2019. V. 108. Pp. 7–10.
16. Gomonova O. V., Senashov S. I. Determination of elastic and plastic deformation regions in the problem of uniaxial tension of a plate weakened by holes // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2021. Vol. 62, № 1. С. 179–186.
17. Senashov S. I., Kondrin A. V.; Cherepanova, O. N. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section // J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics. 2015. 7(1) P. 343–351.
18. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. Elastoplastic Bending of Beam // J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics. 2014. 7(2). P. 203–208.

References

1. Annin B. D., Bytev V. O., Senashov S. I. *Gruppovye svoystva uravnenij uprugosti i plastichnosti* [Group properties of elasticity and plasticity equations]. Novosibirsk. Nauka, 1985, 144 p.
2. Ovsyannikov L. V. *Gruppovoj analiz differencial'nyh uravnenij* [Group analysis of differential equations]. Moscow. Nauka, 1978, 399 p.
3. Senashov S. I. On the laws of conservation of plasticity equations. *Doklady AN SSSR*. 1991. Vol. 320. № 3, p. 606.
4. Senashov S. I. [Conservation laws and the exact solution of the Cauchy problem for plasticity equations] *Doklady RAN*. 1995. Vol. 345. № 5, p. 619.
5. Kiryakov P. P., Senashov S. I., Yakchno A. N. *Prilozhenie simmetrij i zakonov sohraneniya k resheniyu differencial'nyh uravnenij* [Application of symmetries and conservation laws to the solution of differential equations]. Novosibirsk. SO RAN. 2001, 201 p.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Proc. Edinburg Math.Soc. 1988. Pp. 415–439.
7. Senashov S. I., Yakchno A. N. Reproduction of solutions for bidimensional ideal plasticity // Journal of Non-Linear Mechanics 42 (2007). Pp. 500–503.
8. Senashov S. I., Yakchno A. N. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries // Nonlinear analysis 71(2009). P. 1274–1284.
9. Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws, Hodograph Transformation and Boundary Value Problems of Plane Plasticity // SIGMA 8 (2012), 071. P. 16.
10. Senashov S. I., Yakchno A. N. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system // J. Phys. A: Math. Theor. 46 (2013) 355202.
11. Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws of Three-Dimensional Perfect Plasticity Equations under von Mises Yield Criterion // Abstract and Applied Analysis Volume 2013 (2013). Article ID 702132. 8 p.

12. Gomonova O. V., Senashov S. I. Determination of elastic and plastic deformation regions in the problem of uniaxial stretching of a plate weakened by holes // *Journal PMTF*. 2021. Vol. 62. № 1.
13. Senashov S. I., Filyushina E. V. [Conservation laws of the equations of the plane theory of elasticity] *Vestnik SibGAU*. 2014. № 1 (53), pp. 79–81.
14. Senashov S. I., Savostyanova I. L. On elastic torsion around three axes // *Siberian Journal of Industrial Mathematics*. 2021, Vol. 24, № 1, pp. 120–125.
15. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of Elastoplastic Boundary in Problem of Tension of a Plate Weakened by Holes // *Intern. J. Non. Lin. Mech.* 2019. Vol. 108, pp. 7–10.
16. Gomonova O. V., Senashov S. I. Determination of elastic and plastic deformation regions in the problem of uniaxial tension of a plate weakened by holes // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2021. Vol. 62, № 1, с. 179–186.
17. Senashov S. I., Kondrin A. V.; Cherepanova, O. N. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section // *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2015. 7(1), pp. 343–351.
18. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. Elastoplastic Bending of Beam // *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2014. 7(2), pp. 203–208.

© Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Лукьянов С. В., 2023

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

Савостьянова Ирина Леонидовна – кандидат педагогических наук, доцент кафедры ИЭС; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: savostyanova@sibsau.ru.

Лукьянов Сергей Владимирович – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lukyanovsv@sibsau.ru.

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

Savostyanova Irina Leonidovna – Cand. Sc., Associate Professor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: savostyanova@sibsau.ru.

Lukyanov Sergey Vladimirovich – graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: lukyanovsv@sibsau.ru.

УДК 629.7:629.018

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-44-63

Для цитирования: Астахов С. А., Бирюков В. И., Катаев А. В. Экспериментальное определение проводимости вибраций элементами конструкции ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 44–63. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-44-63.

For citation: Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kataev A. V. [Experimental determination of vibration conductivity by rocket sled structural elements in high-speed track tests of aircraft equipment]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 44–63. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-44-63.

Экспериментальное определение проводимости вибраций элементами конструкции ракетной каретки при высокоскоростных трековых испытаниях авиационной техники

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

Разработка новых летательных аппаратов баллистического типа характеризуется в первую очередь более совершенными аэродинамическими характеристиками и более высокими предельными значениями скорости. Наземные трековые испытания авиационной и ракетной техники являются этапом, задачей которого является подтверждение работоспособности и эффективности новых разработок. Трековые испытания позволяют моделировать реальные нагрузки, они проще и существенно дешевле летных испытаний. Экспериментальная установка «Ракетный рельсовый трек 3500» Федерального казенного предприятия «ГкНИПАС имени Л. К. Сафронова» постоянно модернизируется с целью проведения трековых испытаний изделий со скоростью большей 3М. Экспериментальная установка включает в себя двухрельсовый путь, выполненный на специальном фундаменте, исключающем при массе до 3000 кг недопустимый прогиб рельса. Рельсовый путь имеет участок разгона с углом атаки длиной 2500 м и участок торможения. Между рельсами выполнен лоток, который на участке торможения заполняется водой. Он предназначен для гидродинамического торможения до полной остановки ракетной каретки с сохраняемым оборудованием. Подвижная ракетная трековая каретка изготовлена из массивной стальной пластины, к которой приварены три поперечные балки. Передняя и задняя балки заканчиваются осями, на которых шарнирно установлены опоры скольжения. На задней и средней балках выполнены ложементы для крепления ракетных двигателей твердого топлива. В зависимости от требуемой скорости испытания на ложементах могут быть размещены от одного до пяти двигателей. Объект испытания обычно крепится на передней и средней балках по оси каретки и закреплен консольно с выдвинутой вперед головной частью. Конструкция опор бабшмаков выполнена с охватом головки рельса таким образом, что обеспечивает скользящий контакт по верхней плоскости головки рельса, а при возникновении подъемной силы, превышающей вес каретки при высоких скоростях, удерживает конструкцию от свободного полета, контактируя с нижней поверхностью головки рельса. Трековые высокоскоростные испытания объектов спецтехники всегда сопровождаются интенсивной вибрацией и ударными воздействиями элементов конструкции. Из-за стремления проведения трековых испытаний изделий с большей скоростью возникает необходимость снижения уровня динамических нагрузок и устранения резонансных взаимодействий.

В статье приведен алгоритм и методика статистической обработки случайных сигналов трехосевых датчиков виброускорений, установленных на башмаках ракетной трековой каретки и обтекатель объекта испытания. За счет размещения на каретке регистрационных накопителей информации были сохранены экспериментальные данные вибраций при испытании изделия со скоростью более 1М. Были определены автокорреляционные функции сигналов виброускорений датчиков, размещенных на различных элементах ракетной каретки, функции взаимной корреляции соответствующих сигналов, плотности спектров амплитуды, плотности спектров мощности и передаточные функции, характеризующие динамическую проводимость вибраций от башмаков, скользящих по рельсовым направляющим к объекту испытания.

Ключевые слова: наземные испытания, рельсовый трек, ракетная каретка, вибрация, плотность спектра мощности, корреляция, передаточные функции.

Experimental determination of vibration conductivity by rocket sled structural elements in high-speed track tests of aircraft equipment

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, Voskresensk, Beloozersky, 140250, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe highway, Moscow, 125993, Russian Federation

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

The development of new ballistic-type aircraft is characterized primarily by improved aerodynamic characteristics and higher speed limits. Ground track testing of aviation and rocket technology is a stage whose task is to confirm the efficiency and effectiveness of new developments. Track tests make it possible to simulate real loads, they are simpler and much cheaper than flight tests. Experimental installation "Rocket rail track 3500" of Scientific Test Range of Aviation Systems named after L. K. Safronov is constantly being upgraded in order to conduct track tests of products at a speed greater than 3M. The experimental setup includes a two-rail track, made on a special foundation, which excludes unacceptable rail deflection with a mass of up to 3000 kg. The rail track has an acceleration section with an angle of attack 2500 m long and a deceleration section. A tray filled with water is made on the braking section between the track rails. It is designed for hydrodynamic braking to a complete stop of the rocket sled with stored equipment. The movable rocket track sled is made of a massive steel plate to which three cross beams are welded. The front and rear beams end with axles on which sliding supports are pivotally mounted. On the rear and middle beams there are lodgements for fastening rocket engines of solid fuel. Depending on the required test speed, from one to five motors can be placed on the cradles. The test object is usually mounted on the front and middle beams along the axis of the sled and fixed in a cantilever, with the head part extended forward. The design of the supports – shoes is made to encircle the rail head in such a way that it provides sliding contact along the upper plane of the rail head, and in the event of a lifting force exceeding the weight of the sled at high speeds, it keeps the structure from free flight by contacting the lower surface of the rail head. Track high-speed tests of special equipment objects are always accompanied by intense vibration and shock effects of structural elements. Due to the desire to conduct track testing of products at a faster rate, it becomes necessary to reduce the level of dynamic loads and eliminate resonant interactions.

The article presents an algorithm and methodology for statistical processing of random signals of three-axis vibration acceleration sensors installed on the shoes of the rocket track sled and on the fairing of the test object. Due to the placement of registration data storage devices on the sled, experimental vibration data were stored when testing the product at a speed of more than 1M. The autocorrelation functions of the signals of vibration accelerations of sensors placed on various elements of the rocket sled, the functions of mutual correlation of the corresponding signals, the density of the amplitude spectra, the density of the

power spectra and the transfer functions that characterize the dynamic conductivity of vibrations from the shoes sliding along the rail guides to the test object were determined.

Keywords: ground tests, rail track, rocket sled, vibration, power spectrum density, correlation, transfer functions.

Введение

При ускоренном движении башмаки ракетной каретки испытывают ударные возмущения и вибрации из-за контакта со стыковыми зазорами рельсов, а также из-за геометрических неровностей поверхностей рельсов. Внешними возмущениями, воздействующими также на конструкцию каретки, являются вибрации, образованные пульсациями давления в камере сгорания двигателей, и акустический шум горения. Кроме того, источником вибраций является сугубо нестационарное аэродинамическое обтекание элементов конструкции каретки с объектом испытания встречным воздушным потоком. Существуют и другие источники возникновения вибраций. Экспериментальное и теоретическое изучение вибрационных и ударных воздействий на конструкцию трековой каретки с испытуемыми объектами в условиях существующего рельсового трека является актуальной и практически значимой задачей.

Любое изделие, обладающее массой и упругостью, нагруженное объемными силами и моментами, является динамической колебательной системой с бесконечно большим числом степеней свободы. Для анализа колебаний такой системы часто применяют метод Даламбера, при котором в дифференциальные уравнения, описывающие равновесие системы вместо объемных сил, применяют эквивалентные силы инерции. Таким образом, получаются дифференциальные уравнения свободных колебаний упругого тела. Решение этих уравнений представляют в виде произведения функций координат на функции времени, изменяющиеся по гармоническому закону [1–6]. В этом случае функции координат являются модами свободных колебаний, а временные зависимости описывают движение как главные координаты. Тогда собственные колебания динамической системы моделируются в виде суммы произведений различных форм собственных колебаний на главные координаты. Для исследования форм свободных колебаний формулируется краевая задача в виде системы дифференциальных уравнений с нулевыми правыми частями и однородными граничными условиями, где неизвестной является частота собственных колебаний системы. Конструкцию каретки представляем в виде связанной системы балок (пластин, стержней, труб и др.), обладающих жесткостью на изгиб и кручение. Делаем предположение, что деформации являются малыми, тогда применима теория изгиба и кручения балок в линейной постановке [1–5].

При анализе вибрационного нагружения изделий, размещенных на трековых каретках при наземных испытаниях, зачастую используются приближения, в которых сложная реальная система заменяется условной с сосредоточенными параметрами с эквивалентной массой и упругостью [5–10]. Конструктивными элементами ракетной каретки 33АВ-НО505 № 2, разработанной на предприятии, являются: рама трековой каретки с шарнирно установленными башмаками и узлами для размещения ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) и самого объекта испытания [11]. Составные части и сама ракетная каретка характеризуются массой (эквивалентная масса m), механической жесткостью (упругостью) k (Н/м), и резонансной частотой (ω_0 – круговые частоты собственных колебаний). Объект испытания размещается на каретке с вынесенной вперед и закрепленной консольно цилиндрической частью с обтекателем. Изображение конструкции ракетной трековой каретки приведено на рис. 1.

Колебательное движение любой составной части трековой каретки системы с одной степенью свободы обусловлено разницей внешней возбуждающей силы $P_0 \sin \omega t$ и суммы сил инерции, упругости и демпфирования, т. е.

$$\ddot{x} + 2\delta_0\omega_0\dot{x} + \omega_0^2x = \omega_0^2 \frac{P_0}{k} \sin \omega t, \quad (1)$$

здесь ω_0 – круговая частота собственных колебаний системы; δ_0 – параметр, пропорциональный коэффициенту демпфирования.



Рис. 1. Фотография трековой двухрельсовой каретки 33AB-NO505 № 2 с башмаками для скольжения по рельсам и моделью объекта испытания. Связка из пяти РДТТ жестко закреплена в задней части каретки

Fig. 1. Photo of a track double-rail sled 33AB-NO505 No. 2 with slippers for sliding along the rails and a model of the test object. A bundle of five solid propellant rocket motors is rigidly fixed at the rear of the sled

Для свободных колебаний при отсутствии демпфирования и начальных условиях $\ddot{x}(0) = x(0) = 0; \dot{x}(0) = v$, реализуются синусоидальные колебания с собственной частотой и амплитудой вибрации $A = v / \omega_0$

$$x = (v / \omega_0) \sin \omega_0 t. \quad (2)$$

Для вынужденных колебаний решение уравнения (1) можно представить в виде суммы однородного и частного решений

$$x = (v / \omega_0) e^{-\delta_0 \omega_0 t} \sin(\omega_0 t - \varphi_0) + (\beta P_0 / k) \sin(\omega t - \varphi). \quad (3)$$

Здесь φ начальная фаза вынуждающей гармонической силы, а β – коэффициент динамичности системы, он определяется частотой возбуждения

$$\beta = 1 / \sqrt{4\delta_0^2 \frac{\omega^2}{\omega_0^2} + \left(1 - \frac{\omega^2}{\omega_0^2}\right)^2}. \quad (4)$$

Амплитуда колебаний $A = v / \omega_0$ и сдвиг фазы φ_0 зависят от начальных условий.

Вынужденные колебания характеризует второй член уравнения (3). Параметр β показывает, во сколько раз амплитуда вынужденных колебаний отличается от статического отклонения под действием силы P_0 . Его максимальное значение равно

$$\beta_{\max} = 1 / \left(2\delta_0 \sqrt{1 - \delta_0^2}\right).$$

Для реальных систем коэффициент демпфирования больше нуля и начальная фаза равна $\pi/2$ вне зависимости от величины δ_0 . В низкочастотной области при изменении частоты колебаний до достижения собственных резонансных частот силы сопротивления возрастают, но силы инерции вырастают гораздо быстрее и достигают значений силы упругости, при этом вынуж-

дающая сила уравнивается потерями затухания. При высокочастотных колебаниях силы упругости малы, а силы инерции будут уравниваться возмущающей силой. Так как силы упругости определяют прочность каретки, то при оценках на вибропрочность элементов конструкции необходим анализ возмущающих сил в широком диапазоне частот. Амплитуда колебаний при резонансе A_p определяется так [5; 7–8]:

$$A_p = \frac{x_{ст}}{2\delta_0} = x_{ст}\beta_p = \frac{250}{\gamma f_c^2} = \frac{P_0\beta_p}{k} = \frac{V\rho A_w\beta_p}{k}, \quad (5)$$

где статический прогиб $x_{ст} = 250/f_c^2 = P_0/k$ в мм; γ – коэффициент неупругого сопротивления материала $\gamma = 2\delta_0$; β_p – добротность колебательной системы при малых δ_0 ; ρ – плотность материала конструкции; V – приведенный объем массы; A_w – амплитуда действующего ускорения.

Скорость вибрации определяется из уравнения (2). Амплитуда скорости вибрации пропорциональна частоте $A_v = 2\pi f A$. Ускорение вибрации – это вторая производная перемещения по времени $w = -(2\pi f)^2 A \sin 2\pi f t$. Динамическая перегрузка (или резкость) является производной от ускорения $u = -(2\pi f)^3 A \cos 2\pi f t$. Резкость вибрации характеризует скорость изменения сил инерции. По амплитуде резкости можно сравнивать режимы вибрационных испытаний $A_u = \omega A_v = \omega^2 A$. Относительная величина вибрационной перегрузки равна $n = A_u / g$. При низкочастотных колебаниях могут возникать изгибные колебания элементов конструкции с большой деформацией, превышающей допустимые значения [8–10]. Амплитуда вынужденных колебаний или амплитуда перемещения равна

$$A_B = \beta m g n / k = \beta \alpha^2 A. \quad (6)$$

Амплитуда скорости выражает величину энергии, излучаемой при колебаниях

$$A_v = \omega A_B = P_0 / \sqrt{(m\omega - k/\omega)^2 + 4\delta_0^2 m k}. \quad (7)$$

Отношение амплитуды действующей силы к амплитуде скорости определяет механический импеданс колебательной системы (сила – скорость)

$$Z_v = P_0 / A_v = \sqrt{(\omega m - k/\omega)^2 + 4\delta_0^2 m k}. \quad (8)$$

Импеданс характеризует сопротивление, которое воздействует на силу, возбуждающую колебания. Составляющую ωm называют инерциальным реактивным сопротивлением, она характеризует влияние массы и частоты. Отношение упругости к частоте k/ω называют упругим реактивным сопротивлением. Разность этих величин $(\omega m - k/\omega)$ – это механическое реактивное сопротивление. Величина $4\delta_0 (mk)^{1/2}$ представляет механическое активное сопротивление. Активное сопротивление приводит к необратимым потерям колебательной энергии. Динамическая жесткость системы с вынужденными колебаниями амплитудой A_B определяется импедансом сила – перемещение

$$Z_x = P_0 / A_B = \sqrt{(k - \omega^2 m)^2 + 4\delta_0^2 m k \omega^2}. \quad (9)$$

Динамическая жесткость системы зависит не только от величин k , δ_0 , m , но и от частоты возмущающей силы ω . Это означает необходимость исследования механизмов возмущающих периодических сил и ударов, действующих на конструкцию элементов каретки и объекта испытания при разгоне на треке. При резонансе динамическая жесткость равна наименьшей величине $Z_x = 2\delta_0 k$ и отсюда, амплитуда вынужденных колебаний определяется величиной вынуждающей силы P_0 , коэффициентом демпфирования δ_0 и величиной статической жесткости k каретки. Анализ колебаний элементов установки по результатам измерений датчиками вибраций показывает, что в основном процесс не является гармоническим. Его можно представить в виде

суммы составляющих, включая периодические движения с разными частотами и различной амплитудой перегрузок [8–9; 12]. Мощность вибрационного нагружения в отдельной точке установки определяется суммой мощности гармонических составляющих. В свою очередь взаимосвязь мощности вибрации от частоты представляет собой спектр мощности. Спектральная плотность $S(\omega)$ характеризует распределение мощности вибрационного процесса по частоте [12–18], где

$$S(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} X(t)e^{-j\omega t} dt, \quad (10)$$

$$S(\omega) = R(0)s(\omega), \quad (11)$$

здесь $R(0)$ – максимальное значение корреляционной функции.

Она равна дисперсии $R(0) = D[x(t)]$, выражающей мощность колебательной составляющей случайного процесса $X(t)$ или

$$R(0) = \sigma^2 = D = \int_0^{\infty} S(\omega) d\omega, \quad (12)$$

с учетом условий нормирования

$$\int_0^{\infty} s(\omega) d\omega = 1; s(\omega) \geq 0. \quad (13)$$

Нормированную одностороннюю по частоте $f = \omega/2\pi$ плотность спектра $S(f)$ можно определить по зависимости

$$s(f) = 4 \int_0^{\infty} \rho(\tau) \cos 2\pi f \tau d\tau; 0 \leq f < \infty, \quad (14)$$

где $\rho(\tau)$ – нормированная безразмерная корреляционная функция; τ – время корреляции.

Любой сигнал, имеющий периодические составляющие, можно разложить на синусоиды различных частот, т. е. в ряд Фурье.

При обработке вибрационных ускорений представленных цифровыми сигналами применяют дискретное преобразование Фурье $F(n, N)$ для выборки случайного процесса $\{x_k, k = 0, \dots, N-1\}$, т. е. в обобщенном виде называемый АвтоСпектр,

$$F[n, N] = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^{N-1} x_k e^{-j \frac{2\pi kn}{N}}. \quad (15)$$

На основе дискретного преобразования Фурье $F(n, N)$ определяются следующие виды спектральных характеристик: спектр мощности, амплитудный спектр, спектр плотности мощности, спектр плотности энергии [10–18].

Спектр мощности (СМ). СМ – характеристика определяется усреднением по M реализациям и имеет размерность $(\text{м/с}^2)^2$. Она определяется по зависимости [12; 17–18]

$$G_{\text{СМ}}(n, T) = \frac{1}{M} \sum_{j=0}^M G_{\text{СМ}j}(n, T) = \frac{1}{M} \sum_{j=0}^M |F_j(n, N)|^2 = \frac{1}{M} \frac{1}{N} \sum_{j=0}^M |F'_j(n, N)|^2, \quad (16)$$

где

$$F'_j(n, N) = \frac{1}{N} F_j(n, N). \quad (17)$$

Здесь T – интервал наблюдения.

В пакете программ WinPos выполняется расчет одностороннего спектра мощности и используются весовые окна, поэтому необходимо ввести поправочные коэффициенты:

$$G'_{\text{СМ}}(n, T) = \frac{2K_{\text{н}}G_{\text{СМ}}(n, T)}{K_{\text{КУМ}}}, \quad (18)$$

где 2 – указывает на то, что рассчитываем односторонний спектр мощности; $K_{\text{н}} = 1$ для эффективных значений; $K_{\text{н}} = 2$ для пиковых значений; $K_{\text{КУМ}}$ – коэффициент когерентного усиления по мощности (равен квадрату коэффициента когерентного усиления), зависит от выбора весовой функции.

Амплитудный спектр определяется через спектр мощности и имеет размерность – м/с^2

$$G_{\text{А}}(n, T) = \sqrt{G_{\text{СМ}}(n, T)}. \quad (19)$$

Спектр плотности мощности (СПМ). Характеристика определяется как среднее по M реализациям и имеет размерность – $(\text{м/с}^2)^2/\text{Гц}$:

$$G_{\text{СПМ}}[n, T] = \frac{1}{\Delta_f} G_{\text{СМ}}, \quad (20)$$

где Δ_f – частота опроса.

Спектр плотности энергии (СПЭ). Усреднение производится по M реализациям, размерность характеристики работы СПЭ – $(\text{с}(\text{м/с}^2)^2/\text{Гц})$:

$$G_{\text{СПЭ}}(n, T) = \frac{1}{M} \sum_{j=0}^M G_{\text{СПЭ}}(n, T) = \frac{1}{M} \sum_{j=0}^M G_{\text{СПМ}}(n, T) \cdot T = G_{\text{СПМ}}(n, T) \cdot T, \quad (21)$$

где T – интервал наблюдения.

За период колебания основной составляющей вибрационного процесса можно выделить эффективное (среднее квадратическое) значение $x(t)$, для сложной вибрации эта величина выбирается как среднее между эффективным и пиковым значениями. Для вибрации образованной гармоническими колебаниями f_1, f_2, f_3, \dots с A_1, A_2, A_3, \dots

$$A_{\text{эКВ}} = \sqrt{A_1^2 + A_2^2 + A_3^2 + \dots + A_n^2}. \quad (22)$$

При анализе стационарного случайного процесса оценка его теоретической спектральной плотности сопряжена с усреднением по бесконечному ансамблю. Поэтому обычно выполняется статистическая оценка спектральной плотности, при этом сигнал пропускается через узкополосный фильтр с функцией веса $h(t)$, настроенный на определенную частоту ω_0 [7–23]. Частотные компоненты выборки вблизи ω_0 возводятся в квадрат, посредством устройства – квадратора и усредняются.

Для обработки нормальных случайных функций $x(t)$, имеющих спектральную плотность с резко выраженным острым максимумом, применяют метод огибающих, т.е. исходную функцию представляют двумя другими функциями изменения амплитуды $A(t)$ и фазы $\Phi(t)$, причем $A(t)$ подчиняется распределению Релея:

$$X(t) = A(t) \cos \Phi(t). \quad (23)$$

Тогда полагая линейность зависимости фазы $\Phi(t)$ для приближенной оценки корреляционных зависимостей амплитуды и фазы применяются упрощения [7–8; 15–20]. Узкополосные вибрационные процессы рассматриваются в виде реакции динамической системы с малым демпфированием на широкополосные возмущения, представляющие собой гауссов белый шум. В случае реализации с острыми пиками резонансов математическое ожидание частоты ω_0 совпадает с значениями собственных частот. Можно поставить в соответствие огибающую $A(t)$ узкополосного случайного процесса через математическое ожидание частоты ω_0

$$A(t) = x^2(t) + \frac{\dot{x}^2(t)}{\omega_0^2}. \quad (24)$$

Одномерная плотность вероятности огибающей $A(t)$ подчиняется закону распределения Релея

$$P = \left(\frac{Y_{j\text{макс}}}{\sigma^2} \right) \exp \left(-\frac{Y_{j\text{макс}}^2}{2\sigma^2} \right), \quad (25)$$

здесь $Y_{j\text{макс}}$ – значения пиковых перегрузок.

Величина среднего квадратического отклонения σ может быть определена как реакция конструкции на широкополосную случайную вибрацию суммированием ряда узкополосных воздействий

$$\sigma = \sqrt{\sum_{j=1}^n \beta_{f_j}^2 S(f_j) \Delta f_j}, \quad (26)$$

где β_{f_j} – коэффициент динамичности (см. формулы (3)–(4)) отношения амплитуды смещения основания к амплитуде возбуждающей силы на заданной частоте; $S(f_j)$ – плотность спектра составляющих случайной вибрации в полосе частот Δf ; N – число интервалов разбиения анализируемой полосы частот.

Динамическая связь или проводимость вибраций элементами конструкции ракетной каретки между датчиками определяется передаточной функцией. Передаточная функция отображает в частотной области отношение величин на выходе к величинам на входе различных систем и характеризует стабильные, линейные, инвариантные во времени физические системы (механические, акустические и электрические). На основе результатов одновременных измерений и обработки сигналов, основанной на методе быстрого преобразования Фурье (БПФ) и анализе сигналов на входе и выходе динамического звена можно определить две отличающиеся друг от друга оценки комплексной частотной характеристики этой системы [12; 18], т. е.

$$H_1(k) = S_{AB}(k) / S_{AA}(k) \quad \text{и} \quad H_2(k) = S_{BB}(k) / S_{BA}(k). \quad (27)$$

Здесь $a(t)$ – сигнал на входе системы; $b(t)$ – сигнал на выходе системы.

При воздействии на конструкцию вибраций с переменной частотой резонансы системы будут реализовываться последовательно. Виброустойчивость конструкции зависит от уровня плотности спектра, ширины полосы возбуждающих частот, количества резонансов элементов, возникающих одновременно. Такое воздействие может быть критическим с точки зрения вибропрочности элементов конструкции каретки или самого испытываемого изделия [19–23].

Динамические характеристики ракетной трековой каретки 33АВ-НО505 № 2

Различают следующие виды механических испытаний: стендовые, натурные на модельных режимах и натурные испытания в эксплуатационных условиях. Стендовые испытания проводятся с целью определения собственных резонансов в заданном диапазоне частот; испытания на вибропрочность; виброустойчивость в заданном диапазоне частот; устойчивость к ударным и виброударным нагрузкам. В настоящей работе были выполнены стендовые и натурные испытания в эксплуатационных условиях.

Для измерения вибраций на ракетной каретке были установлены трехканальные датчики виброускорений АР-2045-1, АР-2043-10 с ориентацией по осям X , Y , Z . Датчики были размещены в различных точках на поверхностях конструктивных элементов каретки и модельного объекта испытания. Схема размещения датчиков и регистрационных накопителей представлена на рис. 2. Диапазон максимальных значений измеряемых ускорений датчиками АР-2045-1 до 5000 g и датчиками АР-2043-10 до 500 g . Погрешность датчиков в среднем не превышает 5 %. Ось X датчиков установлена по направлению движения. Ось Y перпендикулярна оси X и направлена вертикально вверх. Ось Z в свою очередь перпендикулярна осям X и Y . По оси Z датчики регистрируют боковые виброускорения.

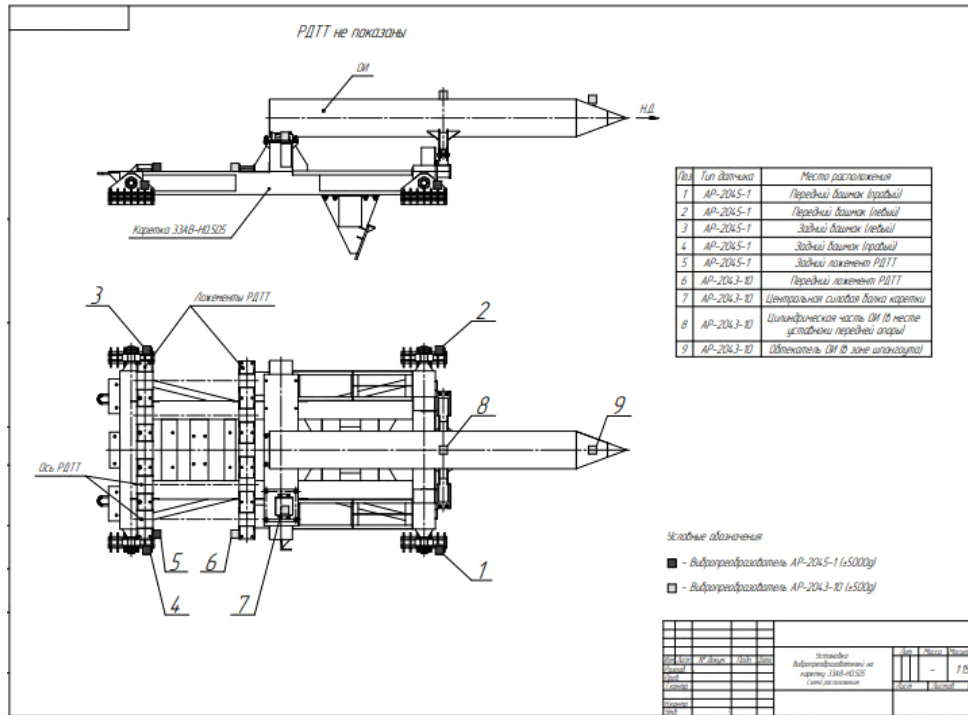


Рис. 2. Схема размещения датчиков вибраций и вторичных преобразователей-накопителей на каретке с размещенным модельным изделием

Fig. 2. Scheme of placement of vibration sensors and secondary converters-drives on a sled with a placed model product

Для определения частоты собственных резонансов некоторых форм колебаний ракетной каретки и ее динамических характеристик были проведены стендовые испытания на сканирующие широкополосные синусоидальные возмущения в вертикальном направлении, в том числе и на удар. На рис. 3 приведен один из фрагментов результатов стендовых испытаний каретки 33АВ-НО505 № 2.



Рис. 3. Зависимость динамического коэффициента передачи (резонансного усиления) от частоты вынужденных колебаний

Fig. 3. Dependence of the dynamic transmission coefficient (resonant amplification) on the frequency of forced oscillations

В результате стендовых испытаний динамического отклика, измеренного датчиками, размещенными в различных точках конструкции ракетной трековой каретки, при воздействиях на широкополосные синусоидальные возмущения, в том числе и на удар, определены амплитудно-частотные характеристики каретки, выявлены резонансные частоты ее элементов (расчет динамических коэффициентов) в диапазоне частот 5–2000 Гц. На рис. 3 справа указаны для канала 3 резонансные частоты и величины коэффициентов усиления. Однако жесткое закрепление конструкции каретки с участком рельса к столу вибростенда отличается от реальных условий при движении каретки, поэтому полученные резонансные частоты и значения динамических коэффициентов для элементов каретки являются ориентировочными.

Алгоритм обработки сигналов датчиков виброускорений и методика определения динамических характеристик элементов ракетной трековой каретки

Последовательность обработки и анализа сигналов датчиков виброускорений представим на примере одного из проведенных огневых запусков ракетной трековой каретки с объектом испытания в виде, представленном на рис. 1. Целью этого цикла испытаний являлась задача определения максимальных вибраций элементов конструкции каретки при достижении ею скорости 360 м/с², незначительно превышающей скорость звука. На рис. 4 приведены зарегистрированные сигналы вибрационных ускорений по осям X, Y и Z датчиком № 1, размещенном в правом переднем башмаке ракетной каретки (см. рис. 2). Для получения достоверных результатов исходный сигнал должен быть узкополосным и центрированным. Для исключения шумов при обработке сигналов с значительным шумовым фоном применяется фильтрация. В варианте можно также для исключения шума использовать огибающую сигнала (см. формулы (23) – (26)). Алгоритм определения огибающей сигналов в дискретной форме записывается так [18]:

$$Y'_n = y_{n-1} + (|x_n| - y_{n-1}) / K, \tag{28}$$

где K – коэффициент «RC» – усреднения: $K = RC/\Delta t$, Δt – время дискретизации;

$$y_n = \begin{cases} y'_n & \text{при } y'_n \geq x_n, \\ x_n & \text{при } y'_n \leq x_n. \end{cases} \tag{29}$$

Коэффициент K определяет «постоянную времени» пик-детектора.

Штрих в обозначении параметров означает применение весового окна при обработке сигналов. В этом случае при расчете необходимо ввести поправочные коэффициенты [18].

Из рис. 4 следует, что правая передняя опора каретки на 0,33 с подверглась ударному воздействию. Максимальное значение удара по оси X равно $n_x = -350$ g, по оси Y $n = -250$ g и по оси Z $n = -190$ g. В предшествующий момент времени наибольшее возмущение зарегистрировано по оси Z и равно $n = -51$ g. Вероятной причиной удара могла быть потеря устойчивости опоры вследствие подвижного контакта со стыком между рельсами либо из-за геометрической неровности рельса. Ударный контакт правой опоры с рельсом в горизонтальной плоскости по оси Z инициировал синхронный ударный импульс по направлению осей Y и X.

В табл. 1 приведены вычисленные значения вероятностных характеристик сигналов: математическое ожидание; дисперсия; среднее квадратическое отклонение; коэффициент асимметрии плотности распределения; эксцесс для оценки островершинности распределения по отношению к нормальному закону распределения; среднеквадратическое значение (СКЗ) – оно равно квадратному корню из среднего арифметического значения квадрата отклонений сигнала.

Таблица 1

Вероятностные характеристики сигналов датчика № 1

№	$M[X^2]$	$D[X]$	σ_x	Ассиметрия	Эксцесс	Амплитуда	СКЗ
1X	-246,096	213016	461,536	-3,51491	16,0719	1720,72	523,045
1Y	-146,259	81580,5	285,623	-2,89054	12,0199	1243,31	320,891
1Z	-110,66	49495,7	222,476	-2,62315	10,4763	994,67	248,477

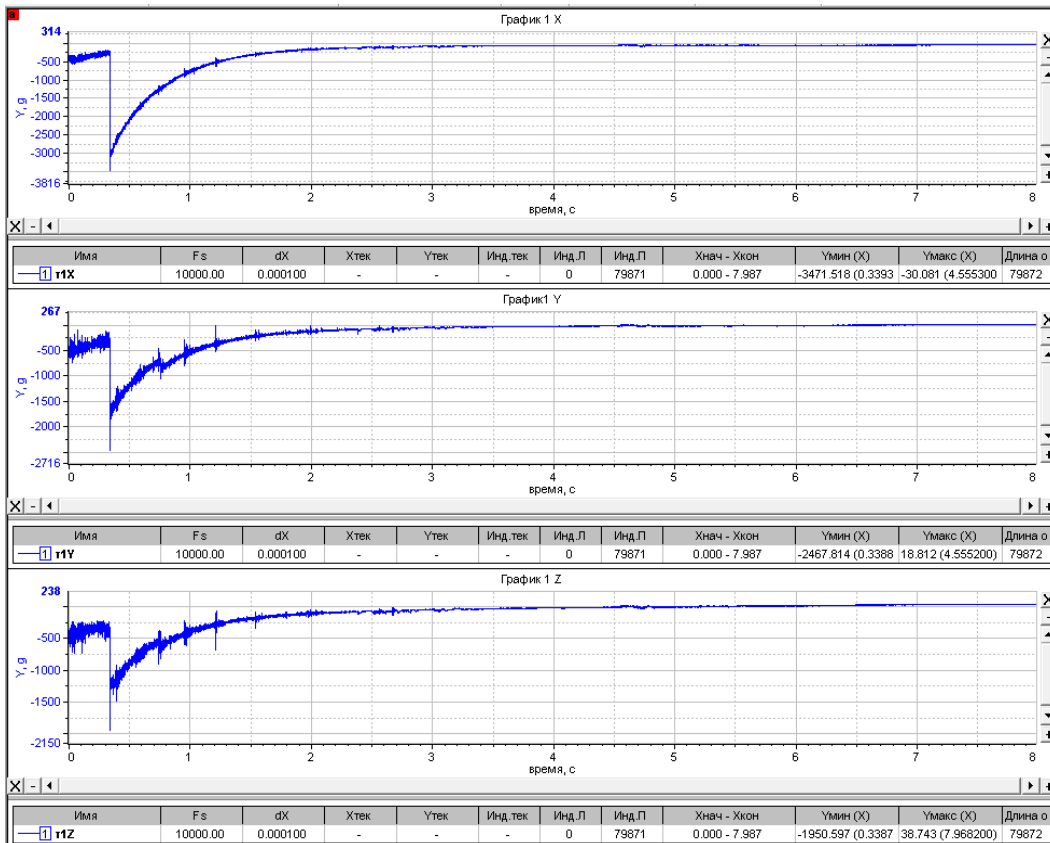


Рис. 4. Сигналы виброускорений по осям X,Y, Z датчика № 1.

По оси ординат значения ускорения приведены в g

Fig. 4. Vibration acceleration signals along the X,Y, Z axes of sensor No. 1.

Along the ordinate axis, acceleration values are given in g

Для последовательности отсчетов $\{x_k, k = 0, \dots, N-1\}$ оценки вышеуказанных характеристик вычисляются по следующим формулам [12–18]:

– математическое ожидание $M[X^2] = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} x_i$;

– дисперсия $D[X] = \frac{1}{N-1} \sum_{i=0}^{N-1} (x_i - m_x)^2$, характеризует рассеивание значений случайной величины относительно ее математического ожидания;

– среднее квадратическое отклонение $\sigma_x = \sqrt{D_x}$, характеризует рассеивание, но имеет размерность случайной величины;

– асимметрия $Sk = \frac{1}{N\sigma_x^3} \sum_{i=0}^{N-1} (x_i - m_x)^3$, служит для оценки характеристики «скошенности» распределения. Если распределение симметрично относительно математического ожидания, то асимметрия равна 0;

– эксцесс $E_x = \frac{1}{N\sigma_x^4} \sum_{i=0}^{N-1} (x_i - m_x)^4 - 3$, характеризует островершинность или оно имеет более

плоскую вершину распределения. Для нормального распределения эксцесс равен 0. Кривые, более островершинные по сравнению с нормальной, обладают положительным эксцессом. Кривые плосковершинные характеризуются отрицательным эксцессом. На рис. 5 приведены графики автокорреляционных функций сигналов датчика № 1.

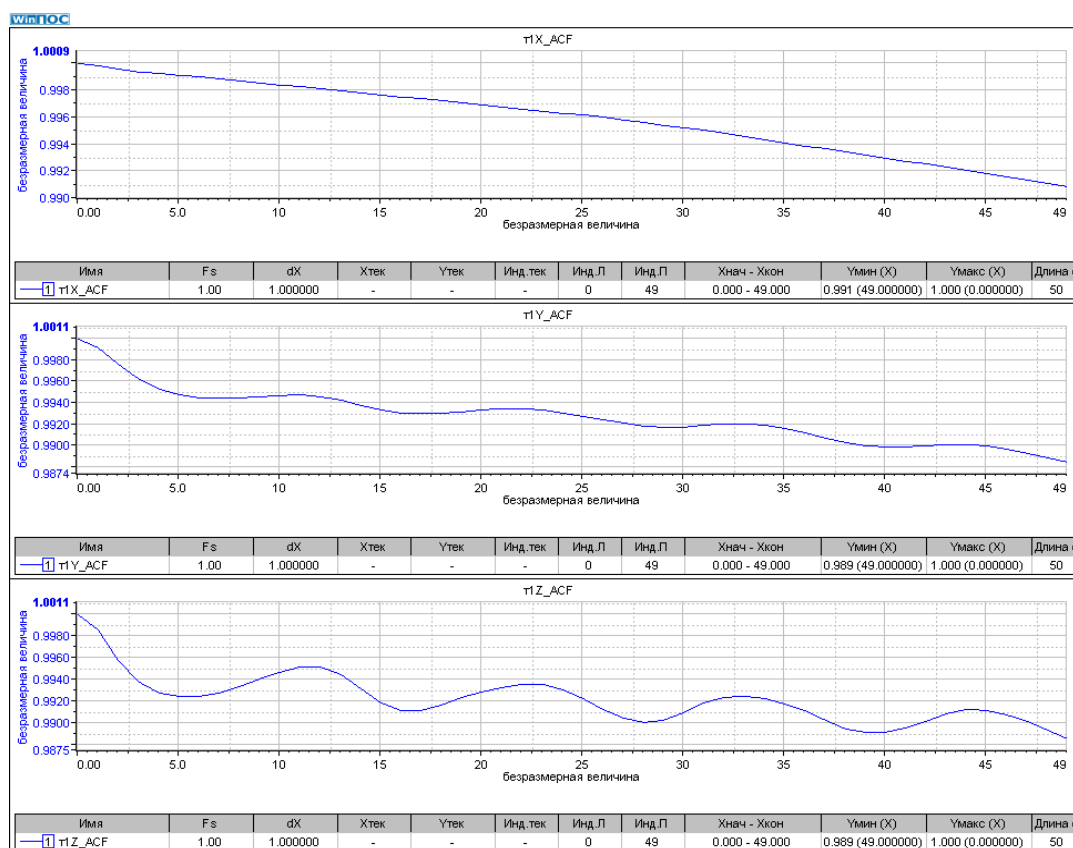


Рис. 5. Автокорреляционные функции (АКФ) сигналов по осям X, Y, Z датчика № 1

Fig. 5. Autocorrelation functions of signals along the XYZ axes of sensor No. 1

В двумерном векторном пространстве одного параметра, измеряющего величину, недостаточно, поэтому применяют пару взаимно перпендикулярных векторов, называемых ортонормированным базисом. Вектор с нормой равной единице называют единичным вектором (см. формулу (13)). Такая пара векторов дает возможность измерения необходимой величины. Коэффициент корреляции – это величина, зависящая от угла вектора и не зависящая от его модуля. Можно вычислять нормированный коэффициент корреляции различных сигналов вне зависимости от их физических свойств и их величины. Автокорреляция – это функция, характеризующая один и тот же сигнал, рассматриваемый в различные моменты времени t и $(t + \tau)$. С помощью автокорреляции можно проанализировать сигнал на наличие периодической составляющей или периодических свойств сигнала. АКФ четная и затухающая функция, если случайный процесс не содержит постоянной величины. Автокорреляционные функции изменяются от единицы до нуля. Автокорреляционная функция периодического сигнала всегда является периодической функцией. Маскирующий шум (шум фона) обычно является случайным сигналом, амплитуда автокорреляционной функции которого уменьшается с увеличением временной задержки и по истечении определенного времени принимает равное нулю значение. Следовательно, с помощью автокорреляционной функции можно обнаружить периодический сигнал по истечении времени, нужного для исчезновения шумовой составляющей. На рис. 5 представлены графики АКФ сигналов по осям X, Y и Z, которые несколько различаются. По осям Y и Z можно выделить период гармонической составляющей. По оси X периодической составляющей визуально не просматривается.

На рис. 6 приведены сигналы датчика виброускорений № 9, размещенного на поверхности обтекателя (см. рис. 2).

Датчик № 9 находится на верхней части конического обтекателя объекта испытания в зоне шпагоута. В табл. 2 приведены вычисленные значения моментов высших порядков случайных значений сигналов датчика № 9.

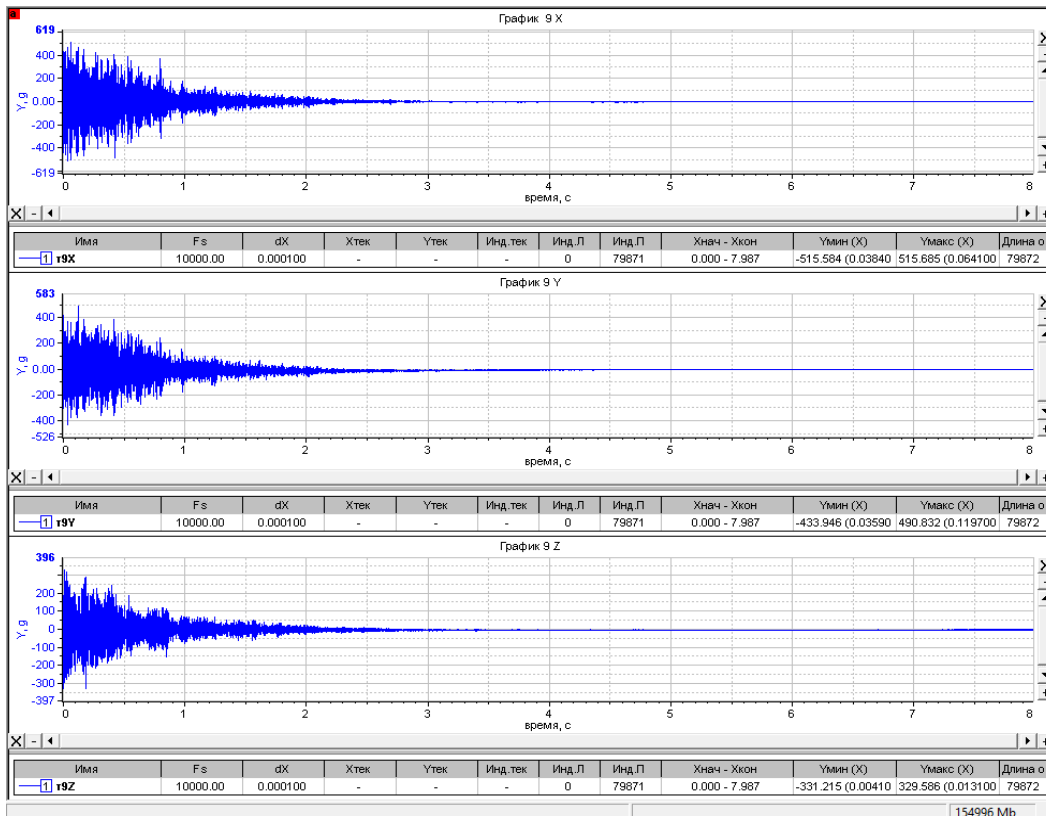


Рис. 6. Сигналы виброускорений по осям X, Y и Z датчика № 9. Размерность оси ординат в g

Fig. 6. Vibration acceleration signals along the X, Y and Z axes of sensor No. 9. The dimension of the ordinate axis is in g

Таблица 2

Вероятностные характеристики сигналов датчика № 9

№	$M[X^2]$	$D[X]$	σ_x	Ассиметрия	Экссесс	Амплитуда	СКЗ
9X	-1,18734	2059,6	45,3828	-0,100333	28,135	515,634	45,398
9Y	-5,4057	1392,65	37,3182	0,452846	25,4988	462,389	37,7075
9Z	-3,8819	724,405	26,9148	0,567577	28,4485	330,4	27,1931

Сигналы, зарегистрированные датчиком № 9, в отличие от ударных импульсов датчика № 1, носят периодический характер и включают импульсное возмущение на 0,33 с. На рис. 7 приведены огибающие сигналов по осям X, Y, Z датчика № 9.

На рис. 7 изображены автокорреляционные функции сигналов датчика № 9.

АКФ всех сигналов датчика № 9 иллюстрируют гармонические сигналы с очень медленно меняющейся амплитудой и фазой. Изменение амплитуды АКФ характеризует малость потерь колебательной энергии или малую величину коэффициента затухания колебаний. Виден сдвиг фазы сигнала АКФ по оси Z относительно АКФ сигналов по осям X и Y, а также различим разный период у всех трех сигналов. Амплитуда нормированной автокорреляционной функции широкополосного случайного сигнала (шума) должна быстро уменьшаться до нуля в соответствии с так называемым законом неопределенности функций, связанных через преобразование Фурье [20–23]. Этот закон устанавливает связь между шириной полосы Δf собственного спектра $Gaa(f)$ и длительностью Δt соответствующей автокорреляционной функции $Raa(t)$ в виде $\Delta f \cdot \Delta t \geq 1$. С целью обнаружения периодического сигнала, содержащего несколько частотных составляющих, часто более целесообразно использовать не автокорреляционную функцию, а собственный спектр. На основе собственного спектра можно определить как частоты, так и амплитуды отдельных составляющих замаскированного шумом периодического сигнала. Одна-

ко, если амплитуды этих составляющих малы по сравнению с уровнем маскирующего сигнала (шума фона), то необходимо осуществить анализ с увеличением масштаба частоты.

На рис. 8 приведена функция взаимной корреляции между соответствующими сигналами датчиков № 9 и 1.

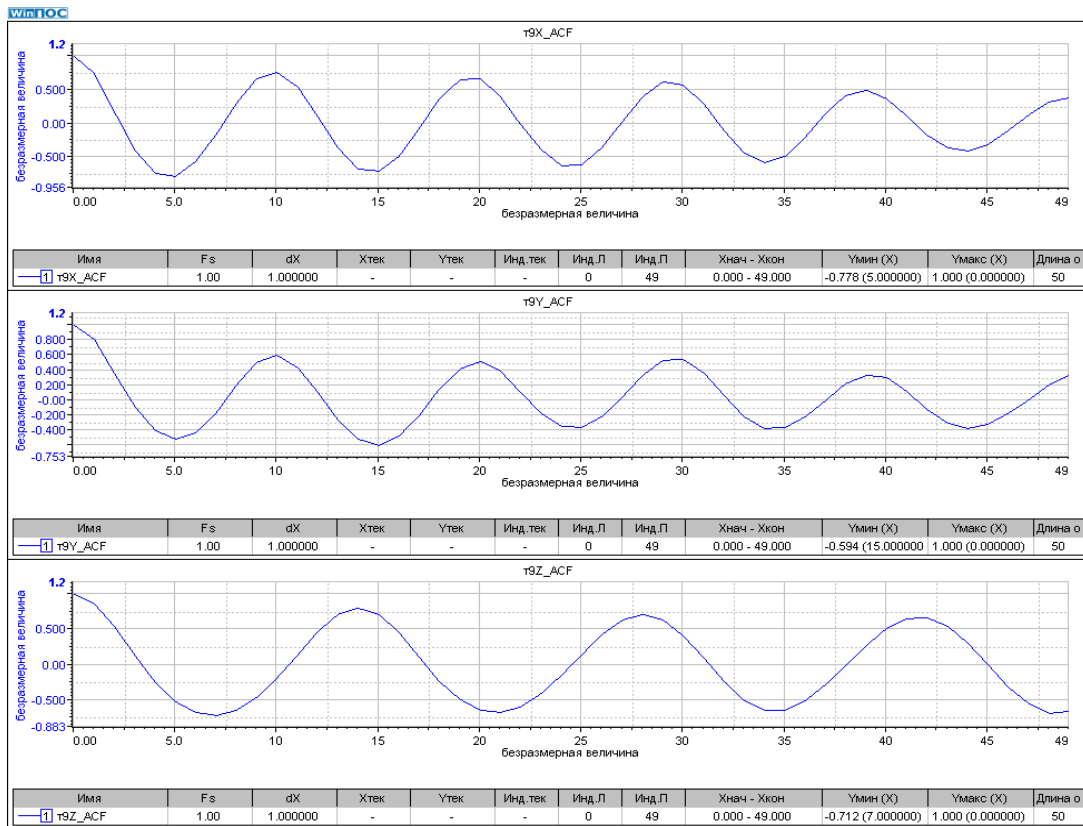


Рис. 7. АКФ сигналов X, Y, Z датчика виброускорений № 9

Fig. 7. Autocorrelation functions of signals X, Y, Z of vibration acceleration sensor No. 9

Для определения сходства или различия двух периодических сигналов используется функция взаимной корреляции. Коэффициент взаимной корреляции изменяется от -1 до $+1$, максимум функции может быть смещен относительно середины. С помощью функции взаимной корреляции можно определить силу связи между двумя сигналами, а также степень запаздывания. Эта функция симметричная, при $\tau = 0$ принимает максимальное значение, а пики в точках этой функции дают период nt . По приведенным выше графикам в некотором диапазоне частоты (от 10 до 27 ед.) видно сходство сигналов по осям Z и X, что свидетельствует о взаимной связи вибрационных процессов по осям Z и X в т. 9.

На рис. 9–11 приведены графики плотностей спектров амплитуды (СА) по осям X, Y и Z датчиков № 1 и 9, а также графики коэффициентов усиления сигналов передаточных функций по осям X, Y и Z, определенных по плотностям спектров СА.

Верхние графики представляют собой распределения плотности спектров амплитуды по частоте в диапазоне от 0 до 1000 Гц. На среднем графике представлены численные значения динамических коэффициентов (усиления или ослабления) сигналов, распределенных потому же диапазону частоты от 0 до 1000 Гц. Размерность оси абсцисс $1/c$ ($1/\text{Гц}$). График ниже изображает соответствующие сдвиги фазы между сигналами. В диапазоне низких частот динамический коэффициент сигналов по оси X между датчиками № 1 и 9 меньше единицы, т. е. вибрация передается с ослаблением. На рис. 10 приведены плотности спектров и зависимость коэффициента передачи для сигналов по оси Y.

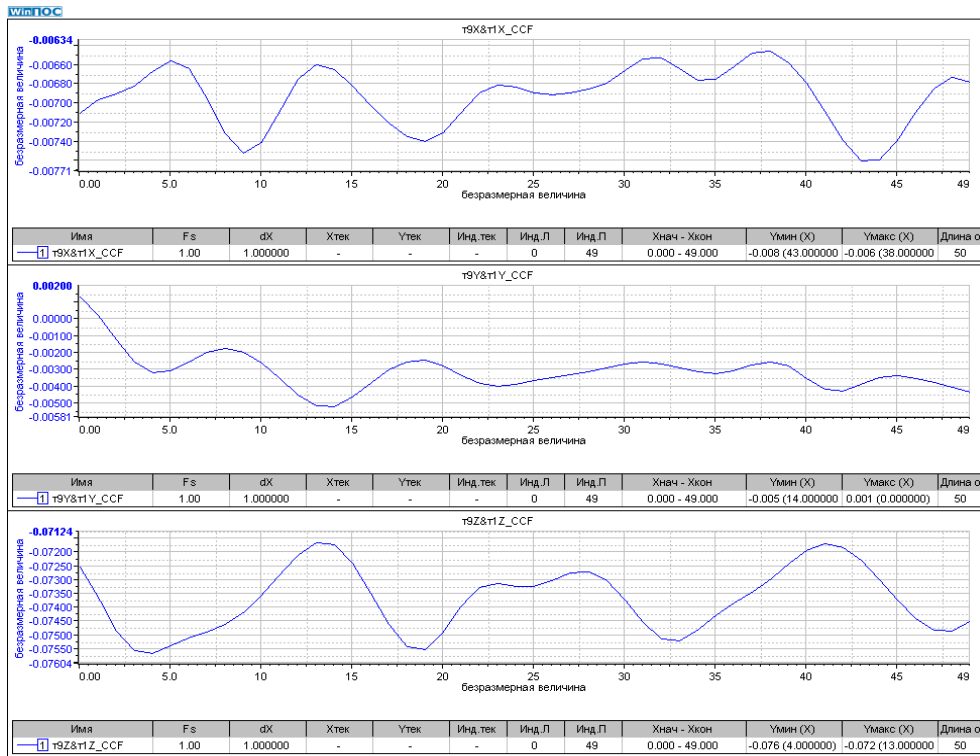


Рис. 8. Взаимная корреляционная функция сигналов по осям X, Y, Z между датчиками № 9 и 1

Fig. 8. Mutual correlation function of signals along the X, Y, Z axes between sensors No. 9 and 1

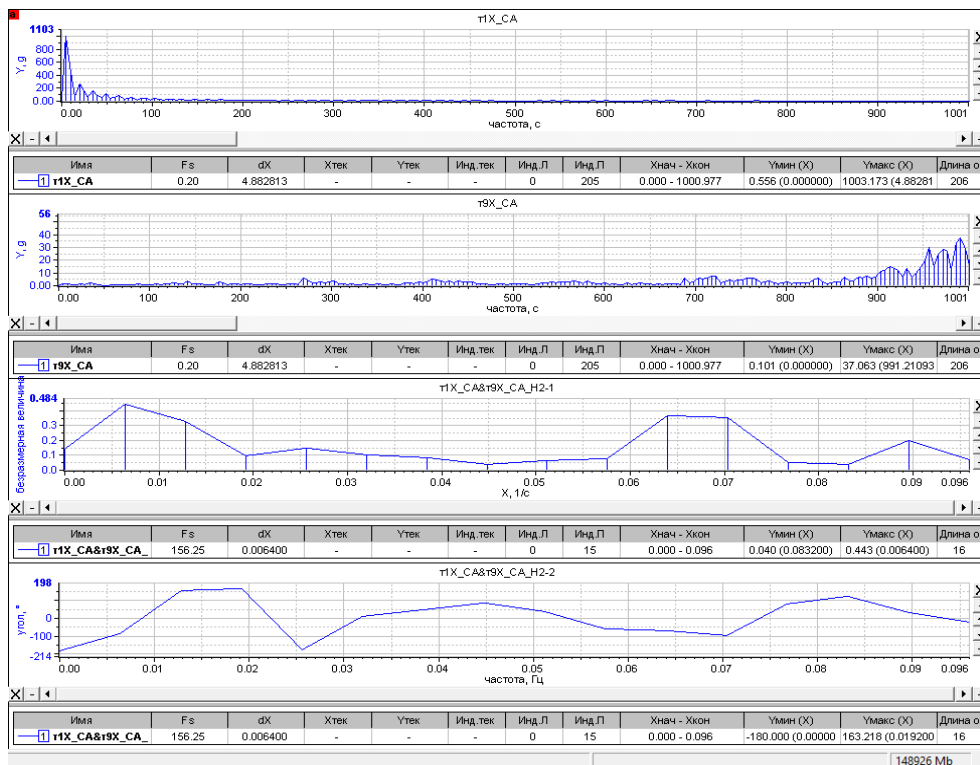


Рис. 9. Графики плотности спектров амплитуд сигналов по оси X датчиков № 1 и 9.

Зависимости динамических коэффициентов передаточной функции H2(f) по оси X сигналов датчиков № 1 и 9. Сдвиг фазы между соответствующими сигналами в зависимости от частоты

Fig. 9. Graphs of the spectral density of the signal amplitude along the X axis of sensors No. 1 and 9. Dependences of the dynamic coefficients of the transfer function H2(f) along the X axis of the signals of sensors No. 1 and 9. Phase shift between the corresponding signals depending on the frequency

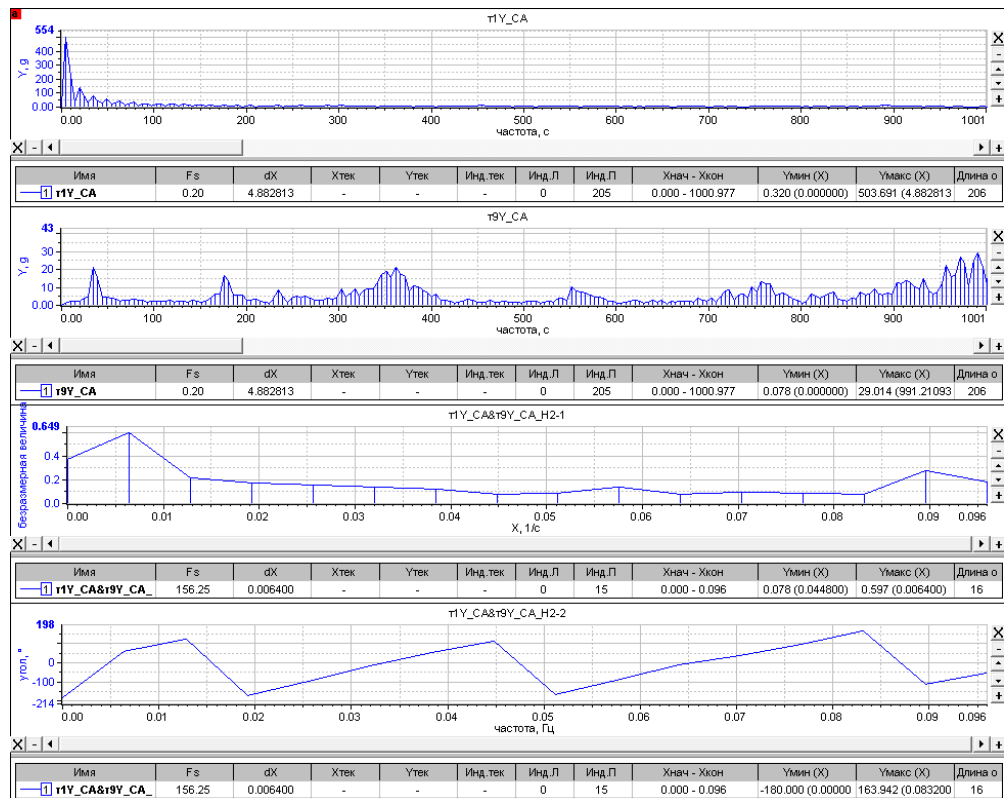


Рис. 10. Графики плотности спектров амплитуд сигналов по оси Y датчиков № 1 и 9. Зависимости динамических коэффициентов передаточной функции H₂(f) по оси Y сигналов датчиков № 1 и 9. Сдвиг фазы между соответствующими сигналами в зависимости от частоты

Fig. 10. Graphs of the spectral density of the signal amplitude along the Y axis of sensors No. 1 and 9. Dependences of the dynamic coefficients of the transfer function H₂(f) along the Y axis of the signals of sensors No. 1 and 9. Phase shift between the corresponding signals depending on the frequency

Вибрация по оси Y направлена вертикально вверх. В диапазоне изменения частоты от 0 до 1000 Гц в целом динамический коэффициент сигналов датчиков № 1 и 9 по оси Y меньше единицы. Однако, при значениях частоты около 70 Гц, динамический коэффициент максимален.

В диапазоне изменения частоты от 0 до 650 Гц динамический коэффициент сигналов датчиков № 1 и 9 по оси Z существенно больше единицы. Отмечается резонансное усиление сигнала, при частоте 70 Гц коэффициент равен $K = 5,6$, далее при 190 Гц $K = 6,4$. При частоте 600 Гц коэффициент передачи уменьшается, но его значение все еще больше единицы $K = 2,3$. Далее, по мере роста частоты от 650 до 1000 Гц, он становится близким к единице. Отсюда можно заключить, что боковая вибрация в горизонтальной плоскости по оси Z передается от башмаков ракетной каретки к обтекателю головной части с усилением в низкочастотном диапазоне от 15 до 400 Гц. Вибрация башмаков в вертикальном направлении по оси Y, возникающая при их скольжении по поверхности рельсовых направляющих, передается к обтекателю в значительно ослабленном виде. Сказывается масса подвижной трековой каретки. По полученным результатам обработки сигналов можно заключить, что проводимость вибраций, возникающих от динамического взаимодействия передней скользящей опоры по контактной поверхности рельсового пути к объекту испытания, реализуется с ослаблением. Однако вблизи некоторых собственных резонансов ракетной каретки в диапазоне частоты от 15 до 600 Гц наблюдается увеличение динамического коэффициента по оси Z до величины 8,0. Вибрации в поперечной плоскости по оси Z являются источником изгибных и крутильных колебаний элементов конструкции, они наиболее критичны при высокоскоростных испытаниях изделий, поскольку от этих вибраций зависит устойчивость движения ракетной каретки и вибропрочность башмаков.

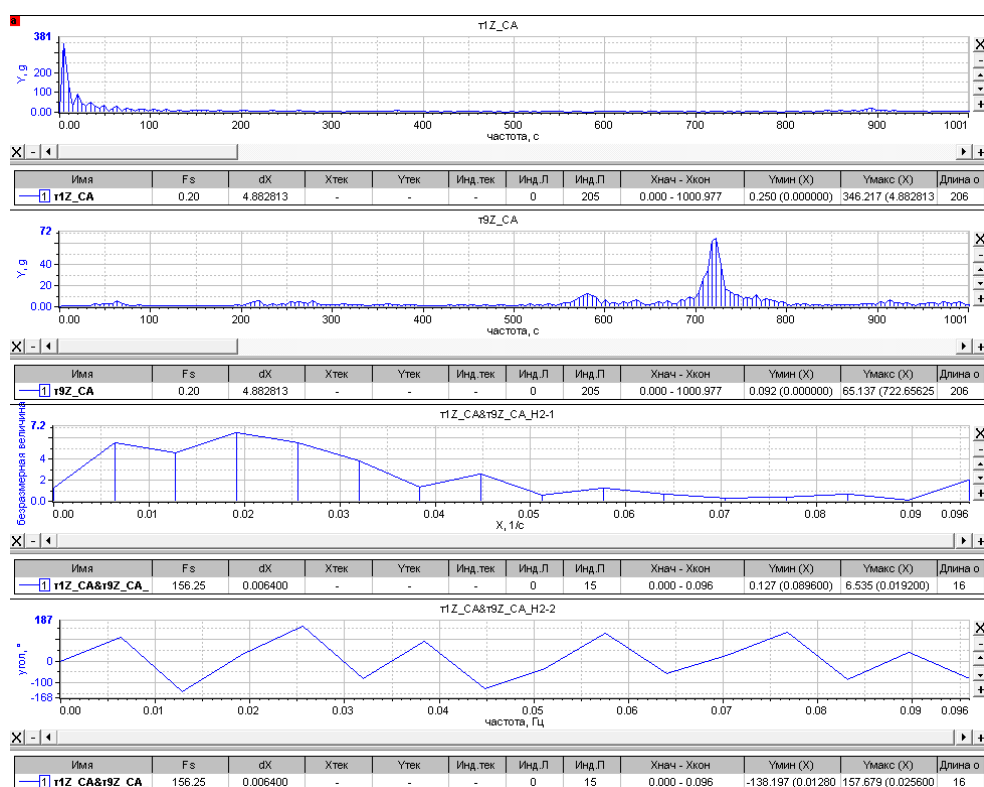


Рис. 11. Графики плотности спектров амплитуды сигналов по оси Z датчиков № 1 и 9. Зависимости динамических коэффициентов передаточной функции $H_2(f)$ по оси Z сигналов датчиков № 1 и 9. Сдвиг фазы между соответствующими сигналами в зависимости от частоты

Fig. 11 Graphs of the spectral density of the signal amplitude along the Z axis of sensors No. 1 and 9. Dependences of the dynamic coefficients of the transfer function $H_2(f)$ along the Z axis of the signals of sensors No. 1 and 9. Phase shift between the corresponding signals depending on the frequency

Заключение

Высокоскоростные наземные трековые испытания изделий авиационной и ракетной техники сопровождаются интенсивной вибрацией элементов ракетной каретки и объекта испытания. Разработанная методическая последовательность статистической обработки результатов записи датчиков вибрационных ускорений, размещенных в различных точках конструкции ракетной каретки, позволяет определить распределения плотности спектров мощности и плотности спектров энергии по частоте. Оценить автокорреляционные зависимости, плотности вероятности стохастических сигналов вибраций. Также вычислить взаимные корреляционные функции и передаточные функции сравниваемых сигналов в различных точках конструкции с целью определения динамических коэффициентов проводимости гармонических и ударных возмущений элементами конструкции. Приведенный в статье пример обработки виброускорений является основой системных исследований динамических характеристик случайных сигналов с целью разработки средств демпфирования вибраций при наземных трековых испытаниях изделий со скоростью, превышающей 3М.

Библиографические ссылки

1. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле : перевод с англ. Л. Г. Корнейчука / под ред. Э. И. Григолюка. М. : Машиностроение, 1985. 472 с.
2. Волны в сплошных средах / А. Г. Горшков, А. Л. Медведский, Л. Н. Рабинский, Д. В. Тарлаковский. М. : Физматлит, 2004. 472 с.

3. Изгибно-крутильные колебания консольно размещенного обтекаемого тела, имеющего кольцевое поперечное сечение, при высокоскоростных трековых испытаниях / Астахов С. А., Бирюков В. И., Кулак И. П. и др. // Материалы XXVIII Междунар. симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А. Г. Горшкова. Т. 2. С. 12–14.
4. Ерофеев В. И., Кажаяев В. В., Семерикова Н. П. Волны в стержнях. Дисперсия. Диссипация. Нелинейность. М. : Физматлит, 2002. 208 с.
5. Вибрации в технике : справочник в 6-ти т. Т. 1.: Колебания линейных систем. 2-е изд., испр. и доп. / под ред. В. В. Болотина. М. : Машиностроение, 1999. 504 с.
6. Артоболевский И. И., Бобровницкий Ю. И., Генкин М. Д. Введение в акустическую динамику машин. М. : Гл. ред. физ.-мат. лит., 1979. 296 с.
7. Иориш Ю. И. Виброметрия. М. : Машгиз., 1963. 773 с.
8. Карпушин В. Б. Вибрации и удары в радиоаппаратуре. М. : Сов. радио, 1971. 344 с.
9. Ананьев И. В., Тимофеев П. Г. Колебания упругих систем в авиационных конструкциях и их демпфирование. М. : Машиностроение. 1965. 526 с.
10. Дмитриев Б. М. Оценка допустимых механических нагрузок для изделий // Техника измерений параметров вибраций и удара. М. : Машгиз., 1973. 39 с.
11. Astakhov S. A., Biryukov 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; <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2020.12.S.3>.
12. Мирский Г. Я. Аппаратурное определение характеристик случайных процессов. Издание 2-е переработанное и дополненное. М. : Энергия. 1972. 456 с.
13. Пугачев В. С. Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Физматгиз, 1960. 883 с.
14. Харкевич А. А. Спектры и анализ. М. : Физматгиз, 1962. 236 с.
15. Бендат Дж., Пирсол А. Применения корреляционного и спектрального анализа : пер с англ. М. : Мир, 1983. 312 с.
16. Измерение параметров вибрации и удара / В. С. Шкаликов, В. С. Пеллинец, Е. Г. Исакович и др. М. : Стандартиздат, 1980. 280 с.
17. Стивен Смит. Цифровая обработка сигналов. Практическое руководство для инженеров и научных работников / пер. с англ. А. Ю. Линовича, С. В. Витязева, И. С. Гусинского. М. : Додэка-XXI, 2012. 720 с.
18. Пакет прикладных программ WIN ПОС «MERA» [Электронный ресурс]. URL: www.prrmega.ru (дата обращения: 02.02.2023).
19. Сергеев С. И. Демпфирование механических колебаний. М. : Физматгиз. 1959. 408 с.
20. Явленский А. К., Явленский К. Н. Вибродиагностика и прогнозирование качества механических систем. Л. : Машиностроение, 1983. 239 с.
21. Бобровницкий Ю. И., Генкин М. Д., Морозов К. Д. Новый метод акустической диагностики // Динамика и акустика машин. М. : Наука, 1971. С. 98–108.
22. Генкин М. Д., Соколова А. Г. Виброакустическая диагностика машин и механизмов-М.: Машиностроение, 1987. 288 с.
23. Вибрация энергетических машин : справ. пособие / под ред. Н. В. Григорьева. Л. : Машиностроение, 1974. 464 с.

References

1. Timoshenko S. P., Yang D. K., Uiver U. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Fluctuations in engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 472 p.
2. Gorshkov A. G., Medvedskii A. L., Rabinskii L. N., Tarlakovskii D. V. *Volny v sploshnykh sredakh* [Waves in continuous media]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2004, 472 p.

3. Astakhov S. A., Biryukov V. I., Kulak I. P., Chernykh A. S., Khamzatkhonov S. A. [Bending-torsional oscillations of a cantilevered streamlined body with an annular cross section during high-speed track tests]. *Materialy XXVIII Mezhduнародnogo simpoziuma «Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruktssii i sploshnykh sred» im. A.G. Gorshkova*. 2022, Vol. 2, P. 12–14.
4. Erofeev V. I., Kazhaev V. V., Semerikova N. P. *Volny v sterzhnyakh. Dispersiya. Dissipatsiya. Nelineinost'* [Waves in Rods. Dispersion. Dissipation. Nonlinearity]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2002, 208 p.
5. *Vibratsii v tekhnike* [Vibrations in technology]. Ed. Bolotina V. V. 1999, 504 p.
6. Artobolevskii I. I., Bobrovnikskii Yu. I., Genkin M. D. *Vvedenie v akusticheskuyu dinamiku mashin* [Introduction to the acoustic dynamics of machines]. Moscow, Gl. red. fiz.-mat. lit. Publ., 1979, 296 p.
7. Iorish Yu. I. *Vibrometriya* [Vibrometry]. Moscow, Mashgiz Publ., 1963, 773 p.
8. Karpushin V. B. *Vibratsii i udary v radioapparature* [Vibrations and shocks in radio equipment]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1971, 344 p.
9. Anan'ev I. V., Timofeev P. G. *Kolebaniya uprugikh sistem v aviatsionnykh konstruktssiyakh i ikh dempfirovanie* [Oscillations of elastic systems in aviation structures and their damping]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1965, 526 p.
10. Dmitriev B. M. *Otsenka dopustimyykh mekhanicheskikh nagruzok dlya izdelii* [Evaluation of allowable mechanical loads for products]. Moscow, Mashgiz Publ., 1973, 39 p.
11. Astakhov S. A., Biryukov 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; <https://doi.org/10.13111/2066-8201.2020.12.S.3>.
12. Mirskii G. Y. *Apparaturnoe opredelenie kharakteristik sluchainyykh protsessov. Izdanie 2-e pererabotannoe i dopolnennoe* [Apparatus determination of the characteristics of random processes]. Moscow, Energiya Publ., 1972, 456 p.
13. Pugachev V. S. *Teoriya sluchainyykh funktsii i ee primeneniye k zadacham avtomaticheskogo upravleniya* [Theory of random functions and its application to automatic control problems]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1960, 883 p.
14. Kharkevich A. A. *Spektry i analiz* [Spectra and Analysis]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1962, 236 p.
15. Bendat Dzh., Pirsol A. *Primeneniya korrelyatsionnogo i spektral'nogo analiza* [Applications of correlation and spectral analysis: translation from English]. Moscow, Mir Publ., 1983, 312 p.
16. Shkalikov V. S., Pellinets V. S., Isakovich E. G. et al. *Izmereniye parametrov vibratsii i udara* [Measurement of vibration and shock parameters]. Moscow, Standartizdat Publ., 1980, 280 p.
17. Stiven Smit *Tsifrovaya obrabotka signalov. Prakticheskoe rukovodstvo dlya inzhenerov i nauchnykh rabotnikov* [Stephen Smith. Digital signal processing. A practical guide for engineers and scientists]. Moscow, Dodehka-KHKH1 Publ., 2012, 720 p.
18. *Paket prikladnykh programm WIN POS MERA* [Package of applied programs WIN POS MERA]. Available at: www.nppmera.ru.
19. Sergeev S. I. *Dempfirovaniye mekhanicheskikh kolebanii* [Damping of mechanical vibrations]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1959, 408 p.
20. Yavlenskii A. K., Yavlenskii K. N. *Vibrodiagnostika i prognozirovaniye kachestva mekhanicheskikh sistem* [Vibrodiagnostics and prediction of the quality of mechanical systems]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1983, 239 p.
21. Bobrovnikskii Y. I., Genkin M. D., Morozov K. D. [New method of acoustic diagnostics]. *Dinamika i akustika mashin*. Moscow, Nauka Publ., 1971, P. 98–108.
22. Genkin M. D., Sokolova A. G. *Vibroakusticheskaya diagnostika mashin i mekhanizmov* [Vibroacoustic diagnostics of machines and mechanisms]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 288 p.

23. *Vibratsiya ehnergeticheskikh mashin: sprav, posobie* [Vibration of power machines: Ref. allowance]. Ed. N. V. Grigorieva. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1974, 464 p.

© 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 629.7.022

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75

Для цитирования: Бордачев В. А., Кольга В. В., Рожкова Е. А. Исследование статической устойчивости модельной ракеты // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.

For citation: Bordachev V. A., Kolga V. V., Rozhkova E. A. [Static stability study of a model rocket]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.

Исследование статической устойчивости модельной ракеты

В. А. Бордачев, В. В. Кольга*, Е. А. Рожкова

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

Актуальность. При конструировании летающих моделей ракет одной из сложных задач является обеспечение статической устойчивости ракеты в полете на заданной траектории. Под статической устойчивостью понимается способность модели возвращаться в положение равновесия, нарушенное внешними силами (ветром, асимметрией модели и т. д.). При этом модель должна быть стабилизирована по углу между продольной осью модели и направлением полета (вектора скорости), т. е. сохранять нулевой угол атаки. Условием обеспечения статической устойчивости модели ракеты является расположение её центра тяжести впереди центра давления. В этом случае при появлении угла атаки отличного от нуля аэродинамические силы создадут стабилизирующий момент, который возвратит модель к нулевому углу атаки.

Целью исследования является разработка и сравнение методов определения положения центра давления ракеты и определение её статической устойчивости. Рассмотрены упрощенный метод, аналитический расчет, графический способ и различные практические подходы, которые могут использоваться в ракетном моделировании.

В качестве методов исследования были использованы аналитический подход, графический метод и конечно-элементное моделирование в программе SolidWorks Flow Simulation. Кроме того, был рассмотрен ряд приближенных методов расчета. В исследовании проведен анализ возможностей рассмотренных методов определения статической устойчивости модельной ракеты и погрешность их применения.

Для подтверждения результатов расчёта был проведен компьютерный эксперимент в виде продувки конечно-элементной модели ракеты с помощью программы SolidWorks Flow Simulation. Результаты компьютерного моделирования подтвердили надежность предложенных методов определения статической устойчивости модельной ракеты.

Результаты исследования. Упрощенные методы определения статической устойчивости ракеты являются наиболее простыми и надежными при проектировании модельных ракет. Его целесообразно применять для запусков демонстрационных ракет при допустимой погрешности расценки 15 % и более. Аналитические методы целесообразны для проектирования спортивных моделей ракет с высокими лётными требованиями, например, для международных соревнований.

Заключение. Предлагаемая в работе методика обеспечения статической устойчивости модельной ракеты позволяет упростить процесс проектирования как демонстрационных, так и спортивных моделей ракет для проведения надежных показательных запусков.

Ключевые слова: модельная ракета, центр давления, статическая устойчивость ракеты, проектирование ракеты, стабилизаторы.

Static stability study of a model rocket

V. A. Bordachev, V. V. Kolga*, E. A. Rozhkova

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Relevance. When designing flying models of rockets, one of the difficult tasks is to ensure the static stability of the rocket in flight along a given trajectory. Static stability refers to the ability of a model to return to an equilibrium position disturbed by external forces (wind, model asymmetry, etc.). In this case, the model must be stabilized in terms of the angle between the longitudinal axis of the model and the direction of flight (velocity vector), i.e. maintain a zero angle of attack. The condition for ensuring the static stability of the rocket model is the location of its center of gravity ahead of the center of pressure. In this case, when the angle of attack is different from zero, the aerodynamic forces will create a stabilizing moment, which will return the model to a zero angle of attack.

The purpose of the study is to develop and compare methods for determining the position of the center of pressure of a rocket and determining its static stability. A simplified method, an analytical calculation, a graphical method, and various practical approaches that can be used in rocket modeling are considered.

As research methods, an analytical approach, a graphical method and finite element modeling in the SolidWorks Flow Simulation program were used. In addition, a number of approximate calculation methods were considered. The study analyzes the capabilities of the considered methods for determining the static stability of a model rocket and the error of their application.

To confirm the results of the calculation, a computer experiment was carried out in the form of blowing a finite element model of a rocket using the SolidWorks Flow Simulation program. The results of computer simulation confirmed the reliability of the proposed methods for determining the static stability of a model rocket.

Research results. Simplified methods for determining the static stability of a rocket are the simplest and most reliable when designing model rockets. It is advisable to use it for launching demonstration rockets with an allowable misalignment error of 15% or more. Analytical methods are useful for designing sports models of rockets with high flight requirements, for example, for international competitions.

Conclusion. The proposed method for ensuring the static stability of a model rocket makes it possible to simplify the design process of both demonstration and sports models of rockets for reliable demonstration launches.

Keywords: model rocket, center of pressure, static stability of the rocket, rocket design, stabilizers.

Введение

Летающая модель ракеты приводится в движение с помощью модельного ракетного двигателя (МРД) и поднимается в воздух, не используя аэродинамическую подъёмную силу несущих поверхностей (как самолёт). При этом модельная ракета имеет систему спасения для её безопасного возвращения на землю. В ракетомоделировании используются неуправляемые модели ракет, поднимающиеся на высоту 150–250 м при условии соблюдения их статической устойчивости в процессе полета.

Модель одноступенчатой ракеты (рис. 1) состоит из конусной 1 и переходной 2 частей обтекателя, корпуса модели ракеты 3 и оперения – стабилизаторов 5.

Оснащение модели ракеты: ракетный двигатель 10, парашют системы спасения 8, пыж 9 и два направляющих кольца.

Конусную и цилиндрическую части обтекателя делают из ватмана. Заготовку наматывают на оправку 4 и смазывают клеем. Конусную часть обтекателя делают аналогичным способом. Следует учесть, что диаметр переходника должен быть несколько меньше диаметра корпуса,

чтобы его можно было свободно надевать и снимать. Это обеспечивает свободный выброс парашюта системы спасения.

Стабилизаторы модельной ракеты, обеспечивающие смещение центра давления ближе к хвостовой части ракеты, представляют собой четыре пластины, вырезанные из прочного картона, толщиной 1–2 мм.

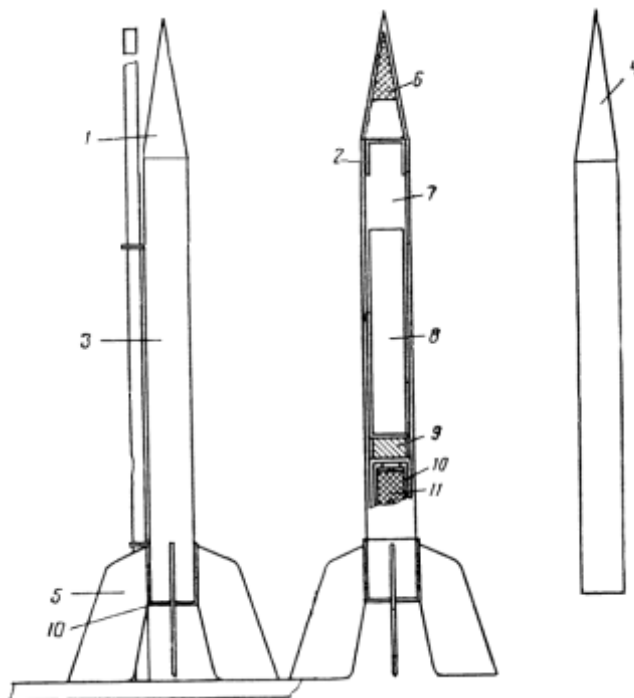


Рис. 1. Модель одноступенчатой ракеты:

1 – конусная часть головного обтекателя; 2 – переходник головного обтекателя;
3 – корпус модели ракеты; 4 – оправка; 5 – стабилизатор; 6 – полезный груз; 7 – стропы парашюта; 8 – парашют; 9 – пьж; 10 – микро-РДТТ; 11 – пороховая шашка микро РДТТ

Fig. 1. Model of a single-stage rocket:

1 – conical part of the head fairing; 2 – head fairing adapter; 3 – rocket model body;
4 – mandrel; 5 – stabilizer; 6 – payload; 7 – parachute lines; 8 – parachute; 9 – wad;
10 – micro-RDTT; 11 – powder checker micro solid propellant

В полете на ракету действуют три силы: тяга двигателя (R), сила аэродинамического сопротивления (P) и сила тяжести (G) (рис. 2). Сила тяги двигателя направлена вдоль продольной оси модели; сила тяжести действует вертикально вниз и приложена в центре тяжести (ц. т.); аэродинамическая сила противоположна набегающему потоку и приложена в центре давления (ц. д.). Центр давления – точка приложения равнодействующей всех аэродинамических сил к корпусу ракеты [1–5].

При конструировании летающих моделей ракет одной из сложных задач является обеспечение статической устойчивости ракеты в полете на заданной траектории [6– 9]. Под устойчивостью понимается способность модели возвращаться в положение равновесия, нарушенное внешними силами (ветром, асимметрией модели и т. д.). При этом модель должна быть стабилизирована по углу между продольной осью модели и направлением полета (вектора скорости). Условием обеспечения статической устойчивости модели ракеты является расположение её центра тяжести впереди центра давления. В этом случае при появлении угла атаки отличного от нуля аэродинамические силы создадут стабилизирующий момент, который возвратит модель к нулевому углу атаки [10; 11].

На рис. 2 рассмотрим два случая поведения модели ракеты во время ее движения по вертикальной траектории. Угол атаки равен нулю – ось модели совпадает с направлением полета. В идеальных условиях (при отсутствии внешних помех) такая траектория сохраняется в течение всего полета. В действительности такого почти не бывает. Внешние силы (ветер, непостоянная тяга двигателя) вносят погрешности в траекторию полета за счет появления угла атаки не равного нулю. Если модель статически устойчива (рис. 2, а), то она сама возвратится к нулевому углу атаки. Неустойчивая же ракета (рис. 2, б) еще больше увеличит угол атаки и сильнее отклонится от первоначальной вертикальной траектории.

Анализ существующих способов обеспечения статической устойчивости модельной ракеты

Один из самых распространенных способов обеспечения статической устойчивости модели ракеты – аэродинамический. Он заключается в установке на корпусе ракеты специальных поверхностей – стабилизаторов.

Рассмотрим более подробно условия аэродинамической устойчивости. Она зависит от взаимного расположения центра тяжести (ц. т.) и центра давления (ц. д.) (рис. 3).

Если ц. т. расположен впереди ц. д. (рис. 3, а), то при появлении угла атаки аэродинамические силы создадут стабилизирующий момент, который возвратит модель в первоначальное состояние с нулевым углом атаки. Эта модель будет статически устойчивой. И чем дальше смещен ц. д. относительно ц. т. (считая от головной части), тем большим запасом статической устойчивости обладает модель ракеты.

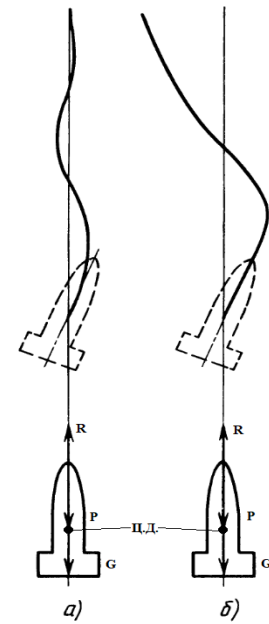


Рис. 2. Траектория полета модели ракеты:
а – устойчивый полет;
б – неустойчивый полет

Fig. 2. Flight trajectory of the rocket model:
a – stable flight; b – unstable flight

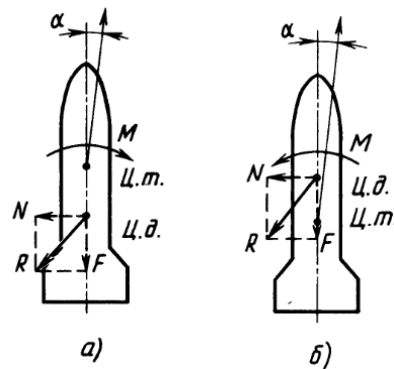


Рис. 3. Влияние взаимного расположения центра тяжести (ц. т.) и центра давления (ц. д.) на устойчивость модели в полете:
а – модель устойчива; б – модель неустойчива

Fig. 3. Influence of the relative position of the center of gravity (c.g.) and the center of pressure (c. p.) on the stability of the model in flight:
a – the model is stable; b – the model is unstable

Если ц. т. модели расположен позади ц. д. (рис. 3, б), то аэродинамические силы, возникающие вследствие изменения угла атаки под действием возмущающих внешних сил, создадут дестабилизирующий момент, который увеличит этот угол. Такая модель в полете будет неустойчивой.

Отношение расстояния от ц. д. до ц. т. к длине ракеты (при начале координат в головной части ракеты) носит название запаса статической устойчивости. Для моделей со стабилизаторами он должен быть равен 10–20 %.

На практике для модельных ракет центр давления смещается максимально близко к двигательному отсеку за счет увеличения суммарной площади стабилизаторов и установки их максимально удаленно от головной части. При этом центр тяжести смещается к головному обтекателю за счет установки в головной части дополнительного полезного груза. Расчет статической устойчивости ракеты, как правило, специально не проводится. Применяются либо традиционные модели ракет, уже подтвердившие свою статическую устойчивость, либо статическая устойчивость обеспечивается пробными запусками в процессе проектирования экспериментальной модели.

Методы расчета статической устойчивости модельной ракеты

Условием обеспечения статической устойчивости модели ракеты является расположение её центра тяжести впереди центра давления. Как правило, для определения геометрических и массовых характеристик конструкции используются справочники по сопротивлению материалов или расчетные программы (SolidWorks, Ansys) [12]. Однако центр тяжести модельной ракеты нетрудно определить путем её балансировки на ребре тонкой линейки. Для нахождения центра давления есть несколько способов. Как правило, их разделяют на расчетные и практические [13–15].

Расчетный метод определения центра давления

Приближенное определение центра давления по чертежу модели (по плоской фигуре)

Возмущения, действующие в полёте на модель ракеты, не велики. Угол отклонения ракеты изменяется незначительно, как правило, до 15–20°. На малых углах атаки положение ц. д. отклоняется от расчетного. Но при проектировании можно воспользоваться приближенным методом определения центра давления при симметричном обтекании (при нулевом угле атаки $\alpha = 0$). Положение ц. д. в этом случае будет соответствовать положению центра тяжести плоской фигуры модели.

Разобьём модель на ряд простых фигур и найдём координаты суммарного статического момента (рис. 4).

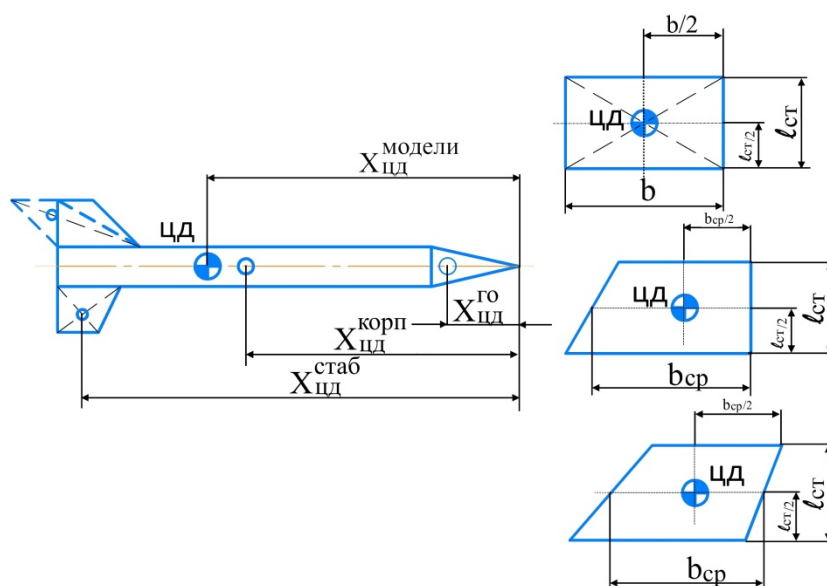


Рис. 4. Центр тяжести и центр давления модели и ее части

Fig.4. Center of gravity and center of pressure of the model and its parts

$$X_{ц.д.}^{мод} = \frac{S^{го} \cdot X_{ц.д.}^{го} + S^{корп} \cdot X_{ц.д.}^{корп} + S^{стаб} \cdot X_{ц.д.}^{стаб} + \dots}{S^{мод}}, \quad (1)$$

где $S^{го}$ – площадь проекции головного обтекателя; $S^{корп}$ – площадь проекции корпуса модели; $S^{стаб}$ – площадь проекции всех стабилизаторов; $S^{мод}$ – сумма всех площадей; $X_{ц.д.}^{го}$ – ордината ц. д. головного обтекателя; $X_{ц.д.}^{корп}$ – ордината ц. д. корпуса модели; $X_{ц.д.}^{стаб}$ – ордината ц. д. стабилизаторов.

Если $X_{ц.д.}^{мод} - X_{ц.м.}^{мод} = C$ является положительным числом, то это значит, что модель будет устойчива, где C – запас устойчивости модели ракеты. Чем больше C , тем полёт будет устойчивее.

Для увеличения запаса устойчивости C , необходимо увеличить площадь стабилизаторов или изменить их расположение на более «заднее» (для смещения положения ц. д. ближе к хвостовому отсеку). Для обеспечения более переднего расположения ц. т. можно увеличить массу головного обтекателя.

Графический метод определения центра давления модели ракеты

Положение центра давления зависит от относительного удлинения корпуса модели $\lambda = \frac{L_{корпуса}}{d_{миделя}}$. Для модели ракет с цилиндрическим корпусом без оперения и коническим (или

более близким конусу) головным обтекателем положение ц. д. на оси модели $X_{ц.д.}^к$ можно найти по графику (рис. 5). Зная положение ц. т. и ц. д. неоперённого корпуса, задаемся запасом устойчивости C ($C = 30, C = 20, C = 10$) и по графику находим предлагаемый авторами коэффициент влияния стабилизаторов $K_{ст}$, зная который можно вычислить площадь одного оперения стабилизатора у 4-стабилизаторной модели (рис. 6):

$$S_{ст} = 0,8 \cdot K_{ст} \cdot d_{мид.}^2. \quad (2)$$

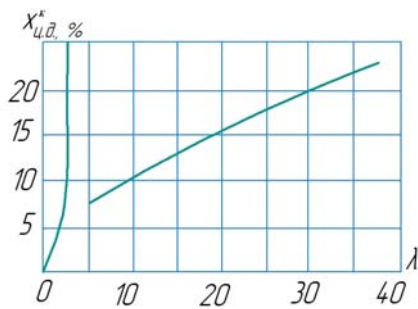


Рис. 5. График зависимости положения центра давления корпуса без стабилизаторов от его удлинения

Fig. 5. Graph of the dependence of the position of the center of pressure of the body without stabilizers on its elongation

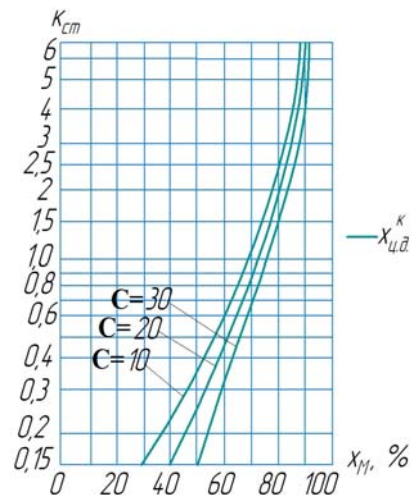


Рис. 6. График определения площади стабилизатора модели ракеты с четырьмя стабилизаторами

Fig. 6. Graph for determining the stabilizer area of a rocket model with four stabilizers

Аналитический метод определения положения центра давления по чертежу модели

Модель ракеты состоит, как правило, не только из цилиндрических частей, но и ряда конических. Графоаналитический метод этого не учитывает, а на каждую из этих частей действует нормальная аэродинамическая сила. Зная ее величину и точку приложения, легко найти полную аэродинамическую силу R как сумму отдельных сил и её координату $X_{ц.д.}$:

$$X_{ц.д.} = \frac{R_{го} \cdot X_{го} + R_1 \cdot X_1 - R_k \cdot X_k + R_2 \cdot X_2 + R_{ст} \cdot X_{ст}}{R}, \quad (3)$$

где $R_{го}$, R_1 , R_k , R_2 и $R_{ст}$ – аэродинамические силы, действующие соответственно на головной обтекатель, первую цилиндрическую часть модели, коническую, вторую цилиндрическую и стабилизаторы модели.

Поскольку аэродинамическая сила зависит от скорости полёта, то лучше определить не сами силы, а их безразмерные коэффициенты C_R . В этом случае формулу можно переписать так:

$$X_{ц.д.} = \frac{C_{R_{го}X_{го}} + C_{R_1X_1} - C_{R_kX_k} + C_{R_2X_2} + C_{R_{ст}X_{ст}}}{C_R}, \quad (4)$$

причём $C_R = C_{R_{го}} + C_{R_1} - C_{R_k} + C_{R_2} + C_{R_{ст}}$

В расчёте принимается, что цилиндрическое тело при малых углах атаки не создаёт подъёмной силы, поэтому коэффициент аэродинамической силы цилиндрического тела близок к нулю. Расчёт определяет аэродинамические показатели для головного обтекателя, конической переходной части и стабилизаторов. Необходимо учитывать, что присутствие цилиндрического тела влияет на воздушный поток воздуха возле корневых хорд стабилизаторов.

Распространены головные обтекатели двух типов: конические и оживальные. Для обоих типов коэффициент аэродинамической силы одинаков: $C_{R_{го}} = 2$.

Для конического головного обтекателя центр давления расположен на расстоянии $X_{ц.д.} = \frac{2}{3}l_{го}$ его носовой точки, а для оживального $X_{ц.д.} = \frac{1}{2,15}l_{го}$, где $l_{го}$ – длина головного обтекателя.

Коническая переходная часть может увеличивать или уменьшать диаметр модели. Коэффициент аэродинамической силы для конической переходной части подсчитывается по формуле

$$C_{R_k} = 2 \left[\left(\frac{d_1}{d} \right)^2 - \left(\frac{d_2}{d} \right)^2 \right], \quad (5)$$

где d_1 – нижний диаметр усечённого конуса; d_2 – верхний диаметр усечённого конуса; d – диаметр головного обтекателя.

Для сужающегося конуса этот коэффициент получится отрицательным. Это означает, что сила R_k направлена против других сил и корпуса, различающиеся кормовой частью, будут иметь неодинаковое положение центра давления.

Положение центра давления конуса рассчитывается по формуле

$$X_k = l_p + \frac{l_k}{3} \left[\frac{1 - \frac{d^2}{d_1^2}}{1 - \left(\frac{d_2}{d_1} \right)^2} \right], \quad (6)$$

где l_p – расстояние от носовой точки модели до конуса; l_k – высота конуса.

Стабилизаторы сложной формы могут быть представлены как сумма стабилизаторов простой формы, а их центр давления может быть определён по средней аэродинамической хорде

пера стабилизатора. Коэффициент аэродинамической силы зависит от числа стабилизирующих поверхностей. Для стабилизатора с n поверхностями коэффициент аэродинамической силы подсчитывается по формуле

$$C_{R_{ст}}^* = \frac{N \cdot (l_{ст}^* / d)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2 \cdot l_{ср}}{b_{корн} + b_{конц}} \right)^2}}, \quad (7)$$

где $l_{ст}^*$ – размах пера стабилизатора; $l_{ср}$ – размах по средней линии. Коэффициент N зависит от количества стабилизаторов.

Аэродинамическое взаимодействие стабилизаторов и корпуса модели ракеты учитывается коэффициентом

$$K_p = 1 + \frac{r}{l_{ср} + r},$$

где r – радиус кормовой части модели.

Тогда коэффициент аэродинамической силы для всей кормовой части модели ракеты равен $C_{R_{ст}} = K_p \cdot C_{R_{ст}}^*$.

Положение центра давления стабилизатора зависит от формы стабилизатора в плане и места его расположения на корпусе ракеты:

$$X_k = L + \frac{\Delta l (b_{корн} + 2b_{конц})}{b_{корн} + b_{конц}} + \frac{1}{6} \left(b_{корн} + b_{конц} - \frac{b_{корн} \cdot b_{конц}}{b_{корн} + b_{конц}} \right), \quad (8)$$

где L – расстояние от носовой точки модели до корневой хорды стабилизаторов; Δl – расстояние между началом корневой и концевой хорд стабилизатора.

Практический метод определения центра давления

Первый способ. Из фанеры, картона или другого листового материала вырезают фигуру по контуру модели ракеты и находят ц. т. этой плоской фигуры. Эта точка и будет искомым ц. д. модели [2] (рис. 7). Для настоящей модельной ракеты, сделанной согласно представленному контуру, определяется истинное положение ц. т. с учетом веса головной части, массы двигателя, системы спасения и т. д. Запас статической устойчивости ракеты определяется также по формуле $X_{ц.д.}^{мод} - X_{ц.м.}^{мод} = C$.

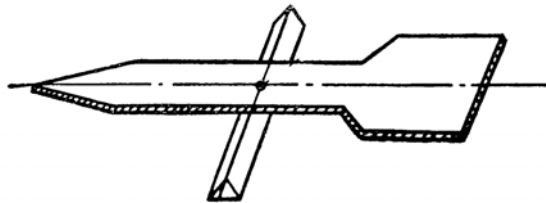


Рис. 7. Практический метод определения ц. д. плоской фигуры модели ракеты

Fig. 7. A practical method for determining c. e. a flat figure model of a rocket

Второй способ – это испытание ракеты на устойчивость с помощью аэродинамической трубы. Для этого полностью снаряжается модель: ставят двигатель, систему спасения, пыжи и т. д. Затем ракета помещается в воздушный поток навстречу движению. Наиболее равномерный поток создается в аэродинамической трубе, скорость которого не менее 20–30 км/ч. Отклоните

ракету пальцем примерно на 10° от положения по потоку. Если модель возвращается в исходное положение, то статическая устойчивость ракеты обеспечена (рис. 8).

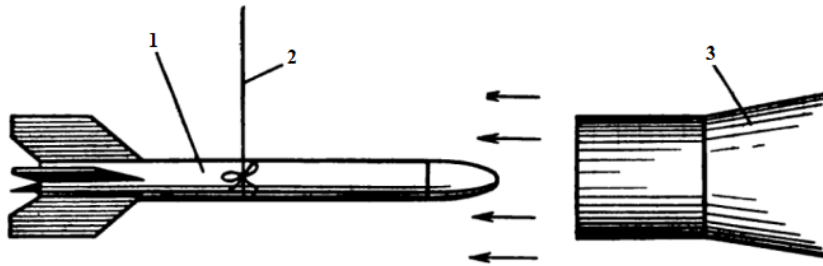


Рис. 8. Испытания модельной ракеты в потоке воздуха, выходящего из сопла аэродинамической трубы:

1 – модельная ракета; 2 – нить; 3 – аэродинамическая труба

Fig. 8. Tests of a Model Rocket in the Air Flow Out of the Wind Tunnel Nozzle:

1 – model rocket; 2 – thread; 3 – wind tunnel

В полете по мере выгорания топлива в двигателе меняется и положение ц. т. модели. Почти у всех моделей двигатель расположен в хвостовой (кормовой) части. При сгорании топлива масса ракеты будет уменьшаться, а ц. т. перемещаться ближе к головной части, увеличивая тем самым статическую устойчивость модели.

Известно несколько способов корректировки устойчивости модельной ракеты. Один из них – смещение ц. д. к кормовой части за счет увеличения площади стабилизаторов и их расположения. Однако на готовой ракете этого сделать практически невозможно. Поэтому следует заранее (при проектировании) учесть возможные варианты: расширить кормовую часть, выбрать нижнее размещение стабилизаторов (за срезом сопла двигателя), увеличить массу полезного груза в головном обтекателе.

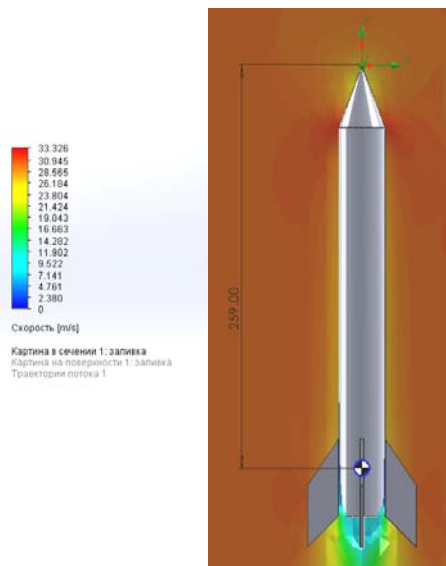


Рис. 9. Продувка модели ракеты с трапециевидными стабилизаторами в программе SolidWorks Flow Simulation

Fig.9. Purge model of a rocket with trapezoidal stabilizers in SolidWorks Flow Simulation

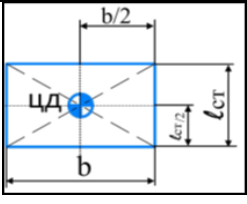
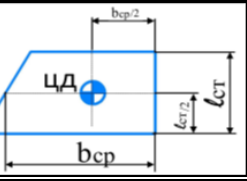
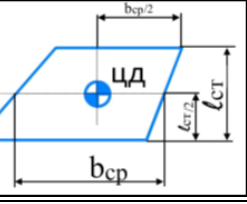
Сравнение методов определения ц. д. модельной ракеты и определение погрешности

Для определения погрешности описанных методов используем три одноступенчатых ракеты с разными типами стабилизаторов, представленных на рис. 4.

Заметим, что графический метод определяет площадь стабилизаторов при известном центре тяжести ракеты и запасе статической устойчивости модели. Поэтому для нахождения положения ц. д. пойдем обратным путем, т. е. зная площадь стабилизаторов и ц. д. неоперенного корпуса, найдем коэффициент влияния стабилизаторов $K_{ст}$ и истинное положение ц. д. модели. Занесём эти значения в таблицу.

Для практического определения ц. д. модельной ракеты путем продувки используем программу SolidWorks Flow Simulation (рис. 9).

Погрешность определения центра давления модели ракеты для стабилизаторов различного типа

	Метод определения ц. д.	Координата ц. д., мм	Абсолютная погрешность, мм	Относительная погрешность, %
Расчетный	По «плоской фигуре»	177	45	15,52
	Графический	252–258	30–36	10–12
	Аналитический	223	1	0,34
Практический	По «плоской фигуре»	178	44	15,17
	Продувка	222	–	–
				
Расчетный	По «плоской фигуре»	173	46	15,86
	Графический	249–252	30–33	10–11
	Аналитический	220	1	0,34
Практический	По «плоской фигуре»	173	46	15,86
	Продувка	219	–	–
				
Расчетный	По «плоской фигуре»	177	82	28,28
	Графический	243–249	16–10	6–3
	Аналитический	259	0	0,00
Практический	По «плоской фигуре»	179	80	27,59
	Продувка	259	–	–

Заключение

Определение центра давления по плоской фигуре является наиболее простым и надежным способом. Его целесообразно применять для демонстрационных ракет при допустимой погрешности расцентровки 15 % и более. Аналитические методы целесообразны для проектирования спортивных моделей ракет с высокими лётными требованиями, например, для международных соревнований, рекордных полетов.

Предлагаемая в работе методика обеспечения статической устойчивости модельной ракеты позволяет упростить процесс проектирования как демонстрационных, так и спортивных моделей для проведения надежных показательных запусков.

Библиографические ссылки

1. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Бордачев В. А., Кольга В. В., Рожкова Е. А. Метод определения положения центра давления модельной ракеты // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч. конф. (9–11 ноября 2022, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. С. 15–17.

3. Калтыга С. В., Кольга В. В., Терехин Н. А. Проектирование модельной ракеты с ракетным двигателем на твердом топливе. Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2022. 97 с.
4. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет носителей. Красноярск : СибГАУ, 2014. 308 с.
5. Кольга В. В. Определение основных проектно-конструктивных параметров и массовых характеристик при проектировании ракет. Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2021. 112 с.
6. Бордачев В. А., Разработка схемы крепления орбитального корабля к ракете-носителю // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практич. конф. В 3 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 75–77.
7. Каргополов Д. Д., Кольга В. В. Разработка системы воздушного старта ракет // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практич. конф. В 3 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 90–93
8. Бордачев В. А., Кольга В. В. Разработка конструкций ракетоплана // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 13–14.
9. Бордачев, В. А., Проектирование крепления конструкций ракетоплана к ракете-носителю // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 15–16.
10. Давыдик В. А., Кольга В. В., Рязанова А. С. Разработка метода отделения головной части модели ракеты // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 20–22.
11. Масич Д. И., Кольга В. В. Использование роторных парашютов при посадке спускаемого аппарата // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Междунар науч.-практич. конф. В 3 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. С. 88–90.
12. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, М. Е. Марчук, А. И. Лыкум, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338
13. Рожков В. С., Космодром на столе. М. : Машиностроение, 1999. 144 с.
14. Эльштейн П. Конструктору моделей ракет. М. : Мир, 1978. 320 с.
15. Кротов И. В. Модели ракет: проектирование. М. : ДОСААФ, 1979. 176 с.

References

1. Belonovskaya I. D., Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of a spacecraft for cleaning the orbit from space debris]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105 (In Russ.).
2. Bordachev V. A., Kolga, V. V., Rozhkova E. A. [Method for determining the position of the center of pressure of a model rocket]. *Materialy XXVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2022. P. 15–17 (In Russ.).
3. Kaltyga S. V., Kolga V. V., Terekhin N. A. *Proyektirovaniye model'noy rakety s raketnym dvigatelem na tverdom toplive* [Designing a Model Rocket with a Solid-Fuel Rocket Engine] Krasnoyarsk, SibGU, 2022, 97 p.
4. Testoedov N. A., Kolga V. V., Semenova L. A. *Proyektirovaniye i konstruirovaniye ballisticheskikh raket i raket nositeley* [Design and construction of ballistic missiles and launch vehicles]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2014, 308 p.
5. Kolga V. V. *Opredeleniye osnovnykh proyektno-konstruktivnykh parametrov i massovykh kharakteristik pri proyektirovanii raket* [Determination of the main design parameters and mass characteristics in the design of missiles] Krasnoyarsk, SibGU, 2021, 112 p.

6. Bordachev V. A. [Development of a scheme for attaching an orbital ship to a launch vehicle]. *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. "Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the VII International scientific and practical conference "Actual problems of aviation and cosmonautics"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2021, P. 75–77 (In Russ.).
7. Kargopolov D. D., Kolga V. V. [Development of an air launch system for rockets] // *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. "Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the VII International scientific and practical conference «Actual problems of aviation and cosmonautics»]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2021, P. 90–93 (In Russ.).
8. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Development of rocket plane structures]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2021, P. 13–14 (In Russ.).
9. Bordachev V. A. [Design of fastening structures of a rocket plane to a launch vehicle]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2021, P. 15–16 (In Russ.).
10. Davydik V. A., Kolga V. V., Ryazanova A. S. [Development of a method for separating the head part of a rocket model]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2021, P. 20–22 (In Russ.).
11. Masich D. I., Kolga V. V. [The use of rotary parachutes when landing a descent vehicle]. *Materialy VIII Mezhdunar. nauch. konf. "Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Materials of the VIII International scientific and practical conference "Actual problems of aviation and cosmonautics"]. Part 1, Krasnoyarsk, SibGU, 2022, P. 88–90 (In Russ.).
12. Kolga V. V., Marchuk M. E., Lykum A. I., Filipson G. Yu. [Optimization of the location of the attachment points of the instrument panel of the spacecraft based on modal analysis]. *Sibirskiy aerokosmicheskii zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338 (In Russ.).
13. Rozhkov V. S. *Kosmodrom na stole* [Cosmodrome on the table] Moscow, Mashinostroenie Publ., 1999, 144 p.
14. Elshtein P. *Konstruktoru modeley raket* [To the designer of rocket models] Moscow, Mir Publ., 1978, 320 p.
15. Krotov I. V. *Modeli raket: proyektirovaniye* [Rocket models: design] Moscow, DOSAAF Publ., 1979, 176 p.

© Бордачев В. А., Кольга В. В., Рожкова Е. А., 2023

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

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

Рожкова Елена Александровна – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: e_rozhok@vk.com.

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

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

Rozhkova Elena Alexandrovna – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: e_rozhok@vk.com.

УДК 533.9.03

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89

Для цитирования: Воронин С. Т. О возможности полёта одноступенчатой ракеты к планетам Солнечной системы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 76–89. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89.

For citation: Voronin S. T. [On the possibility of flight of a single-stage rocket to the planets of the Solar system]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 76–89. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-76-89.

О возможности полёта одноступенчатой ракеты к планетам Солнечной системы

С. Т. Воронин

ООО «Аника М»

Российская Федерация, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 40

E-mail: anika_m@mail.ru

Предложена новая концепция построения малогабаритного ракетного двигателя, содержащего специальный ионизатор газов в камере сгорания для увеличения его проводимости до оптимального значения при соответствующем улучшении процесса сгорания топлива. Приведён упрощённый расчёт для относительной скорости газов в коническом сопле при подогреве сверхзвукового потока газов плазмой в конусном сопле посредством мощного электромагнитного высокочастотного поля. Рассмотрено влияние некоторых технических параметров на эффективность полёта ракеты.

Сделано сравнение высоты полёта ракеты с плазменным подогревом потока газов в коническом сопле с масштабной моделью, соответствующей известной одноступенчатой ракете «Зенит» с одинаковым весом и геометрии с учётом сопротивления воздуха для грузового варианта ракеты с одним малогабаритным двигателем. Получен результат – значительное снижение расхода топлива и увеличение максимальной высоты полёта в 2 раза при увеличении удельного импульса в 2,7 раза при прочих равных параметрах. Установлено, что при определённых концептуальных параметрах возможно быстрое ускорение и полёт одноступенчатой грузовой ракеты со стартовым весом 17,25–20,00 т к планетам Солнечной системы непосредственно с поверхности Земли при использовании связки однотипных двигателей.

Применение множества однотипных малогабаритных двигателей позволяет отказаться от сопла Лавалья в пользу простого конического сопла, что уменьшает габариты ракеты в целом. Это обусловлено необходимостью уменьшения диаметра конического сопла для достижения большей удельной мощности подогрева плазмой по сравнению с удельной мощностью сгорающего в камере сгорания топлива. Также предлагается полный отказ от рулевых двигателей, функцию которых будет выполнять часть двигателей, расположенных ближе к диаметру ракеты.

В качестве электрогенераторов предлагается использовать перспективные опытные образцы электрогенераторов МЭГ-6НС, МЭГ-15НС и др. компании «НаукаСофт» с хорошими весовыми показателями, которые позволяют в будущем изготовить такой жидкостный ракетный двигатель малых габаритов. Перераспределение части используемого топлива для производства электроэнергии компенсируется значительным ростом удельного импульса жидкостного ракетного двигателя для увеличения скорости и общей эффективности полёта при оптимальном соотношении количества топлива к весу ракеты до заправки.

Ключевые слова: электромагнитное высокочастотное поле, плазменный подогрев газов, одноступенчатая ракета, ионизатор рентгеновским излучением.

On the possibility of flight of a single-stage rocket to the planets of the Solar system

S. T. Voronin

LLC "Anika M"
40, Russkaya St., Novosibirsk, 630058, Russian Federation
E-mail: anika_m@mail.ru

A new concept for building a small-sized rocket engine containing a special gas ionizer in the combustion chamber to increase its conductivity to an optimal value with a corresponding improvement in the fuel combustion process is proposed. A simplified calculation for the relative velocity of gases in a conical nozzle is given when heating the supersonic flow of gases by plasma in a conical nozzle by means of a powerful, electromagnetic, high-frequency field, and the influence of some technical parameters on the efficiency of the rocket's flight is also considered.

A comparison of the flight altitude of a rocket with plasma heating of the gas flow in a conical nozzle with a scale model corresponding to the well-known single-stage Zenit rocket with the same weight and geometry, taking into account air resistance for the cargo version of the rocket with one small-sized engine, is made. The result is a significant reduction in fuel consumption and an increase in the maximum flight altitude by 2 times with an increase in specific impulse by 2.7 times, other things being equal. It is established that under certain conceptual parameters, it is possible to rapidly accelerate and fly a single-stage cargo rocket with a launch weight of 17.25-20.00 tons to the planets of the solar system directly from the Earth's surface using a bunch of engines of the same type.

The use of many of the same type of small-sized engines allows you to abandon the Laval nozzle in favor of a simple conical nozzle, which reduces the size of the rocket as a whole. This is determined by the need to reduce the diameter of the conical nozzle in order to achieve a greater specific heating power of the plasma compared to the specific power of the fuel burned in the combustion chamber. It is also proposed a complete rejection of the steering engines, the function of which will be performed by part of the engines located closer to the diameter of the rocket.

As electric generators, it is proposed to use promising prototypes of electric generators MEG-6NS, MEG-15NS and others, the company "NaukaSoft", with good weight indicators that allow in the future to produce such a liquid rocket engine of small dimensions. The redistribution of part of the fuel used to produce electricity is compensated by a significant increase in the specific impulse of the liquid rocket engine to increase the speed and overall efficiency of the flight with an optimal ratio of the amount of fuel to the weight of the rocket before refueling.

Keywords: electromagnetic high-frequency field, plasma heating of gases, single-stage rocket, X-ray ionizer.

Введение

Концепция ракет, использующих жидкостные реактивные двигатели (ЖРД), заложенная Валентином Петровичем Глушко (СССР) и Вернером фон Брауном (Германия), почти не изменилась до сих пор, что доказывается использованием конструкций, изобретённых ещё в 50–60-х гг. прошлого века. Основные различия конструкций определяются используемым горючим и окислителем [1–3]. Продуктами сгорания являются перегретый водяной пар, углекислый газ и азот, а при использовании жидких водорода и кислорода выделяется один перегретый водяной пар. В настоящее время эффективность по доставке тяжёлых грузов на околоземную орбиту является недостаточной и все возможности её увеличения практически исчерпаны. Например, ракета «Протон М» со стартовым весом 705 т выводит груз 23,7 т на орбиту 220 км, что составляет величину 3,4 %. Для высоты 36000 км полезный груз составляет 3,3 т, или 0,5 % от стартового веса. Нужно учитывать наносимый ущерб экологии при использовании некоторых видов

горючего и окислителя, поэтому перспективная ракета «Ангара-А5М» будет работать на известной топливной смеси керосина с кислородом, но с большей эффективностью.

Различие в величине удельного импульса (УИ) двигателей на основе топлива из керосина и кислорода, по сравнению с наилучшим криогенным водородно-кислородным двигателем, составляет не более 17 %. Но, учитывая совокупные параметры для ракеты в целом, их различие в эффективности по доставке грузов на орбиту значительно меньше. Многочисленные испытания окислителей, горючего, разработки новых двигателей с разнообразными типами камер сгорания (КС), не привели к существенному увеличению УИ двигателей [2] для экологически безопасного топлива. Следовательно, необходимо, используя совокупность научно-технических достижений последних десятилетий, многократно увеличить УИ для ЖРД, что значительно повысит эффективность доставки грузов на околоземные орбиты и, как следствие, позволит приступить к полётам на другие планеты Солнечной системы с большими скоростями, чем в настоящее время. В данной работе предлагается более значительное использование электрической энергии для увеличения УИ принципиально новых, малогабаритных двигателей для ракет, стартующих с земной поверхности. Концепция построения ракет тогда значительно изменится при использовании мощных источников электрической энергии для увеличения УИ. В настоящее время, электричество для тяги практически используется в малогабаритных, ионных и магнетоплазменных двигателях с небольшой тягой, что неприемлемо для ракет, стартующих с поверхности Земли.

Влияние технических параметров на эффективность полёта ракеты

В соответствии с расчётом по формуле К. Э. Циолковского для полёта ракеты вне полей тяготения, приняты следующие средние величины УИ: для типового ЖРД – 3 км/с; ЖРД с подогревом сверхзвуковых газовых потоков плазмой – 4,5 км/с. Предел увеличения УИ определяется, в основном, величиной используемой в ЖРД электрической мощности и может существенно возрасти в зависимости от конструкции ракеты в целом. Перераспределение части используемого топлива, составляющего до 90 % от стартового веса, для производства электроэнергии компенсируется значительным ростом УИ для ЖРД при увеличении скорости и общей эффективности полёта ракеты. Сравнение показывает, что увеличение УИ в 1,5 раза даёт уменьшение начального веса ракеты для ЖРД с подогревом плазмой в ~2,4 раза для первой космической скорости, ~3,5 раза для второй космической скорости и ~6,4 раза для третьей космической скорости. Таким образом, эффективность полёта ракеты значительно увеличивается с ростом УИ, который ограничивается теперь весом и мощностью электрогенератора. Перспективные опытные образцы электрогенераторов МЭГ-6НС и МЭГ-15НС с весом 4,5 и 9 кг, мощностью 6 и 15 кВт, соответственно, компании «НаукаСофт», позволяют в будущем изготовить такой ЖРД малых габаритов. Большое значение имеет соотношение $\eta_t = M_t/M_k$ для веса используемого топлива M_t к весу не заправленной топливом ракеты с полезной нагрузкой M_k для достижения соответствующей скорости. Например, для тяжёлых ракет «Протон М» и «Зенит» это соотношение составляет $\eta_t \approx 9,26-7,94$ для полёта на орбиту высотой 220 км, что значительно больше теоретического оптимального значения $\eta_t \approx 4$, полученного академиком Я. Б. Зельдовичем в 1963 г. Пределом увеличения скорости является перегрузка для экипажа пилотируемой ракеты, тогда как грузовой вариант ракеты позволяет достигать больших перегрузок и поэтому является более эффективным по использованию топлива. Обычно в одной связке используется 4–5 двигателей, к тому же большого диаметра из-за используемого профилированного сопла Лавала. Использование малогабаритных ЖРД с подогревом плазмой из объединённого множества ячеек даёт дополнительное преимущество – уменьшается влияние паразитных потоков воздуха между отдельными выхлопными струями ЖРД при высоких давлениях у земной поверхности, понижающих общую реактивную тягу. Это объясняется повышением донного давления вследствие меньшей неактивной площади для истекающих газов, когда длина пути потоков воздуха к центру связки множества малогабаритных двигателей резко возрастает. Важными параметра-

ми для ЖРД являются температура T_{CP} и давление P_{CP} в КС, которые взаимосвязаны. Например, если увеличить давление в КС в 50 раз, то это приведёт к росту температуры на 15 %, что позволит увеличить расходный комплекс всего на 3 % для топлива из керосина с азотной кислотой. Поэтому конструкторы ЖРД пошли по пути увеличения степени расширения сопла \mathcal{E}_C по давлению. Это позволяет увеличить УИ в пустоте в 1,15 раза при росте \mathcal{E}_C в 50 раз. Но такой путь привёл к большим габаритам используемого профилированного сопла Лавалья и снижению эффективности полёта ракеты в целом в плотных слоях атмосферы. Другой способ повышения эффективности ЖРД – это увеличение удельного веса топлива, хотя его увеличение в два раза позволяет увеличить, так называемую, несущую способность топлива всего на 20 % [3], но и этот способ ограничен небольшим выбором горючего, окислителя и добавок в топливо. Например, в работе [4] предложено использовать трёхкомпонентное топливо: керосин с добавками металлов, жидкий водород и жидкий кислород. Но увеличение УИ, в этом случае по расчётам, получается не более 6,5 % для работы ЖРД в пустоте. Значительно увеличить УИ простым увеличением теплотворной способности топлива также невозможно, так как максимальная скорость газов в расчётном сечении $W_{\text{Г max}}$ пропорциональна корню квадратному из ограниченной теплотворной способности топлива Q_{T} . Например, для того, чтобы увеличить $W_{\text{Г max}} = 3182$ м/сек до 4000 м/сек или в 1,257 раза, необходимо увеличить Q_{T} в 1,58 раза, т. е. на 58 %. Для многократного увеличения УИ, как наиболее важного параметра, предлагается дополнительный подогрев сверхзвукового потока газов в коническом сопле мощным электромагнитным ВЧ полем на основе работ [5; 6], где предложено повысить эффективность сгорания модифицированного топлива и окислителя нового типа при повышенном давлении атомов и молекул в скоростной КС. Понятно, что чем выше давление в КС, тем выше получаемая в ней температура, полнее степень сгорания топлива и больше УИ на выходе из конического сопла. Однако весовой расчёт показывает, что имеющиеся генераторы электроэнергии МЭГ-15НС (2 генератора одновременно) могут быть использованы при давлении в КС до ~ 15 МПа, что ограничивает их применение. Отказ от профилированного сопла Лавалья в пользу конического сопла с максимальным коэффициентом расширения не более 200–250 по площади (3000 по давлению) обусловлен особенной конструкцией ЖРД из-за предлагаемого использования встроенных, импульсных ионизаторов газов интенсивным рентгеновским излучением [7]. На рис. 1 изображена упрощённая схема ЖРД малых габаритов, предлагаемая здесь для построения по новой концепции.

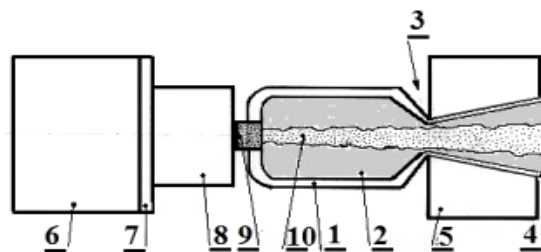


Рис. 1. Упрощённая схема ЖРД:

1 – корпус КС; 2 – горячие газы; 3 – критическое сечение; 4 – конус; 5 – ВЧ ионизатор;
6 – генератор электроэнергии; 7 – изолятор; 8 – ионизатор; 9 – анод; 10 – рентгеновские кванты

Fig. 1. Simplified scheme of liquid-propellant engines:

1 – body KS; 2 – hot gases; 3 – critical cross-section; 4 – cone; 5 – RF ionizer; 6 – electricity generator;
7 – insulator; 8 – ionizer; 9 – node; 10 – X-ray quanta

Мощность одного ионизатора для КС, частично использующего эффект Комптона для рентгеновских квантов, до 1 МВт в импульсе, но суммарная средняя мощность составляет 0,50–0,75 кВт. Площадь заземлённого анода 9 примерно равна площади критического сечения F_{CP} . Давно известно, что ионизация газов значительно улучшает процесс сгорания любого

топлива [8] из-за образования свободных радикалов и электронов, повышающих активность и скорость процессов горения в химических реакциях окисления атомов для используемого горючего. Но основной задачей встроенного в КС предлагаемого ионизатора является увеличение проводимости сверхзвукового потока газов на входе участка подогрева плазмой энергией электромагнитного ВЧ поля с высокой удельной мощностью в коническом сопле 4, которая должна намного превышать удельную мощность сгорающего в КС топлива.

Упрощённая теория использования электромагнитного ВЧ поля

В работе Г. Н. Абрамовича [9] рассматривалась подобная задача дополнительного разогрева газа внешним источником, однако конечный отрицательный результат для практического использования получен для прямой цилиндрической трубы, а не для конического сопла. Рассмотрим теорию происходящих процессов для конического сопла ЖРД, основанной на расчёте величины максимальной энергии подогрева плазмой сверхзвукового потока газов на всей длине конического сопла. Для потока энергии в расширяющемся коническом сопле и при отсутствии теплообмена с внешней средой, технической работы и внутреннего трения, без учёта потенциальной энергии для газов, обобщённое уравнение Бернулли имеет следующий вид [9]:

$$\frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \int_1^2 \Delta i = 0 \quad (1)$$

где p – давление газа, н/м²; ρ – плотность газа, кг/м³; w – скорость газа, м/с; $i = C_p T$ – теплосодержание, Дж/кг; C_p – удельная теплоёмкость, Дж/кг °К; T – температура, °К. Индексы 1 и 2 означают начальное и конечное состояние газа. Первое слагаемое связано с кинетической энергией, второе – со статическим давлением, а третье – с теплосодержанием потока газа, обусловленного внешним подогревом. Введём следующее соотношение: $(a_{Cr})^2 = k p_1 / \rho_1$ – квадрат скорости газов, где a_{Cr} – скорость газов в критическом сечении F_{Cr} ; k – показатель политропического процесса расширения и нагрева потока газа. Примем, в первом приближении, что $C_{p2} \approx C_{p1} \approx C_p$, а подогрев $T_2 - T_1 \approx \Delta T$. Решение для уравнения (1) находится при $p/\rho^k = \text{const}$, в виде полной суммы, включая оба решения для интегралов:

$$\frac{w_2^2 - w_1^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \int_1^2 C_p \Delta T = 0. \quad (2)$$

Далее преобразуем (2) с учётом соотношений $p_1 = p_{Cr}$, $p_2 = p_C$; $\mathcal{E}_C = p_{Cr}/p_C$, \mathcal{E}_C – степень расширения потока газов в сопле. Также имеем $w_1 = a_{Cr}$; $\lambda_c = w_2/a_{Cr}$ – безразмерная скорость потока газов в сопле, тогда получим уравнение в безразмерной форме

$$\lambda_c^2 = 1 + \frac{2}{k-1} \left[1 - (\mathcal{E}_C)^{\frac{1-k}{k}} \right] + 2 \frac{C_p}{a_{Cr}^2} \int_1^2 \Delta T. \quad (3)$$

Для решения интеграла в уравнении (3) сделаем следующие упрощающие предположения – температура вдоль всего конического сопла растёт от T_{Cr} до максимума T_{max} и затем уменьшается до некоторой величины $T_{min} \geq T_{Cr}$, причём зависимость является квадратичной или же близкой к линейной. Введём следующие постоянные: $L_C = h/R_{Cr}$, где L_C – приведённая безразмерная длина сопла, h – длина нагреваемой части сопла, м; R_{Cr} – радиус критической части сопла, м; $f_C = F_C/F_{Cr}$ – степень расширения сопла, где F_C – сечение в любой части сопла, м². Тогда после несложных преобразований, с учётом того, что определённый интеграл в уравнении (3) представляет собой некоторое число β , получим окончательный вид уравнения:

$$\lambda_c^2 = 1 + \frac{2}{k-1} \left[1 - (\mathcal{E}_C)^{\frac{1-k}{k}} \right] + 2 \frac{C_p}{a_{Cr}^2} \beta \left[1 + L_C \cdot \text{tg}(\alpha) \right] (T_{max} - T_{Cr}), \quad (4)$$

где $\operatorname{tg}(\alpha)$ – тангенс угла наклона конического сопла; $\beta = 2/3$ для квадратичной зависимости $T = T(x)$ или $\beta = 1$ для линейной. При отсутствии внешнего подогрева ЭМ поля $T_{\max} = T_{\text{Cr}}$ и формула (4) совпадают с известной формулой Г. Н. Абрамовича [9]. Результаты расчётов по формуле (4) приведены на рис. 2 для сопла без подогрева, т. е. при $T_{\max} = T_{\text{Cr}}$ для значений показателя процесса политропического расширения k в интервале от 1,10 до 1,30.

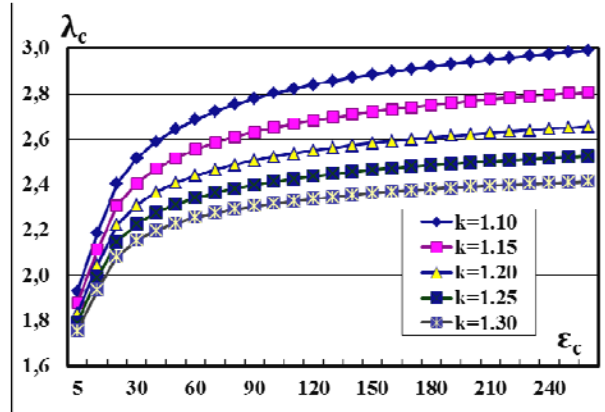


Рис. 2. Зависимость относительной скорости газов λ_c в коническом сопле от коэффициента расширения сопла по давлению ϵ_c

Fig. 2. Dependence of the relative velocity of gases λ_c in a conical nozzle on the expansion coefficient of the nozzle by pressure ϵ_c

Видно, что для значений $\epsilon_c \geq 100$ величина относительной скорости стремится к насыщению, поэтому можно выбрать величину ϵ_c в интервале от 100 до 200 определяемом, в основном, конструктивными условиями. Значение $k = 1,10$ соответствует одноатомным газам, а $k = 1,30$ – многоатомным. Реальные газы при сгорании топливных смесей являются сложной суммой одноатомных, двухатомных и многоатомных молекул, поэтому данные вычисления являются приближёнными, но достаточно хорошо описывают происходящие в газовых потоках процессы. Дополнительный подогрев сверхзвукового потока газа плазмой приводит к диссоциации многоатомных молекул и увеличению доли одноатомных молекул, что уменьшает величину показателя k , повышая относительную скорость λ_c и КПД теплового процесса расширения газов в сопле и всего ЖРД в целом. Из расчётов следует, что даже для относительно небольшого подогрева плазмой сверхзвукового потока газов на 1000 °К, относительная скорость газов λ_c существенно возрастает до величины 4,2–4,4, что соответствует УИ для жидкого водорода и кислорода. На рис. 3, а приведены результаты расчётов по вышеприведённым формулам для зависимости относительной скорости λ_c от величины подогрева газов по всей длине конического сопла. Параметры соответствовали топливной смеси керосина с азотной кислотой, в интервале подогрева до 1000 °К, при $f_c = 25$; $L_c = 25$ (для $R_{\text{Cr}} = 6$ мм, $h = 0,15$ м); $\epsilon_c = 150$; $\alpha = 9^\circ$, $a_{\text{Cr}} = 1026$ м/сек; $C_p = 1,8$ кДж/кг °К. На рис. 3, б приведены результаты расчётов для большей величины подогрева газов сопла до 10000 °К. Видно, что относительная скорость газов увеличивается до величины $\lambda_c = 11$, что соответствует УИ около ~ 10 км/сек. Зависимость λ_c от величины k уменьшается с ростом подогрева, так как возрастает концентрация атомов и двухатомных молекул.

При величине объёма КС $V_{\text{Cr}} = (2,5\text{--}2,7) \cdot 10^{-4}$ м³ и возможных сечениях $F_{\text{Cr}} = (0,7854\text{--}0,5027) \cdot 10^{-4}$ м², значение приведённой длины камеры сгорания $L_{\text{Cr}} = V_{\text{Cr}}/F_{\text{Cr}}$ может достигать величины 3,4–5,2 м. Такой высокий показатель L_{Cr} будет способствовать более полному сгоранию топлива в КС и общему повышению УИ, соответственно. Так как площадь сопла, прилегающая к сечению F_{Cr} , значительно уменьшена, то тепловой поток через стенки также уменьшается, что позволит увеличить температуру и скорость газового потока через охлаждаемое сопло. Можно заметить, что Меккером [10] была достигнута высокая температура подогрева

$T_{\max} = 5,2 \cdot 10^4$ °К для плазмы сжатой в канале диаметром 2,3 мм при атмосферном давлении и охлаждении водой с удельной мощностью около 11 МВт/см³, поэтому идея использования сверхзвуковых газовых потоков с подогревом плазмой имеет достаточно хорошую перспективу.

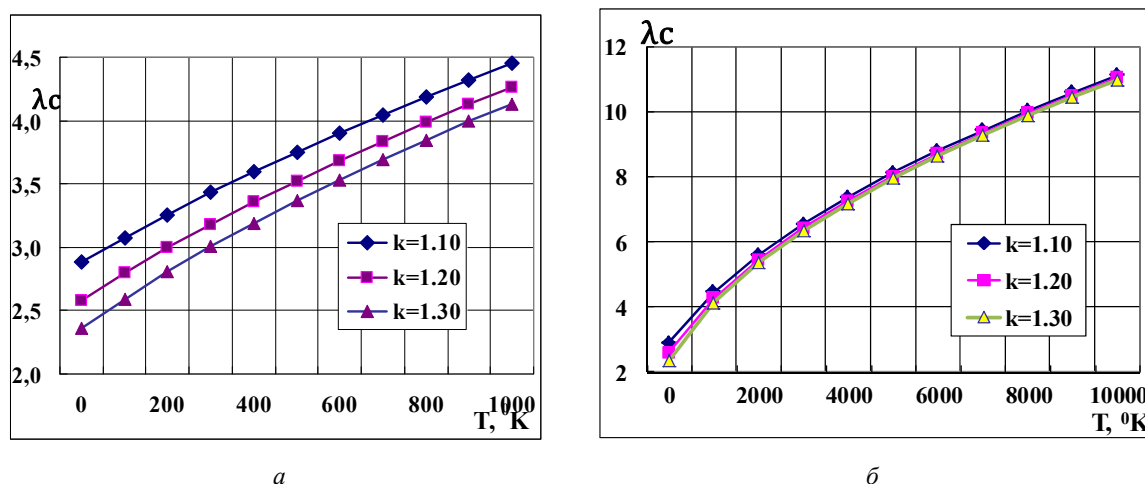


Рис. 3. Зависимость относительной скорости λ_c от величины подогрева плазмой:
а – до 1000 °К; б – до 10000 °К

Fig. 3. Dependence of the relative velocity λ_c on the amount of plasma heating:
а – up to 1000 °K; б – up to 10000 °K

Из справочных данных работы [11] следует, что подогрев газов в коническом сопле приводит к частичной или полной диссоциации образовавшихся в КС молекул CO_2 , H_2O , N_2 , которые к тому же обладают более высокой энтальпией, чем инертные одноатомные газы: ксенон, аргон и гелий. Например, смесь молекулярного азота N_2 и радикала N (основной компонент) при температуре 8000 °К обладает теплосодержанием в 5 раз больше, чем аргон. Поэтому применение молекулярных газов для образования ВЧ плазмы позволяет достигать высоких значений теплового КПД до 60–70 % по сравнению ~40 % для инертных газов (ксенона, аргона и гелия) [12] при высоких температурах подогрева. Основным преимуществом конического сопла с подогревом газов плазмой является то, что газ уже имеет высокую начальную скорость $a_{c1} > 1000$ м/сек и разогрет свыше 2500 °К, поэтому его дальнейший подогрев и, соответственно, дополнительное ускорение молекул, атомов (ионов) будет облегчено, что и является одной из причин повышения эффективности данной концепции ЖРД. Подогрев плазмой сверхзвукового потока газов приводит к разложению уже сформировавшихся в КС молекул CO_2 и H_2O на отдельные составляющие, что показано на рис. 4 для давления 0,2 МПа. Графики построены на основе табличных данных [11]. Молекулы азота N_2 в интервале до 6000 °К слабо диссоциируют и могут не учитываться при расчётах химических реакций в плазме с достаточно низкой температурой. Точный расчёт подогрева потока газов плазмой усложнён необходимостью учёта зависимостей электропроводности, теплоёмкости, теплопроводности и вязкости газов при высокой температуре химически изменяющегося по длине сопла газового потока. Решение сложной стационарной системы уравнений газо- и электродинамики возможно численно с применением метода контрольного объёма при расчёте зоны подогрева плазмой на основе программ MathCad на основе [13; 14], что выходит за рамки данной работы, но изложено мною в работе [5].

Укажем ещё на одно направление экономии топлива. Из рассмотрения расчётных табличных данных работы [1] был построен график, показанный на рис. 5, для доли несгоревшего топлива η смеси керосина с азотной кислотой для давлений в двух сечениях: критическом (P1) и расчётном 0,1 МПа (P2).

Из рис. 5 видно, что с ростом давления в КС топливо сгорает более эффективно, а доля несгоревшего топлива значительно уменьшается. Но даже в интервале давлений $P_{cP} = 15\text{--}50$ МПа

доля несгоревшего топлива в КС составляет 11–13 %, что с учётом части горючего, идущего на тепловую завесу стенок КС и составляющего 10–15 % от его общего веса, сильно снижает полную эффективность ЖРД. Кроме того, холодное горючее, идущее на тепловую завесу, плохо смешивается с общим газовым потоком и влияет на оптимальное стехиометрическое соотношение горючее / окислитель, уменьшая УИ, в том числе и в вакууме, на 3,2–3,4 %, что снижает грузоподъёмность всех ступеней ракет.

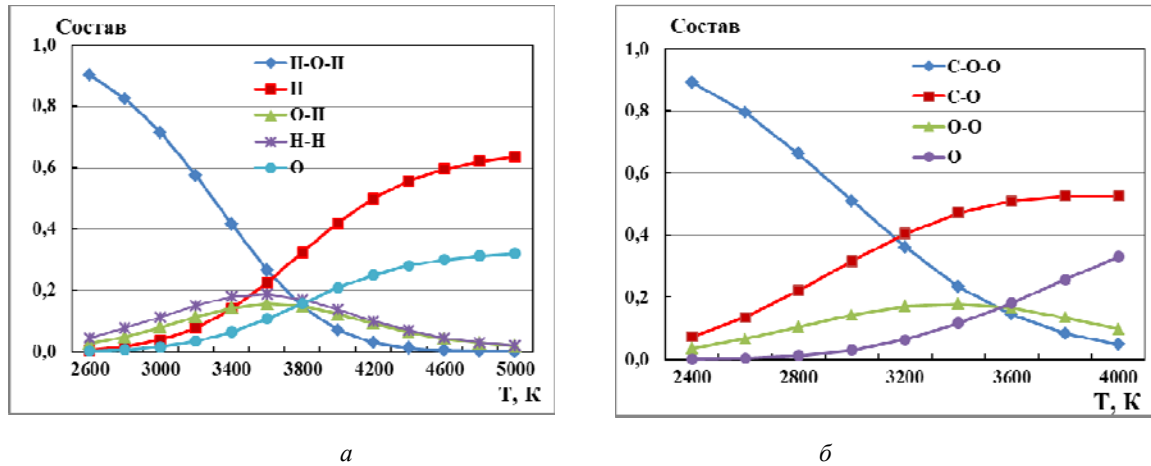


Рис. 4. Химический газовый состав атомов и молекул от температуры:
 а – H₂O; б – CO₂

Fig. 4. Chemical gas composition of atoms and molecules from temperature:
 а – H₂O; б – CO₂

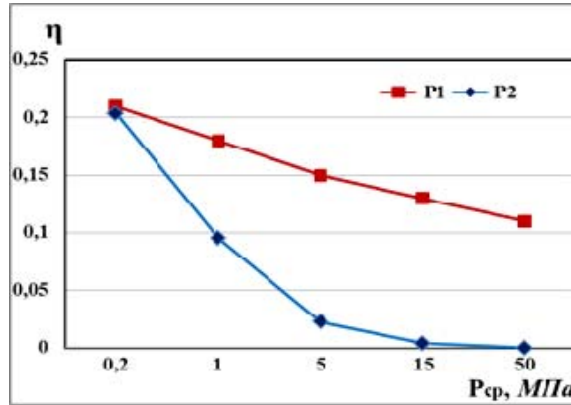


Рис. 5. Доля несгоревшего топлива η от давления в камере сгорания ЖРД P_{cp}

Fig. 5. The proportion of unburned fuel η from the pressure
 in the combustion chamber of LPE P_{cp}

Кардинального решения данной проблемы для современных конструкций ЖРД не имеется вследствие почти полного использования всех возможных ресурсов: конструирования, материаловедения, топливных смесей, баллистики и динамики полёта ракеты. В новой концепции построения ЖРД с использованием подогрева плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле, проблема несгоревшего топлива будет иметь незначительное влияние вследствие диссоциации и почти полной ионизации остатков несгоревшего горючего на участке подогрева потока газов низкотемпературной плазмой и их дальнейшего активного участия в дополнительном ускорении всего газового потока.

Сравнение полёта расчётных моделей ракет

Для вычисления параметров полёта двух моделей ракет (пропорционально уменьшенной известной ракеты «Зенит» и ракеты с плазменным подогревом сверхзвукового потока газов типа «Плазма»), имеющими по одному ЖРД малых габаритов, была составлена сравнительная таблица, учитывающая все геометрические и тяговые характеристики (табл. 1). Топливо – керосин и азотная кислота.

Таблица 1

Расчётные параметры моделей ракет «Зенит» и «Плазма»

№	Наименование параметра, ед. измер.	Формула	«Зенит»	«Плазма»	Примеч.
1	Полная тяга двигателя, Н	$P_E = P_1 + P_2$	3572	7178	в вакууме
2	Удельный импульс, м/с	W_a	2736	7377	
3	Сечение выходного сопла, м ²	S_a	0,0145	0,0145	
4	Давление в КС, МПа	P_{CP}	15	15	
5	Тяга сопла максимальная, Н	$P_1 = S_a(P_{CP}/\varepsilon_C - P_h)$	1446	1446	
6	Реактивная тяга, Н	$P_2 = W_a(\Delta m/\Delta t)$	2126	5732	
7	Расход топлива, кг/сек	$q = (\Delta m/\Delta t) = P_2/W_a$	0,777	0,777	max
8	Стартовый вес, кг	M_c	125	150	
9	Вес ракеты без топлива, кг	M_k	50	75	
10	Вес топлива, кг	m_T	75	75	
11	Текущий вес ракеты, кг	$m_i = M_{ci} - q \cdot \Delta t$			$i = 0 \dots n$
12	Время работы двигателя, с	t_w	100	200	
13	Сечение лобовое, м ²	S_F	0,0314	0,0314	
14	Коэффициент формы	K_S	0,080	0,080	
15	Плотность воздуха, кг/м ³	$\rho = \rho_0 \exp(-\zeta \cdot h_i)$			$\zeta \approx 0,11 \text{ м}^{-1}$
16	Коэфф. пропорциональности, м ²	$\mu = K_S \cdot S_F/2$	0,0013	0,0013	
17	Ускорение ракеты, м/с ²	$a_i = [(P_E - F_T)/m_i] - g$			
18	Сила сопротивления воздуха, Н	$F_T = \rho \cdot \mu \cdot (V)^2$			
19	Скорость полёта ракеты, м/с	$V_{i+1} = V_i + a_i \cdot \Delta t$			
20	Высота полёта ракеты, км	$h_{i+1} = h_i + V_i \cdot \Delta t$			
21	Давление воздуха, МПа	$P_h = P_0 \cdot \exp(-\gamma \cdot h_i)$			$\gamma = 0,142$
22	Ускорение свобод. падения, м/с ²	$g = g_0 / [(R + h_i)^2/R^2]$			
23	Коэфф. расширения сопла	ε_C	150	150	max
24	Время полёта до макс. высоты, с		420	1620	
25	Высота работы двигателя, км	H_E	102	429	max
26	Высота полёта в апогее, км	H_{max}	598	3333	
27	Максимальная скорость, м/с	V_{max}	2693	6474	

Примечание. $R = 6378 \text{ км}$ – радиус Земли, $g_0 = 9,809 \text{ м/с}^2$, $\rho_0 = 1,293 \text{ кг/м}^3$.

Отличие моделей заключалось в стартовом весе M_c и их полной тяге P_E из-за разных УИ, обусловленного подогревом плазмой газов в коническом сопле на величину $\Delta T = 4000 \text{ }^\circ\text{К}$, при температуре в КС равной $T_{CP} = 2779 \text{ }^\circ\text{К}$. Расчётные параметры для полёта малогабаритных моделей ракет с ограниченным запасом некриогенного топлива были получены с использованием программы MSExcel2010. Параметры соответствовали значениям для рис. 3 при величине объёма камеры сгорания $V_{CP} = 2,6 \cdot 10^{-4} \text{ м}^3$ и сечения $F_{Cr} = 0,7854 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$. Точность вычислений для значений массы $m_i(t)$, скорости V_i , высоты $H_i(t)$ и полной тяги двигателя $P(t)$ для табл. 1 определялась величиной интервала времени Δt , который изменялся в процессе вычислений от 1 с в момент старта до 20 с в конце полёта. Тяга двигателей изменялась одинаково для обеих моделей – плавно увеличиваясь до максимального значения, но расход топлива для модели «Плазма» был примерно в 3 раза меньше, что, собственно, характерно для всех моделей с подогревом сверхзвукового потока газов плазмой. Вследствие небольшого запаса топлива расчётная

максимальная скорость не превысила для математических моделей первую космическую скорость и была в 2,4 раза больше для модели «Плазма» по сравнению с моделью «Зенит». Для модели «Зенит» максимум скоростного напора происходил на высоте 11,3 км при скорости 554 м/с, тогда как для модели «Плазма» максимум скоростного напора достигался на высоте 10,7 км при меньшей скорости 472 м/с.

Результаты расчётов для моделей «Зенит» (нижняя кривая) и «Плазма» (верхняя кривая) приведены на рис. 6 для неравномерной шкалы времени. Видно, что высота полёта значительно больше для модели «Плазма», так как УИ у неё больше в 2,7 раза, а время полной работы ЖРД больше в 2 раза, что указывает на увеличение эффективности использования топлива при соответствующем перераспределении энергетических затрат на ионизацию и плазменный подогрев сверхзвукового потока в конусном сопле.

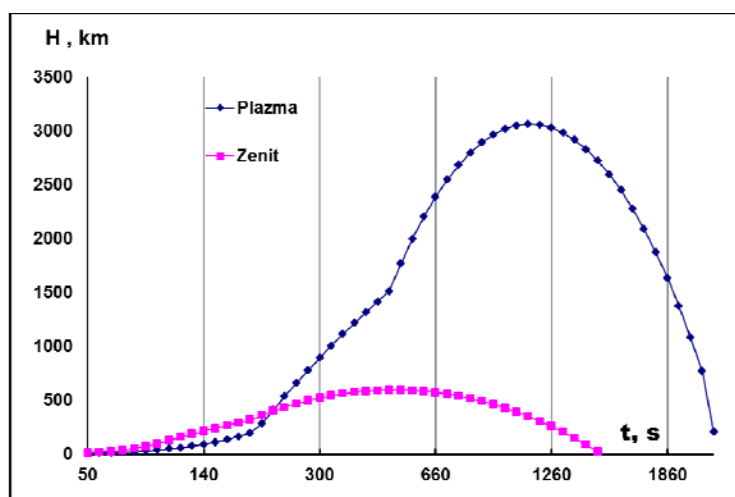


Рис. 6. Расчётная высота полёта моделей ракет типа «Плазма» и «Зенит» от времени

Fig. 6. The estimated flight altitude of the “Plasma” and “Zenit” rocket models from time to time

Также был смоделирован запуск модели «Плазма» с самолёта на высоте 10 км при начальной скорости 250 м/с и уменьшенным запасом топлива на 25 кг. Расчёт показал значительное улучшение всех параметров полёта, причём максимально достигнутая высота увеличилась, так как исчезла необходимость снижать скорость в момент преодоления скоростного напора. Максимально достигнутая высота почти соответствовала расчётному полёту ракеты со стартом с земной поверхности, но тяжелее на 25 %, что указывает на перспективную возможность старта малогабаритной ракеты с самолёта-носителя.

Расчётные данные для более тяжёлых и габаритных моделей ракет «Плазма-17,25» и «Плазма-20» представлены в табл. 2, которые отличаются стартовым весом, весом ракет без топлива, полной тягой двигателей, коэффициентами формы и расширения конуса. Максимальные расчётные скорости ракет значительно отличаются: для модели «Плазма-20» скорость больше второй космической, а для более лёгкой модели «Плазма-17,25» превышает третью космическую скорость.

Учитывая, что расчёты сделаны для одноступенчатых ракет с подогревом плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле на температуру $\Delta T = 8000$ °К, данный результат близок к теоретическому пределу. Существенным отличием моделей ракет является режим работы двигателей: для модели «Плазма-20» он экономически неизменный с постоянным расходом топлива, а для модели «Плазма-17,25» в течение первых 120 с работы тяга ступенчато увеличивается, а затем дважды меняется режим работы двигателей на всё более экономичный с меньшим расходом топлива. Следует заметить, что более тяжёлая ракета «Плазма-20» соответствовала критерию $\eta_T = m_T/M_K$ академика Я. Б. Зельдовича и равного $\eta_T \approx 4$, поэтому достигнутая вто-

рая космическая скорость являлась оптимально-предельной для расчёта данного веса ракеты. Высота максимального расчётного скоростного напора для моделей составляет 11,4–12,25 км при скоростях 546–348 м/с, соответственно. В момент окончания работы двигателей при $t = 550$ с для модели «Плазма-20», расчётная высота равна $H_E = 2577$ км, а для модели «Плазма-17,25» $H_E = 14046$ км при $t = 900$ с. Модель «Плазма-20» предполагается для вывода полезного груза на геостационарную орбиту или за орбиту Земли, а более лёгкая модель «Плазма-17,25» для полётов по Солнечной системе. Графики расчётов скоростей для математических моделей от времени полёта приведены на рис. 7.

Таблица 2

Расчётные параметры моделей ракет «Плазма-17,25» и «Плазма-20»

№	Наименование параметра, ед. измер.	Формула	«Плазма-17,25»	«Плазма-20»	Примеч.
1	Полная тяга двигателей, Н	$P_E = P_1 + P_2$	731220	711534	max
2	Удельный импульс, м/с	W_a	8400	8400	
3	Сечение на выходе из сопла, м ²	S_a	0,7854	0,7854	сумма *)
4	Давление в КС, МПа	P_{CP}	15	15	
5	Тяга сопла максимальная, Н	$P_1 = S_a(P_{CP}/\epsilon_C - P_h)$	78540	58854	сумма *)
6	Реактивная тяга, Н	$P_2 = W_a(\Delta m/\Delta t)$	652680	652680	сумма *)
7	Расход топлива, кг/сек	$q = (\Delta m/\Delta t) = P_2/W_a$	77,70	77,70	max
8	Стартовый вес, кг	M_c	17250	20000	
9	Вес ракеты без топлива, кг	M_k	1250	4000	
10	Вес топлива, кг	m_T	16000	16000	
11	Текущий вес ракеты, кг	$m_i = M_{ci} - q \cdot \Delta t$			$i = 0 \dots n$
12	Время работы двигателей, с	t_w	550	900	
13	Сечение лобовое, м ²	S_F	0,9818	0,9818	
14	Коэффициент формы	K_S	0,180	0,200	
15	Плотность воздуха, кг/м ³	$\rho = \rho_0 \exp(-\zeta \cdot h_i)$			$\zeta \approx 0,1 \text{ м}^{-1}$
16	Коэфф. пропорциональности, м ²	$\mu = K_S \cdot S_n/2$	0,08836	0,0982	
17	Ускорение ракеты, м/с ²	$a_i = [(P_E - F_T)/m_i] - g$			
18	Сила сопротивления воздуха, Н	$F_T = \rho \cdot \mu \cdot (V)^2$			
19	Скорость полёта ракеты, м/с	$V_{i+1} = V_i + a_i \cdot \Delta t$			
20	Высота полёта ракеты, км	$h_{i+1} = h_i + V_i \cdot \Delta t$			
21	Давление воздуха, МПа	$P_h = P_0 \cdot \exp(-\gamma \cdot h_i)$			$\gamma = 0,142$
22	Ускорение свобод. падения, м/с ²	$g = g_0 / [(R + h_i)^2/R^2]$			
23	Коэфф. расширения сопла	ϵ_C	150	200	max
24	Высота работы двигателя, км	H_E	14046	2577	
25	Максимальная скорость, м/с	V_{max}	32679	13060	

*Примечание. Величина полной тяги и сечения на выходе из сопла представлена для связки из множества однотипных, малогабаритных двигателей, что указано словом «сумма».

При расчётном времени полёта 100 мин дальность удаления модели «Плазма-20» от поверхности Земли составила 58413 км. На таком расстоянии притяжение Земли сильно ослаблено, а ускорение свободного падения на Землю составляет 0,095 м/с², т. е. уменьшилось более, чем в 100 раз с тенденцией дальнейшего уменьшения. Это означает, что модель «Плазма-20» может нести значительную полезную нагрузку, например, в сторону Луны или Марса. Удаление от поверхности Земли для другой модели «Плазма-17,25» при аналогичном времени полёта составляло более значительную расчётную величину $H=178760$ км, что означает возможность полёта ракеты в межгалактическое пространство, если определённым образом спроектировать её траекторию.

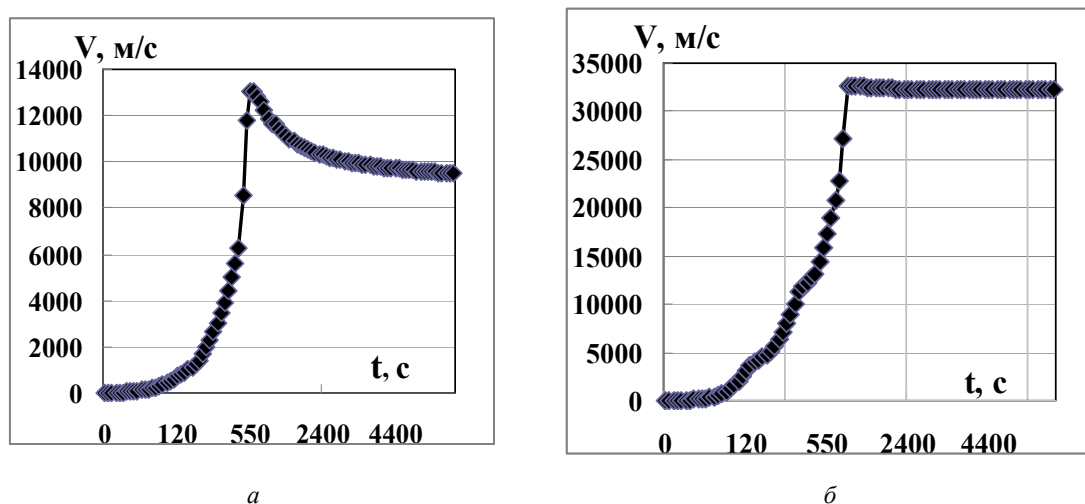


Рис. 7. Расчётная скорость полёта ракеты от времени (неравномерная шкала):
 а – «Плазма-20»; б – «Плазма-17,25»

Fig. 7. Estimated flight speed of the rocket from time (uneven scale):
 а – Plasma-20; б – Plasma-17,25

Заключение

На основании проделанных расчётов, по предложенным здесь упрощённым формулам, можно предположить, что использование значительной части топлива для генерации электроэнергии позволит увеличить УИ в несколько раз, что повлечёт за собой полную перекомпоновку при создании малогабаритного ЖРД с подогревом плазмой сверхзвукового потока газов в коническом сопле. Величина подогрева будет определяться геометрическими размерами конического сопла, которые не могут быть произвольными, а связаны с глубиной проникновения электромагнитного ВЧ поля в плазму с оптимальной проводимостью для максимальной эффективности передачи энергии электромагнитного ВЧ поля потоку плазмы. Разогрев сверхзвукового потока газов плазмой в коническом сопле существенно отличается от разогрева газов в обычных ВЧ плазматронах вследствие значительно большей массы разогретых газов, движущихся почти ламинарно, без завихрений. Расчёты процессов, происходящих в плазме сверхзвукового потока, можно проводить численными методами, хорошо развитыми для плазматронов [13; 11], но с учётом химических реакций, происходящих в зоне подогрева плазмой. Начало таким теоретическим и экспериментальным исследованиям положено в работе [5] для небольшого кварцевого реактора в форме ЖРД, охлаждаемого водой, с максимальной кратковременной тепловой мощностью не более 4 кВт, мощностью ВЧ генератора для создания плазмы ~1,5 кВт.

Использование множества малогабаритных, но более эффективных ЖРД по новой концепции для создания ракет различного назначения позволит, вероятно, отказаться от многоступенчатой концепции создания небольших космических ракет. Такая тенденция уже наметилась практически. Например, американская фирма Rocket Lab создала двухступенчатую ракету «Электрон» со стартовым весом 13 т, содержащую связку из 9 малогабаритных ЖРД с электрическими турбонасосами. Это позволило успешно управлять полётом ракеты без специальных рулевых двигателей с перспективой многократного использования первой ступени ракеты с помощью парашюта, сделав 32 реальных пуска в 2022 г. [15], поднимая грузы до 300 кг на низкие околоземные орбиты. Вариантом использования множества ЖРД для одного двигателя с центральным телом и изменяемым вектором тяги в полёте является возобновлённый в 2017 г. российский проект ОАО «ГРЦ Макеева» – одноступенчатой ракеты «Корона» весом ~290 т [16].

Дальнейшее развитие идеи подогрева плазмой сверхзвукового потока газов потребует практических исследований, выяснения всех особенностей процесса расширения при диссоциации смеси газов: азота, углекислого газа и воды. Предел температуры подогрева плазмой определяется ростом потерь на оптическое излучение, которые резко увеличиваются при температурах

превышающих 6000–8000 °К. Большое значение имеет определение времени рекомбинаций ионов в плазме потока газов в зависимости от температуры, что являлось частью работы [17]. Также потребуется практическая разработка ионизатора для КС с высокой интенсивностью рентгеновского излучения и импульсной мощностью до 1 МВт, теория которого приведена в работе [7]. Необходимо провести исследование процесса ионизации плотного потока газов в КС при давлениях 15–50 МПа и его влияния на уменьшение доли несгоревшего топлива.

Предлагаемый в данной статье комбинированный способ значительного увеличения УИ поможет снизить стоимость запуска космических аппаратов для ближних и дальних околоземных орбит, а также, вероятно, начать достаточно быстрое передвижение небольших ракет в дальнем космосе.

Благодарности. Автор благодарит ООО «Аника М» (г. Новосибирск, www.anikam.ru) за финансовую помощь при выполнении данной работы.

Acknowledgements. The author is especially grateful to “Anika M” LLC (Novosibirsk, www.anikam.ru) for financial assistance in performing this work.

Библиографические ссылки

1. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания : Справочник в 10 т. под ред. ак. В. П. Глушко. М. : ВИНТИ АН СССР, 1971–1979.
2. Воробей В. В. Технология производства ЖРД. М. : МАИ. 2001. 496 с.
3. Пономаренко В. К. Ракетные топлива. М. : ВИККА им. А. Ф. Можайского. 1995. 619 с.
4. Развитие концепции многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 121–136. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
5. Воронин С. Т. Численное моделирование сверхзвукового потока газов в коническом сопле с локальным подогревом плазмой // Письма в ЖТФ. 2022. Т. 48, № 10. С. 40–44. DOI: 10.21883/PJTF.2022.10.52556.19175.
6. Voronin S. T. Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heating // Technical Physics Letters. 2022. Vol. 48, No. 5. P. 62–66.
7. Воронин С. Т. Ионизатор горячих газовых потоков высокой плотности рентгеновским, характеристическим излучением при фотолюминесценции комбинированного анода трансмиссионного типа // Физические основы приборостроения. 2022. Т. 11, № 3(45). С. 14–21. DOI: 10.25210/jfor-2203-014021.
8. Степанов Е. М. Ионизация в пламени и электрическое поле. М. : Металлургия. 1968, 312 с.
9. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика : в 2 т. М. : Наука. 1991.
10. Финкельбург В., Меккер Г. Электрические дуги и термическая плазма. М. : Изд-во иностр. лит., 1961. 210 с.
11. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М. : Наука. 1972. 720 с.
12. Коротеев А. С., Миронов В. М., Свирчук Ю. С. Плазмотроны. М. : Машиностроение, 1993. 296 с.
13. Дресвин С. В., Иванов Д. В. Основы математического моделирования плазмотронов. Ч. 2. СПб. : Изд-во иностр. лит., 2006. 140 с.
14. Дресвин С. В., Иванов Д. В., Нгуен К. Ши. Основы математического моделирования плазмотронов. Ч. 3. СПб. : Изд-во иностр. лит., 2006. 138 с.
15. Electron. Dedicated access to space for small satellites [Электронный ресурс]. URL: www.rocketlabusa.com/launch/electron/.
16. Назначение, возможности и особенности создания многофазовой одноступенчатой ракеты-носителя «Корона» / А. В. Вавилин, В. Г. Дегтярь, С. А. Маханьков, С. Ф. Молчанов // XLI Академ. чтения по космонавтике : сб. тез. конф. М., 2017. С. 21.
17. Шибкова Л. В. Физические процессы в движущейся плазме многокомпонентных инертных и химически активных смесей : автореф. дис. ... д. ф.-м. н. М. : МГУ им. М. В. Ломоносова. 2007. 43 с.

References

1. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svoystva produktov sgoraniya. Spravochnik v 10 tomakh pod redaksiyey akademika V. P. Glushko* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products. Handbook in 10 volumes edited by academician V. P. Glushko]. Moscow, VINITI AN SSSR Publ., 1971–1979.
2. Vorobey V. V. *Tekhnologiya proizvodstva ZhRD*. [Technology production of liquid-propellant engines]. Moscow, MAI Publ., 2001, 496 p.
3. Ponomarenko V. K. *Raketnye topliva* [Rocket fuels]. Moscow, VIKKA im. Mozhayskogo Publ., 1995, 619 p.
4. Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. [Development of the concept of a reusable liquid rocket engine on three-component fuel]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.
5. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in conical nozzle with local plasma heating]. *Technical Physics Letters*. 2022, Vol. 48, No. 10, P. 40–44 (In Russ.). DOI: 10.21883/PJTF.2022.10.52556.19175.
6. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heating]. *Technical Physics Letters*. 2022, Vol. 48, No. 5, P. 62–66.
7. Voronin S. T. [Ionizer of hot gas flows of high density by X-ray, characteristic radiation during photoluminescence of the combined anode of the transmission type]. *Physical foundations of instrumentation*. 2022, Vol. 11, No. 3(45), P. 14–21. DOI: 10.25210/jfop-2203-014021.
8. Stepanov E. M. *Ionizatsiya v plameni i elektricheskoe pole* [Ionization in flame and electric field]. M. : Metallurgiya, 1968, 312 p.
9. Abramovich G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied Gas Dynamics]. Moscow, Nauka Publ., 1991.
10. Finkelburg W., Mekker G. *Elektricheskije dugi i termicheskaya plazma* [Electric arcs and thermal plasma]. Moscow, Izdatelstvo foreign literature. 1961, 210 p.
11. Vargaftik N. B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoystvam gazov i zhidkostey* [Handbook on the thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka Publ., 1972, 720 p.
12. Koroteev A. S., Mironov V. M., Svirchuk Y. S. *Plazmotrony* [Plasma torches]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993. 296 p.
13. Dresvin S. V., Ivanov D. V. *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya plazmotronov* [Fundamentals of Mathematical Modeling of Plasma Torches]. Sankt-Peterburg, Polytechnic University Publ., 2006, 140 p.
14. Dresvin S. V., Ivanov D. V., Nguyen K. Sh. *Osnovy matematicheskogo modelirovaniya plazmotronov* [Fundamentals of Mathematical Modeling of Plasma Torches]. Sankt-Peterburg, Polytechnic University Publ., 2006, 138 p.
15. Electron. Available at: www.rocketlabusa.com/launch/electron/.
16. Vavilin A. V., Degtyar V. G., Makhankov S. A., Molchanov S. F. [Purpose, capabilities and features of the creation of a reusable single-stage launch vehicle Korona]. *XLI Academic Readings on Cosmonautics. Collection of abstracts of the conference*. Moscow, 2017, P. 21.
17. Shibkova L. V. *Fizicheskie protsessy v dvizhusheysya plazme mnogokomponentnykh i khimicheskii aktivnykh smesey Dr diss.* [Physical processes in moving plasma of multicomponent inert and chemically active mixtures. Dr diss.]. Moscow, Lomonosov Moscow State University. 2007, 43 p.

© Воронин С. Т., 2023

Воронин Сергей Тимофеевич – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник; ООО «Аника М». E-mail: anika_m@mail.ru.

Voronin Sergey Timofeevich – Cand. Sc., Leading Researcher; Anika M” LLC. E-mail: anika_m@mail.ru.

УДК 621.396.967

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-90-98

Для цитирования: Гончаренко Ю. Ю., Карцан И. Н. Радиолокационные станции как средство обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 90–98. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-90-98.

For citation: Voronin S. T. [Radar stations as a means of ensuring the security of critical information infrastructure]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 90–98. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-90-98.

Радиолокационные станции как средство обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры

Ю. Ю. Гончаренко¹, И. Н. Карцан^{2,3*}

¹Севастопольский государственный университет

Российская Федерация, 299053, г. Севастополь, ул. Университетская, 33

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

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

³Морской гидрофизический институт РАН

Российская Федерация, 299011, г. Севастополь, ул. Капитанская, 2

*E-mail: kartsan2003@mail.ru

В работе систематизируются основные характеристики радиолокационных станций (РЛС) как средств обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры. Проанализированы основные виды радиолокационных станций. Показано, что доминирующим типом среди РЛС являются импульсные радиолокационные станции сантиметрового и миллиметрового диапазонов, которые используют одну антенну, достаточно просты и эргономичны при использовании по прямому назначению. Разобраны понятия тактических и технических характеристик радиолокационных станций. Рассмотрены особенности главной тактической характеристики – дальности действия радиолокационной станции. Показано, что для определения дальности обнаружения цели с учетом влияния условий среды и рельефа местности (в месте установки радиолокационной станции) необходимо использовать систему уравнений, содержащую зависимости дальностей обнаружения: энергетической, геометрической, ожидаемой и фактической (статистической). Соответствие аналитических расчётов фактическим результатам позволяет оценить достоверность предположений об отражающих свойствах целей в различных условиях обстановки при обеспечении безопасности критической информационной инфраструктуры.

Ключевые слова: критическая инфраструктура, критическая информационная инфраструктура, радиолокационная станция, радиолокационная цель, дальность обнаружения.

Radar stations as a means of ensuring the security of critical information infrastructure

Y. Y. Goncharenko¹, I. N. Kartsan^{2,3*}

¹Sevastopol State University

33, Universitetskaya St., Sevastopol, 299053, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

³Marine Hydrophysical Institute, Russian Academy of Sciences

2, Kapitanskaya St., Sevastopol, 299011, Russian Federation

*E-mail: kartsan2003@mail.ru

The paper systematizes the main characteristics of radar stations as a means of ensuring the security of critical information infrastructure. The main types of radar stations are analyzed. It is shown that the dominant type among radars are pulse radars of the centimeter and millimeter ranges, which use a single antenna, are quite simple and ergonomic when used for their intended purpose. The concepts of tactical and technical characteristics of radar stations are analyzed. The features of the main tactical characteristic – the range of the radar station are considered. It is shown that in order to determine the target detection range, taking into account the influence of environmental conditions and terrain (at the location of the radar station), it is necessary to use a system of equations containing the dependences of the detection ranges of energy, geometric, expected and actual (statistical). The correspondence of analytical calculations to actual results makes it possible to assess the reliability of assumptions about the reflecting properties of goals in various conditions of the situation while ensuring the security of critical information infrastructure.

Keywords: critical infrastructure, critical information infrastructure, radar station, radar target, detection range.

Введение

Под критической инфраструктурой принято понимать совокупность предприятий, сетей, систем выход из строя или нарушение функционирования которых может вызвать потерю управления или нанести существенный ущерб на общегосударственном, региональном, местном или объектовом уровне [1]. Управление критической инфраструктурой (КИ) осуществляется посредством информационных систем, информационно-телекоммуникационных сетей, автоматизированных системы управления, а также сетей электросвязи, которые используются для организации их взаимодействия. Совокупность этих систем и сетей определяют как критическую информационную инфраструктуру (КИИ) [2; 3]. КИ и КИИ являются охраняемыми объектами. Для их охраны и защиты имеются специальные подразделения физической защиты, решающие также ряд специфических задач.

Первой из этих задач является освещение обстановки в непосредственной близости к охраняемому периметру объекта и на подходах к нему [4–10]. Для решения этой задачи подразделениями физической защиты объекта используются оптические и инфракрасные средства, контактные и акустические системы, радиолокационные станции. Использование последних находит все более широкое применение, особенно в условиях атмосферных осадков (снег и дождь) и ограниченной видимости (туман и морось). Качество решения задач по освещению обстановки напрямую зависит от эффективности применения радиолокационных станций. Грамотное применение радиолокации для решения различных задач определяется знанием и использованием основных свойств радиолокационных станций.

Целью работы является систематизации основных характеристик радиолокационных станций (РЛС) как средств обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры [11–15]. Для достижения поставленной цели необходимо последовательно решить следующие задачи. Во-первых, проанализировать основные виды радиолокационных станций и определить доминирующий тип РЛС. Во-вторых, дать понятия тактических и технических характеристик радиолокационных станций. В-третьих, рассмотреть особенность главной тактической характеристики – дальности действия радиолокационной станции.

Основные виды радиолокационных станций и доминирующий тип РЛС

Радиолокационная станция, радар (от английского «radar» или «radio detection and ranging» – радиообнаружение и измерение дальности) – система для обнаружения воздушных, морских и наземных объектов, а также для определения их дальности, скорости и геометрических параметров [4; 12; 16–19]. В настоящее время их принято различать по назначению: РЛС обнаружения, РЛС управления и слежения, РЛС целеуказания и другое. В зависимости от используемого диапазона волн их разделяют на метровые, дециметровые, сантиметровые и миллиметровые.

Первичный радиолокатор, в основном, служит для обнаружения целей, освещая их электромагнитной волной и затем принимая ее отражение (эхо) от цели. Поскольку скорость электромагнитных волн постоянна (равна скорости распространения света), становится возможным определение расстояния до цели на основе измерения различных параметров распространения сигнала. В основе устройства РЛС лежат три компонента: передатчик, антенна и приёмник [8; 20–23].

Передатчик (передающее устройство) является источником электромагнитного сигнала высокой мощности и представляет собой мощный импульсный генератор. Для РЛС сантиметрового и миллиметрового диапазона в качестве генератора обычно используется магнетрон. В зависимости от конструкции передатчик может работать либо в импульсном режиме, формируя повторяющиеся короткие мощные электромагнитные импульсы, либо излучает непрерывный электромагнитный сигнал.

Антенна выполняет фокусировку излучаемого сигнала и формирование диаграммы направленности, а также приём отражённого от цели сигнала и трансляцию его в приёмник. Чтобы мощный сигнал не просачивался от передающего устройства в приёмник и не ослеплял его при приеме слабого эха, перед приёмником размещают специальное устройство (антенный переключатель), закрывающее вход приёмника в момент излучения зондирующего сигнала.

Приёмник (приёмное устройство) выполняет усиление и обработку принятого сигнала. В самом простом случае результирующий сигнал подаётся на электронно-лучевую трубку (экран радиолокатора), которая показывает изображение, синхронизированное с движением антенны.

Современные РЛС основаны, как правило, на частотном, фазовом и импульсном методах измерения отражённого сигнала [24–29]. Среди РЛС наблюдения доминирующим типом являются импульсные радиолокаторы. Импульсный радар передает излучающий сигнал коротким импульсом (обычно от долей до единиц микросекунды), после чего переходит в режим приема, в то время как излученный импульс распространяется в пространстве. Поскольку импульс распространяется от радара с постоянной скоростью, то расстояние до цели определяется временем, прошедшим с момента излучения импульса до момента получения эхо-ответа. Промежуток времени между излучением импульсов называют частотой повторения импульсов, которая определяет рабочую шкалу дальности станции. Использование импульсного метода позволяет создавать РЛС с одной антенной и достаточно простым и эргономичным индикаторным устройством.

Таким образом, среди множества видов радиолокационных станций самыми многочисленными являются РЛС обнаружения, которые предназначены для освещения обстановки вокруг места их расположения. Доминирующим типом среди этих РЛС являются импульсные радиолокационные станции сантиметрового и миллиметрового диапазонов, которые используют одну антенну, достаточно просты и эргономичны при использовании по прямому назначению.

Тактические и технические характеристики радиолокационных станций

Тактические характеристики РЛС – это ключевые свойства боевого использования радиолокационных станций по их прямому назначению, в первую очередь для выявления опасных целей, приближающихся к охраняемому периметру, и обеспечения применения технических и других средств, имеемых в распоряжении систем обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры, для их нейтрализации или уменьшения опасности [5; 30].

К тактическим характеристикам РЛС наблюдения относится восемь боевых свойств, выраженных в определенных численных единицах измерений. Первое – это дальность действия.

Дальность действия – наибольшая дальность обнаружения главной цели поиска РЛС, например, конкретный тип злоумышленника (вооруженного диверсанта, оснащенного специальными техническими средствами и обмундированием) или летательный аппарат (с заданным радиусом эквивалентной отражающей поверхности), находящийся на определенной высоте, или резиновое плавсредство (с заданным радиусом эквивалентной отражающей поверхности).

Следующие параметры – это зоны обзора (и мертвая зона), разрешение по углу и по дистанции, время приведения в боевую готовность, время непрерывной работы, помехоустойчивость, высота установки антенны.

Технические характеристики РЛС – это конкретные технические свойства (технические параметры) радиолокационных станций, обеспечивающие реализацию их тактических характеристик (ключевых свойств боевого использования). Их десять. Главными, определяющими дальность действия РЛС являются следующие три:

- несущая частота f , Гц – частота гармонических электромагнитных колебаний, служащих переносчиком импульсных сигналов при их излучении посредством модуляции. Измеряется в герцах и связана с длиной излучаемой волны λ соотношением $C = f\lambda$, где $C = 3 \cdot 10^8$ км/с – скорость распространения электромагнитных волн;

- излучаемая мощность в импульсе или импульсная мощность $P_{и}$, Вт – средняя за время импульса мощность. Это значение мощности используют для характеристики импульсов прямоугольной, колоколообразной и другой формы;

- чувствительность приемного устройства $P_{пр}$, Вт, характеризует способность приемника принимать слабые сигналы и определяется как минимальный уровень входного сигнала устройства, необходимый для обеспечения требуемого качества полученной информации.

Другими техническими параметрами являются ширина направленности антенны, коэффициенты направленного действия и усиления антенны, коэффициент распознавания сигнала, скорость обзора пространства, потребляемая мощность и габаритные параметры.

Таким образом, тактические характеристики радиолокационных станций в системах обеспечения безопасности критической информационной инфраструктуры включают дальность действия, зоны обзора, разрешение по углу и дистанции, время приведения в боевую готовность и время непрерывной работы, помехоустойчивость и высоту установки антенны. Технические характеристики РЛС – это конкретные технические свойства (технические параметры) радиолокационных станций, обеспечивающие реализацию их тактических характеристик (ключевых свойств боевого использования).

Особенности главной тактической характеристики – дальности действия радиолокационной станции

Принято различать четыре вида дальности действия РЛС: энергетическую, геометрическую, ожидаемую и фактическую.

Энергетическая дальность обнаружения цели $D_э$ (с радиусом эквивалентной отражающей поверхности $R_э$), измеряемая в метрах, находится из основного уравнения (нестрогого неравенства) радиолокации

$$\frac{P_{и} \cdot K_{yc} \cdot 2\pi \cdot R_э^2}{(4\pi D)^4} \cdot 10^{-0,2\beta \cdot D_{км}} \geq \delta \cdot \frac{P_{пр}}{K_{yc}}, \quad (1)$$

где β – коэффициент объёмного затухания. Его значение зависит от частоты электромагнитных колебаний, распространяющихся в пространстве, и находится эмпирическим путём.

Энергетическая дальность обнаружения цели $D_э$ является расчётной величиной и не учитывает искривление земной поверхности, обусловленной её формой, особенностями рельефа местности в районе охраняемого объекта.

Геометрическая дальность $D_г$ учитывает данные особенности. Она основана на принципе прямолинейного распространения электромагнитных волн, подобно лучу света. Искривление земной поверхности вследствие того, что Земля имеет шарообразную форму, наличие положительного и отрицательного рельефа вызывает формирование зон освещённости и зон тени. Цели, находящиеся в зоне тени, не обнаруживаются.

Ожидаемая дальность обнаружения цели учитывает рефракцию электромагнитных волн – искривление прямолинейно распространяющегося электромагнитного луча вследствие изменения состояния приземных слоёв атмосферы, которое традиционно зависит от температуры воздуха, его влажности и атмосферного давления. Это учитывается коэффициентом аномалии A , который рассчитывается аналитически по эмпирическим методикам, соответствующим разным диапазо-

нам электромагнитных волн – сантиметровому, дециметровому и метровому. Кроме этого, существуют методики для определения коэффициента аномалии по другим местным признакам.

В ряде случаев для определения ожидаемой дальности обнаружения D_0 используют не геометрическую, а энергетическую дальность обнаружения. Это происходит в тех случаях, когда $D_0 \ll D_r$. В связи с этим справедливо утверждение, что:

$$D_0 = A \cdot \begin{cases} D_r, & \text{если } D_r \approx D_0, \\ D_0, & \text{если } D_0 \ll D_r. \end{cases} \quad (2)$$

Необходимо заметить, что и энергетическая, и геометрическая, и ожидаемая дальности обнаружения являются результатом аналитического расчёта.

Фактическая дальность D_f – это дальность обнаружения, получаемая в результате использования РЛС по прямому назначению. Она является результатом измерения дальности только что обнаруженной стандартной цели при определённых условиях. Наблюдаемые в таких условиях различные стандартные цели – воздушные, надводные, наземные – обнаруживаются в определённом диапазоне дистанций каждая. Набранный (систематизированный по результатам боевого использования РЛС) набор дистанций подчиняется нормальному закону распределения, на основании которого строится интегральная закономерность обнаружения конкретной радиолокационной цели при определённых условиях.

Другими словами, фактическая (статистическая, экспериментальная) дальность обнаружения D_f определяется в виде:

$$D_f = \begin{cases} D_{\min}, & \text{если } P_{\text{обн}} = 1, \\ D_{\text{ср}}, & \text{если } P_{\text{обн}} = 0,5, \\ D_{\max}, & \text{если } P_{\text{обн}} < 0,5. \end{cases} \quad (3)$$

В зависимости от вероятности обнаружения цели возможно построить зоны обнаружения. Расстояние, начиная с которого вероятность обнаружения цели равна единице, принимается дальностью достоверного обнаружения. Она образует зону достоверного обнаружения, которая располагается в окружности, радиус которой условно равен единице. Если расстояние, на котором вероятность обнаружения цели равна 0,5, то радиус зоны обнаружения от 1 до 1,5. Зона, образованная данной окружностью, располагающаяся за областью достоверного обнаружения, является зоной вероятного обнаружения. Область пространства, располагающуюся за зоной вероятного обнаружения, принято называть зоной неуверенного обнаружения, радиус которой от 1,5, где фактическая дальность обнаружения максимальная.

Заключение

Среди множества видов радиолокационных станций самыми многочисленными являются РЛС обнаружения, которые предназначены для освещения обстановки вокруг места их расположения. Доминирующим типом среди этих РЛС являются импульсные радиолокационные станции сантиметрового и миллиметрового диапазонов, которые используют одну антенну, достаточно просты и эргономичны при использовании по прямому назначению.

Для определения дальности обнаружения цели с учетом влияния условий среды и рельефа местности (в месте установки радиолокационной станции) необходимо использовать систему уравнений, содержащую зависимости дальностей обнаружения: энергетической, геометрической, ожидаемой и фактической (статистической), первые три из которых используются для аналитических расчётов, а фактическая – для оценки результатов обнаружения. Соответствие аналитических расчётов фактическим результатам позволяет также оценить достоверность предположений об отражающих свойствах целей в различных условиях обстановки при обеспечении безопасности критической информационной инфраструктуры.

Благодарности. Работа выполнена в рамках государственного задания по теме No 0555-2021-0005.

Acknowledgements. The work was carried out within the framework of the state assignment on topic No. 0555-2021-0005.

Библиографические ссылки

1. Защита критической инфраструктуры государства от террористического воздействия / Е. В. Азаренко, Ю. Ю. Гончаренко, М. М. Дивизинюк, М. И. Ожиганова. К. : ИГНС НАНУ, 2018. 84 с.
2. О безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации: Федеральный закон от 26.07.2017 № 187-ФЗ [Электронный ресурс]. URL: <https://fstec.ru> (дата обращения: 10.09.2022).
3. Лапсарь А. П., Назарян С. А., Владимирова А. И. Повышение устойчивости объектов критической информационной инфраструктуры к целевым компьютерным атакам // Вопросы кибербезопасности. 2022. № 2(48). С. 39–51.
4. Гончаренко Ю. Ю., Девицына С. Н. Особенности использования стационарных радиолокационных станций для предотвращения чрезвычайных ситуаций террористического характера // Экономика. Информатика. 2021. № 2 (48). С. 405–412.
5. Основы построения радиолокационных станций радиотехнических войск / В. Н. Тяпкин, А. Н. Фомин, Е. Н. Гарин и др. Красноярск, 2021. 531 с.
6. Радиолокационные системы / В. П. Бердышев, Е. Н. Гарин, А. Н. Фомин и др. Красноярск, 2021. 400 с.
7. Программное и аппаратное моделирование радиолокационных сигналов РЛС вертикального зондирования / Е. Н. Гарин, В. Н. Ратушняк, А. Б. Гладышев, Д. И. Смирнов // Журнал Сибирского федер. ун-та. Серия: Техника и технологии. 2020. Т. 13, № 3. С. 370–378.
8. Гарин Е. Н., Шайдуров Р. Г. Радиолокационный метод поиска подповерхностных объектов на основе взаимодействия сейсмических и электромагнитных волн // Журнал Сибирского федер. ун-та. Серия: Техника и технологии. 2019. Т. 12, № 8. С. 987–997.
9. Research of accuracy characteristics of measurement of coordinates in the ground-based radionavigation system based on pseudosatellites / A. B. Gladyshev, D. D. Dmitriev, V. N. Ratuschnyak и др. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. P. 52011.
10. Эффективность радионавигационных систем / И. Н. Карцан, К. Г. Охоткин, Р. В. Карцан, Д. Н. Пахоруков // Вестник СибГАУ. 2013. № 3 (49). С. 48–50.
11. Экспериментальные исследования макета радиолокационной станции вертикального зондирования / В. М. Владимиров, Д. Д. Дмитриев, В. Н. Ратушняк, А. Ю. Колупаев // Журнал Сибирского федер. ун-та. Серия: Техника и технологии. 2022. Т. 15, № 7. С. 874–884.
12. Development of a device for monitoring and tuning radio-technical parameters of a satellite communications earth station / A. B. Gladyshev, D. D. Dmitriev, V. N. Tyapkin, V. N. Ratuschnyak // Journal of Physics: Conference Series. 2020 International Conference on Information Technology in Business and Industry, ITBI 2020. BRISTOL, ENGLAND, 2020. P. 012004.
13. Бакулев П. А. Радиолокационные станции. М. : Радиотехника, 2015. 440 с.
14. Карцан И. Н. Метод исключения ошибок определения местоположения при одновременном использовании навигационных систем // Вестник СибГАУ. 2008. № 3(20). С. 101–103.
15. Precision characteristics of the ground-based user equipment of satellite radio navigation system employing pseudolites in noisy environments / V. N. Tyapkin, I. N. Ishchuk, A. V. Korovin et al. // International Review of Aerospace Engineering. 2018. Т. 11, No. 2. P. 58–65.
16. Methods of high-precision mutual navigation of small spacecraft / D. D. Dmitriev, V. N. Tyapkin, Y. L. Fateev et al. // Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, MWENT 2020 – Proceedings. 2020. P. 9067505.

17. Дмитриев Д. Д., Тяпкин В. Н., Кремез Н. С. Методы адаптации фазированных антенных решеток к помехам в спутниковых радионавигационных системах // Радиотехника. 2013. № 9. С. 039–043.
18. Применение микрополосковых фильтров при построении адаптивной антенной решетки / Д. Д. Дмитриев, И. В. Тяпкин, А. Б. Гладышев, А. А. Лексиков // Антенны. 2018. № 3 (247). С. 24–29.
19. Серенков В. И., Карцан И. Н., Дмитриев Д. Д. Метод синтеза амплитудно-фазового распределения гибридно-зеркальной антенны // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 664–669.
20. Spatial filtering algorithms in adaptive multi-beam hybrid reflector antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings. 2015. P. 714.
21. Методика оценки динамики изменения вероятностных характеристик распознавания объектов воздушной разведки / И. Н. Ищук, А. А. Долгов, А. М. Филимонов, Д. Д. Дмитриев // Журнал Сибирского федер. ун-та. Серия: Техника и технологии. 2019. Т. 12, № 6. С. 683–693.
22. Hardware architectures of the qr-decomposition based on a givens rotation technique / A. V. Sokolovskiy, E. A. Veisov, V. N. Tyapkin, D. D. Dmitriev // Journal of Siberian Federal Universit. Mathematics and Physics. 2019. Vol. 12, No. 5. P. 606–613.
23. Methods for radar atmospheric sensing using radars with low-element antenna arrays / D. D. Dmitriev, V. N. Ratushniak, Y. L. Fateev, V. M. Vladimirov // Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, MWENT 2020 – Proceedings. 2020. P. 9067446.
24. Основы обработки и передачи информации в автоматизированных системах управления / С. В. Бейльман, И. В. Тяпкин, В. Н. Ратушняк и др. Ч. 1: Первичная обработка радиолокационной информации. Красноярск, 2020. 195 с.
25. Карцан И. Н. Радиолокация земли университетскими малыми космическими аппаратами // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. материалов II Всеросс. науч.-практ. конф. М., 2022. С. 127–137.
26. Improving the efficiency of noise suppression by correcting the frequency characteristics of receiving channels in satellite navigation equipment / V. N. Tyapkin, V. N. Ratushniak, A. B. Gladyshev et al. // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018. Proceedings. 2018. P. 1–5.
27. Автоматизированный измерительный комплекс для исследования частотных характеристик свч-фильтров в широком диапазоне частот / А. Б. Гладышев, Д. Д. Дмитриев, П. Ю. Зверев, И. А. Смолев // Журнал Сибирского федер. ун-та. Серия: Техника и технологии. 2019. Т. 12, № 7. С. 765–772.
28. Жуков А. О., Карцан И. Н. Оценки функциональных характеристик радиотехнической системы // В кн.: Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах. 2021. С. 114–117.
29. Применение перспективных радиотехнических средств в интересах контроля космических объектов / А. О. Жуков, И. В. Минин, И. Н. Валяев и др. // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления : сб. материалов VI Всеросс. науч.-практ. конф. М., 2021. С. 388–397.
30. Карцан И. Н. Качественные параметры радионавигационных систем // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. II Всеросс. науч.-практ. конф. М., 2021. С. 109–113.

References

1. Azarenko E., Goncharenko Yu., Divizinyuk M., Ozhiganova M. *Zashchita kriticheskoi infrastruktury gosudarstva ot terroristicheskogo vozdeistviya* [Protection of the critical infrastructure of the state from terrorist influence]. Kyiv, IGNS NANU Publ., 2018, 84 p.
2. *O bezopasnosti kriticheskoi informatsionnoi infrastruktury Rossiiskoi Federatsii: Federal'nyi zakon ot 26.07.2017 № 187-FZ* [On the Security of the Critical Information Infrastructure of the

Russian Federation: Federal Law No. 187-FZ of 26.07.2017]. Available at: <https://fstec.ru> (accessed: 10.09.2022).

3. Lapsar' A. P., Nazaryan S. A., Vladimirova A. I. [Increasing the resilience of critical information infrastructure objects to targeted computer attacks]. *Voprosy kiberbezopasnosti*, 2022, No. 2(48), P. 39–51 (In Russ.).

4. Goncharenko Yu. Yu., Devitsyna S. N. [Features of the use of stationary radar stations to prevent terrorist emergencies]. *Ekonomika. Informatika*/ 2021, No. 2(48), P. 405–412 (In Russ.).

5. Tyapkin V. N., Fomin A. N., Garin Ye. N. et al. *Osnovy postroyeniya radiolokatsionnykh stantsiy radiotekhnicheskikh voysk* [Basics of building radar stations of radio engineering troops]. Krasnoyarsk, 2021, 536 p.

6. Berdyshev V. P., Garin Ye. N., Fomin A. N. et al. *Radiolokatsionnyye sistemy* [Radar systems]. Krasnoyarsk, 2021, 400 p.

7. Garin E. N., Ratushnyak V. N., Gladyshev A. B., Smirnov D. I. [Software and hardware simulation of radar system signals of the vertical sounding]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologie*. 2020, No 3 (13), P. 370–378 (In Russ.).

8. Garin E. N., Shaydurov R. G. [Parametric method for searching subsurface objects based on the interaction of seismic and electromagnetic waves]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologie*. 2019, No. 8 (12), P. 987–997 (In Russ.).

9. Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Ratushnyak V. N. et al. Research of accuracy characteristics of measurement of coordinates in the ground-based radionavigation system based on pseudosatellites. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, P. 52011.

10. Kartsan I. N., Okhotkin K. G., Kartsan R. V., Pakhorukov D. N. [Effectiveness of radionavigation systems]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva*. 2013, No. 3 (49), P. 48–50 (In Russ.).

11. Vladimirov V. M., Dmitriev D. D., Ratushnyak V. N., Kolupaev A. Y. [Experimental investigations of the vertical sounding radar layout]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologie*. 2022, No. 7 (15), P. 874–884 (In Russ.).

12. Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Ratushnyak V. N. Development of a device for monitoring and tuning radio-technical parameters of a satellite communications earth station. *Journal of Physics: Conference Series. 2020 International Conference on Information Technology in Business and Industry, ITBI 2020*. BRISTOL, ENGLAND, 2020, P. 012004.

13. Bakulev P. A. *Radiolokatsionnyye stantsii* [Radar stations]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2015, 440 p.

14. Kartsan I. N. [A method for eliminating location detection errors while using navigation systems at the same time]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*. 2008, No. 3(20), P. 101–103 (In Russ.).

15. Tyapkin V. N., Ishchuk I. N., Korovin A. V. et al. Precision characteristics of the ground-based user equipment of satellite radio navigation system employing pseudolites in noisy environments. *International Review of Aerospace Engineering*. 2018, Vol. 11, N. 2, P. 58–65.

16. Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Fateev Y. L. et al. Methods of high-precision mutual navigation of small spacecraft. *Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, MWENT 2020 – Proceedings*. 2020, P. 9067505.

17. Dmitriev D. D., Tyapkin V. N., Kremez N. S. [Methods of adaptation of the phased antenna array to noise in satellite radio navigational systems]. *Radioengineering*. 2013, No. 9, P. 39–43 (In Russ.).

18. Dmitriev D. D., Tyapkin I. V., Gladyshev A. B., Leksikov A. A. [Microstrip filters application when designing adaptive antenna array]. *Antennas*. 2018, No. 3 (247), P. 24–29 (In Russ.).

19. Serenkov V. I., Kartsan I. N., Dmitriev D. D. [Method of synthesis of the amplitude-phase distribution of a hybrid mirror antenna]. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M. F. Reshetneva*. 2015, No 3(16), P. 664–669 (In Russ.).

20. Tyapkin V. N., Kartsan I. N., Dmitriev D. D., Goncharov A. E. [Spatial filtering algorithms in adaptive multi-beam hybrid reflector antennas]. *International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings*. 2015, P. 714.

21. Ischuk I. N., Dolgov A. A., Filimonov A. M., Dmitriev D. D. [Methods of assessment of dynamics of change of probability characteristics of recognition of objects in aerial reconnaissance]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologie*. 2019, No. 6 (12), P. 683–693 (In Russ.).
22. Sokolovskiy A. V., Veisov E. A., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D. Hardware architectures of the qr-decomposition based on a givens rotation technique. *Journal of Siberian Federal University. Mathematics and Physics*. 2019, Vol. 12, No. 5, P. 606–613 (In Russ.).
23. Dmitriev D. D., Ratushniak V. N., Fateev Y. L., Vladimirov V. M. Methods for radar atmospheric sensing using radars with low-element antenna arrays. *Moscow Workshop on Electronic and Networking Technologies, MWENT 2020 – Proceedings*. 2020, P. 9067446.
24. Beilman S. V., Tyapkin I. V., Ratushniak V. N. et al. *Osnovy obrabotki i peredachi informatsii v avtomatizirovannykh sistemakh upravleniya* [Fundamentals of processing and transmission of information in automated control systems]. Krasnoyarsk, 2020, 195 p.
25. Kartsan, I. N. [Earth radar by university small spacecraft]. *Sbornik materialov II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh"* [Collection of materials of the II All-Russian scientific-practical conference "Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems"]. Moscow, 2022, P. 127–137.
26. Tyapkin V. N., Ratushniak V. N., Gladyshev A. B. et al. Improving the efficiency of noise suppression by correcting the frequency characteristics of receiving channels in satellite navigation equipment. *25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. ICINS 2018. Proceedings*. 2018, P. 1–5.
27. Gladyshev A. B., Dmitriev D. D., Zvereva P. Yu., Smolev I. A. [Automated Measuring Complex for the Research of the Frequency Characteristics of Microwave Filters in a Wide Range of Frequencies]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologie*. 2019, No. 7 (12), P. 765–772 (In Russ.).
28. Zhukov A. O., Kartsan I. N. Otsenki funktsional'nykh kharakteristik radiotekhnicheskoi sistemy [Evaluation of the functional characteristics of the radio system]. *Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh* [Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems]. 2021, P. 114–117.
29. Zhukov A. O., Minin I. V., Valyaev I. N. et al. [The use of advanced radio engineering tools in the interests of monitoring space objects]. *Sbornik materialov VI Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii* [Collection of materials of the VI All-Russian Scientific and Practical Conference]. Moscow, 2021, P. 388–397 (In Russ.).
30. Kartsan I. N. [Qualitative parameters of radio navigation systems]. *Sbornik tezisov konferentsii II Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii* [Collection of conference abstracts of the II All-Russian Scientific and Practical Conference]. Moscow, 2021, P. 109–113 (In Russ.).

© Гончаренко Ю. Ю., Карцан И. Н., 2023

Карцан Игорь Николаевич – доктор технических наук, доцент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева; старший научный сотрудник, Морской гидрофизический институт РАН. E-mail: kartsan2003@mail.ru.

Гончаренко Юлия Юрьевна – доктор технических наук, доцент, профессор Севастопольского государственного университета. E-mail: yugoncharenko@sevsu.ru.

Kartsan Igor' Nikolaevich – Dr. Sc., Docent, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology; Senior Researcher, Marine Hydrophysical Institute, Russian Academy of Sciences. E-mail: kartsan2003@mail.ru.

Goncharenko Yulia Yurievna – Dr. Sc., Docent, professor; Sevastopol State University. E-mail: yugoncharenko@sevsu.ru.

УДК 629.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-99-108

Для цитирования: Наземный комплекс управления космическими аппаратами дальнего космоса / Жуков А. О., Иванов К. А., Бондарева М. К. и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 99–108. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-99-108.

For citation: Zhukov A. O., Ivanov K. A., Bondareva M. K. et al. [Ground control system for distant space vehicle]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 99–108. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-99-108.

Наземный комплекс управления космическими аппаратами дальнего космоса

А. О. Жуков^{1,2*}, К. А. Иванов³, М. К. Бондарева¹, М. Н. Бондарев¹, Д. С. Горовой³

¹ФГБНУ «Аналитический центр»
Российская Федерация, 109316, г. Москва, ул. Талалихина, 33/4
²Институт астрономии Российской академии наук
Российская Федерация, 119017, г. Москва, ул. Пятницкая, 48
³АО «ОКБ МЭИ»
Российская Федерация, 111250, г. Москва, ул. Красноказарменная, 14
*E-mail: aozhukov@mail.ru

В настоящее время востребованы исследования перспективного наземного комплекса управления космическими аппаратами дальнего космоса, обладающего большими возможностями не только в управлении космическими аппаратами дальнего космоса, но и в проведении фундаментальных и прикладных радиоастрономических исследований. Большое внимание уделяется анализу требований к радиотехническому комплексу, которые должны быть выполнены для реализации возможности проведения с его помощью нескольких направлений научных исследований и, прежде всего, планетной радиолокации, интерферометрии со сверхдлинными базами, радиопросвечивания, радиоастрономии. На основе анализа состояния наземного комплекса управления космическими аппаратами дальнего космоса раскрыты направления его развития на основе модернизации существующих средств, а также показаны перспективы применения новых технологий для освоения дальнего космоса на траекториях полета к Луне, Марсу, другим небесным телам Солнечной системы, объектам инопланетной и межпланетной инфраструктуры.

Ключевые слова: наземный комплекс управления, дальний космический аппарат, сеть, технология управления, радиоастрономические исследования, методы исследования космических тел.

Ground control system for distant space vehicles

A. O. Zhukov^{1,2*}, K. A. Ivanov³, M. K. Bondareva¹, M. N. Bondarev¹, D. S. Gorovoy³

¹Expert and Analytical Center
33, Building 4, Talalikhina St., Moscow, 109316, Russian Federation
²Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences
48, Pyatnitskaya St., Moscow, 119017, Russian Federation
³JSC “Special Research of Moscow Power Engineering Institute”
14, Krasnokazarmennaya St., Moscow, 111250, Russian Federation
*E-mail: aozhukov@mail.ru

The demand for research of a promising ground-based long-range spacecraft control complex, which has great capabilities not only in the control of deep space vehicles, but also in carrying out fundamental and applied radio astronomical research. Much attention is paid to the analysis of the requirements to the

radio complex, which must be fulfilled to realize the possibility of several directions of scientific research and, first of all: planetary radiolocation; interferometry with ultra-long baselines; radio-reflecting; radioastronomy. Based on the analysis of the state of the ground control system of deep spacecraft, the directions of its development on the basis of modernization of existing facilities are revealed, and the prospects for the use of new technologies for the development of deep space on flight paths to the Moon, Mars, other celestial bodies of the solar system, the objects of alien and interplanetary infrastructure are shown.

Keywords: ground control complex, long-range spacecraft, network, control technology, radio astronomy research, space-body research methods.

Введение

При выполнении космических миссий по исследованию объектов дальнего космоса целевой задачей является доставка комплекса научных приборов в составе космического аппарата (КА) в заданную область космического пространства, проведение научных исследований в этой области и доставка полученной информации на Землю. Областью космического пространства, в которой проводятся научные исследования, может быть поверхность планеты или ее спутника, орбита искусственного спутника планеты, траектория полета КА, при которой обеспечивается пролет на заданном расстоянии от исследуемого объекта.

Методы исследования физических характеристик объектов дальнего космоса с помощью научных приборов, установленных на борту КА для дальнего космоса (ДКА), называются прямыми. Прямые методы обеспечили получение ценной информации о планетах Солнечной системы, а также о космической плазме, ионизированных и нейтральных оболочках планет и некоторых комет. В будущем исследования объектов Солнечной системы прямыми методами будут продолжаться, например, с помощью перспективных КА, таких как планируемый к запуску «ЭкзоМарс», управляемый создаваемыми многофункциональными наземными радиотехническими комплексами (НРТК). НРТК проводят траекторные измерения текущих навигационных параметров КА, по которым определяется траектория его движения, получают с борта телеметрическую информацию о работе служебных систем и научных приборов КА [1–5], с помощью передаваемых на борт команд управления обеспечивают их нормальную работу, принимают с бортовых систем КА информацию, полученную в процессе проведения научных исследований [6; 7].

Основной особенностью радиолиний дальней космической связи является необходимость осуществлять радиосвязь на гигантских расстояниях – сотен и тысяч миллионов километров. Время распространения сигнала на эти расстояния может достигать нескольких десятков минут, а при полете к дальним планетам – нескольких часов. Специфические особенности радиолиний дальней космической связи предъявляют к НРТК дополнительные требования, которые делают их уникальными по техническим характеристикам и значительно отличающимися от наземных станций слежения других космических систем [8–10].

Первыми поколениями НРТК, с помощью которых велось управление ДКА, являлись комплексы «Плутон» с антеннами АДУ 1000 и «Сатурн-МСД» с антеннами П-400 и П-200. С 1981 по 2000 гг. для управления ДКА использовался НРТК «Квант-Д», установленный на пунктах в Евпатории и Усурийске. Комплекс «Квант-Д», оснащенный антеннами П-2500 с диаметром зеркала 70 м и П-400 с диаметром зеркала 32 м, работал в двух диапазонах частот – L и S. За этот период с использованием комплекса «Квант-Д» были успешно выполнены космические программы по исследованию Венеры, Марса, кометы Галлея, а также научные исследования, проводимые с КА, находящимися на высокоэллиптических орбитах («Астрон», «Гранат», «Интербол»).

Однако на сегодняшний день аппаратура комплекса «Квант-Д» морально устарела, израсходовала свой технический ресурс и, главное, работает в диапазонах частот, не соответствующих регламенту Международного союза электросвязи, членом которого является Россия. Поэтому

вновь разрабатываемые КА для исследования дальнего космоса и соответствующие НРТК должны работать в отведенных для этого диапазонах частот – X, S и Ka.

Указанные обстоятельства явились основанием для разработки следующего поколения НРТК для управления перспективными ДКА и объединения их в региональные и глобальные сетевые структуры. Учитывая большую стоимость создания антенн, а также большую длительность их жизненного цикла (до 30–40 лет), в перспективе в наземном комплексе управления (НКУ) ДКА будут использоваться существующие антенны П-2500 и ТНА-1500, прошедшие восстановительный ремонт и модернизированные для работы в новых диапазонах, а новые комплексы будут разрабатываться на базе антенных систем с диаметрами зеркал 32 и 12 м.

Практика проведения натурных испытаний ДКА показывает, что даже при одновременном управлении двумя КА различных космических программ время задействования наземных средств на одном пункте не превышает 6–10 ч. Остальное время эти дорогостоящие средства не используются. Поэтому для увеличения времени использования наземных средств необходимо уже при проектировании комплекса предусмотреть возможность использования его для проведения других работ, таких как научные исследования и участие в управлении иностранными ДКА.

Поэтому необходимо комплексное исследование перспективного НКУ ДКА, обладающего большими возможностями не только в управлении ДКА, но и в проведении фундаментальных и прикладных радиоастрономических исследований. Большое внимание уделяется анализу требований к радиотехническому комплексу, которые должны быть выполнены для реализации возможности проведения с его помощью нескольких направлений научных исследований [11–14], и прежде всего:

- планетной радиолокации;
- интерферометрии со сверхдлинными базами;
- радиопросвечивания;
- радиоастрономии.

Конфигурация НРТК ДКА

Существующие средства наземного комплекса управления дальними космическими аппаратами построены по однопунктной схеме приема-передающего НРТК, решающего задачи управления определенным дальним КА.

В настоящее время для управления дальними КА привлекаются следующие средства НКУ ДКА:

- командно-измерительная система (КИС) «Кобальт-Р» на базе антенной системы (АС) ТНА-1500 (Медвежьи Озера);
- КИС «Клен-Д» на базе АС П-2500 «Уссурийск»;
- НРТК «Кобальт-М-ФГ» на базе АС ТНА-1500 (Медвежьи Озера);
- НРТК «Фобос» на базе АС П-2500 «Уссурийск»;
- наземная станция «Спектр-Х» на базе АС ТНА-57;
- центр управления полетом КК «Спектр-РГ» (на базе ЦУП ЦНИИмаш)
- сектор главного конструктора КК «Спектр-РГ» (на базе ЦУП-Л);
- центр управления полетом КА «Спектр-Р» (на базе ЦУП-Л);
- баллистический центр ИПМ им. М. В. Келдыша;
- баллистический центр ЦНИИмаш;
- ССПД (на базе существующих средств МССПД из состава НАКУ КА НСЭН и измерений, средств ССПД ОКБ МЭИ, НПО Лавочкина, ЦНИИмаш, п.э. Уссурийск, п.э. Байконур).

Однако существующие средства, обеспечивающие управление КА в дальнем космосе, имеют ряд существенных недостатков, не позволяющих в полной мере обеспечивать непрерывное и устойчивое управление, связь и навигацию отечественными и международными дальними космическими аппаратами, например:

- не обеспечивается круглосуточный режим радиосвязи с ДКА;
- технический ресурс больших антенных систем входящих в состав средств для управления ДКА заканчивается и бесконечно продлеваться не может;
- отсутствует единый стандарт по созданию средств НКУ ДКА (у каждого разработчика «своя школа» разработки);
- однопунктная схема приема-передающего НРТК неэффективна при увеличении группировки ДКА и не обеспечивает необходимый энергетический потенциал для радиосвязи с перспективными ДКА.

Модернизированные средства НКУ ДКА должны обеспечивать управление КА лунных проектов, запускаемых в интересах Госкорпорации «Роскосмос», оснащенными бортовыми радиокомплексами С-диапазона (типа БА КИС).

В связи с тем, что масса и возможности энергопитания ДКА весьма ограничены, мощность бортовых передатчиков и размеры бортовых антенн невелики. Для приема сигналов с ДКА на Земле приходится строить большие антенны с диаметром параболического зеркала 30–70 м. Необычно высокие требования предъявляются к точности наведения этих антенн при слежении за КА – доли угловых минут. Чувствительность приемных устройств НРТК должна быть предельно достижимой для современного уровня техники; мощность передающих устройств – достаточно высокой (десятки и сотни киловатт мощности в непрерывном режиме); долговременная стабильность излучаемых и гетеродинных частот комплексов дальней космической связи – очень большой (1×10^{-13} – 1×10^{-15}).

Необходимо обеспечивать высокую достоверность выдаваемых на ДКА команд управления, причем выдача команд, а также выполнение других основных операций комплексов дальней космической связи при осуществлении управления ДКА должны проводиться в автоматическом режиме.

Результаты исследований, проводимых в дальнем космосе, напрямую зависят от технических характеристик используемых НРТК управления [15–19]. По мере совершенствования технических характеристик этих средств, расширяются возможности и растут результаты проводимых научных экспериментов. Поэтому совершенствование технических характеристик наземных и бортовых радиосистем идет постоянно, но главным образом при смене поколений этих систем. Технические характеристики нового поколения НРТК управления ДКА должны соответствовать последним достижениям науки, техники и технологии на момент его создания [20–25].

Стоимость создания таких радиотехнических комплексов управления весьма велика, срок службы их может доходить до 20 лет. Поэтому разработка аппаратуры должна вестись таким образом, чтобы обеспечить гибкость в модернизации комплекса, что позволит в процессе использования модернизировать отдельные системы, не влияя на работу остальной части комплекса.

Методы исследования Солнечной системы

Для получения информации с объектов Солнечной системы, недоступных для прямых методов исследований в настоящее время, таких как солнечная корона, солнечный ветер на малых расстояниях от Солнца, астероиды и кометы, атмосферы некоторых планет и их спутников и др., используются не прямые или дистанционные методы исследований, основанные на связи между физическими свойствами объектов и характеристиками радиосигналов, распространяющихся через исследуемую среду или отражающихся от поверхности объектов исследования.

В проводимых с помощью НРТК радиоастрономических исследованиях используются в качестве зондирующих естественные источники излучения – квазары и пульсары либо искусственные источники радиоволн, излучаемых бортовыми или наземными передатчиками.

К дистанционным методам исследований относятся:

- радиопросвечивание атмосфер планет (радиозатменные методы исследований), исследование солнечной плазмы;

- радиолокационные исследования, проводимые с помощью наземного планетного радиолокатора и радиолокатора, расположенного на КА – спутнике планеты (радиолокатор бокового обзора), а также бистатическая радиолокация;
- исследования, проводимые с использованием доплеровского смещения частоты, вызываемого взаимным движением исследуемого объекта и станции слежения;
- исследования с использованием радиоинтерферометров со сверхбольшой базой;
- радиоастрономические исследования.

Чувствительность дистанционных методов космических исследований зависит от соотношения между эффектами, создаваемыми исследуемой средой на пути распространения радиоволны, и инструментальными погрешностями используемых НРТК, обусловленными шумами приемных систем.

Совершенствование радиотехнических комплексов, диктуемое требованиями новых космических программ, повышает возможности использования НРТК в качестве инструмента для проведения дистанционных радиофизических исследований. Технические характеристики отечественных НРТК управления из состава НКУ ДКА оказались адекватными для проведения высокоэффективных радиотехнических исследований, проводимых дистанционными методами, обеспечивших получение уникальной и, в ряде случаев, приоритетной научной информации о различных объектах Солнечной системы.

Заключение

Главной задачей перспективного НКУ является управление перспективными ДКА, поэтому намечены пути повышения технических возможностей комплекса при управлении перспективными ДКА и методы обеспечения совместимости с космическими радиоприемниками иностранных ДКА. Создание НКУ ведется поэтапно. На первом этапе создается НКУ ДКА в составе, обеспечивающем выполнение космических программ с территории России. На последующих этапах осуществляется дооснащение и территориальное расширение НКУ ДКА с целью улучшения его технических характеристик, что позволит обеспечить управление группировкой перспективных ДКА и пилотируемых миссий. Использование перспективных технологий позволит осуществлять это в непрерывном режиме радиосвязи.

В настоящий момент АО «ОКБ МЭИ», в рамках эскизного проекта «Развитие структуры и систем наземного комплекса управления КА дальнего космоса», утвержден облик глобальной радиоинтерферометрической сети НКУ КА дальнего космоса. Глобальная сеть позволит решать задачи по оказанию услуг непрерывного и устойчивого управления, связи и навигации для российской орбитальной группировки пилотируемых и автоматических КА (в том числе при выполнении программ освоения дальнего космоса на траекториях полета к Луне, Марсу, другим небесным телам Солнечной системы); международных КА; объектов напланетной и межпланетной инфраструктуры, а также по обеспечению проведения фундаментальных научных исследований в дальнем космосе. Долгосрочная программа создания такой сети НКУ ДКА до 2035 г. утверждена при защите эскизного проекта Заключением Госкорпорации «Роскосмос». Создаваемая как синтезированная когерентная пространственно-временная радиоизмерительная система, сеть НКУ ДКА может быть использована в качестве базовой платформы для создания пространственно-временной системы наземно-космической связи и навигации Российской Федерации.

Благодарности. Работа подготовлена при финансовой поддержке гранта Президента России (Проект НШ-1357.2022.6 «Модели, методы и средства получения и обработки информации о космических объектах в широком спектральном диапазоне электромагнитных волн»).

Acknowledgements. The work was prepared with the financial support of a grant from the President of Russia (Project NSH-1357.2022.6 “Models, methods and means of obtaining and processing information about space objects in a wide spectral range of electromagnetic waves”).

Библиографические ссылки

1. Pseudolite systems for close-range navigation: the problem of synchronization / I. N. Kartsan, A. E. Goncharov, I. V. Kovalev et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. XX International Scientific Conference Reshetnev Readings–2016. 2017. P. 012011.
2. Карцан И. Н. Наземный комплекс управления для малых космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2009. № 3 (24). С. 89–92.
3. Карцан И. Н., Жукова Е. С., Карцан Р. В. Баллистическое и временное обеспечение космических аппаратов на различных орбитах // Доклады Томского гос. ун-та систем управления и радиоэлектроники. 2012. № 2-2 (26). С. 19–24.
4. Phase methods for measuring the spatial orientation of objects using satellite navigation equipment / Fateev Y. L., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N. et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. International Scientific and Research Conference on Topical Issues in Aeronautics and Astronautics (Dedicated to the 55th Anniversary from the Foundation of SibSAU). 2015. P. 012022.
5. Development of methods for equivalent transformation of gert networks for application in multi-version software / Saramud M. V., Zelenkov P. V., Kovalev I. V., Kovalev D. I. et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. P. 012015.
6. Мониторинг космических объектов с использованием перспективных радиотехнических средств / А. О. Жуков, И. В. Минин, И. Н. Валяев и др. // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, 01 октября 2020 г. М. : ОКБ МЭИ, 2020. С. 153–161.
7. Иванов К. С., Бондарева М. К. Метод идентификации дефектов бортовых программных комплексов анализа информации космических аппаратов дальних космических миссий // Идентификация систем и задачи управления : тр. X междунар. конф. Москва, 26–29 января 2015 г. / Ин-т проблем управления им. В. А. Трапезникова. М. : Ин-т проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2015. С. 967–978.
8. Иванов И. Г., Бондарева М. К., Иванов К. А. Система оценки технического состояния средств наземного комплекса управления космическими аппаратами // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. II Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, 01 октября 2021 г. М. : ОКБ МЭИ, 2021. С. 199–206.
9. Гуляев М. А., Бондарева М. К. Подход к реализации адаптивного управления космическими аппаратами на основе интеллектуального анализа телеметрической информации // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. II Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, 01 октября 2021 г. М. : ОКБ МЭИ, 2021. С. 207–212.
10. Карцан И. Н. Метод исключения ошибок определения местоположения при одновременном использовании навигационных систем // Вестник СибГАУ. 2008. № 3 (20). С. 101–103.
11. Предложения по автоматизации приема, обработки и анализа телеметрической информации в наземных комплексах управления космическими аппаратами / И. Г. Иванов, М. А. Гуляев, М. К. Бондарева и др. // Технологии получения и обработки информации о динамических объектах и системах : сб. тез. Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, 01 октября 2020 г. М. : ОКБ МЭИ, 2020. С. 174–177.
12. Васильев М. А., Бондарева М. К. Методика расчета коэффициента достаточности наземных средств для управления космическими аппаратами // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2020. Т. 176, № 3. С. 19–22.
13. Область применения космической навигации / Е. С. Жукова, С. В. Литошик, В. И. Колесник, И. Н. Карцан // Решетневские чтения. 2010. Т. 1. С. 146–148.
14. Гамишаев Р. А., Карцан И. Н. Радионавигационные системы и их классификация // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2011. Т. 1, № 7. С. 293–295.

15. Using glonass for precise determination of navigation parameters under interference from various sources / V. N. Tyapkin, Y. L. Fateev, D. D. Dmitriev et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 19th International Scientific Conference Reshetnev Readings 2015. 2016. P. 012035.
16. Определение навигационных параметров объектов в условиях действия помех различного происхождения / И. Н. Карцан, А. С. Тимохович, Т. И. Карцан, Д. Д. Дмитриев // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2015. Т. 16. № 4. С. 891–897.
17. Астрономические источники первичной навигационной информации для автономного определения движения объектов / И. Н. Карцан, В. С. Пономарев, Е. С. Жукова, С. В. Литошик // Вестник СибГАУ. 2011. № 1 (34). С. 96–101.
18. Карцан И. Н., Тяпкин В. Н., Жукова Е. С. Резервная система навигации // Решетневские чтения. 2009. Т. 1. С. 300–302.
19. Карцан И. Н., Ковалев И. В., Ефремова С. В. Проблемы анализа и синтеза структур сложных систем сетевого взаимодействия наземных пунктов управления космическими аппаратами // Решетневские чтения. 2017. Т. 1. С. 390–391.
20. Молотов Е. П. Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М. : Физматлит, 2004. 254 с.
21. Мешков М. Н., Чаплинский В. С. Применение радиолокационного комплекса «Кобальт-РЛС» совместно с радиоинтерферометром «Ритм» для контроля процессов выведения космических аппаратов на геостационарные и высокоэллиптические орбиты // Радиотехнические тетради. 2002. № 24. С. 8–11.
22. Мешков М. Н. Радиоинтерферометрические средства пункта космической связи «Медвежья озера» // Радиотехнические тетради. 1997. № 11. С. 30–39.
23. Рембовский А. М., Ашихмин А. В., Козьмин В. А. Радиомониторинг: задачи, методы, средства / под ред. А. М. Рембовского. М. : Горячая линия – Телеком. 2006. 624 с.
24. Solving navigation-temporal tasks in different coordinate systems / V. E. Chebotarev, V. V. Brezitskaya, I. V. Kovalev et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. electronic edition. 2018. P. 022029.
25. Жуков А. О., Карцан И. Н. Перспективы повышения измерительной информации для определения параметров орбиты космических аппаратов // Решетневские чтения. 2019. С. 300–302.
26. Оценка возможности практической реализации автономной навигации космических аппаратов в дальнем космосе по астероидам / М. Г. Никифоров, А. И. Захаров, М. Е. Прохоров и др. // Механика, управление и информатика. 2015. Т. 7, № 2(55). С. 311–322.
27. Прохоров М. Е., Захаров А. И. Ориентация и навигация в космосе – новые методы и перспективы // Физика космоса : тр. 40 Междунар. студ. науч. конф. Екатеринбург, 2011. С. 170–195.
28. Сазонова Т. В., Шелагурова М. С. Геоинформация в комплексах бортового оборудования летательных аппаратов. М. : Научтехлит, 2018. 148 с.
29. Spatial filtering algorithms in adaptive multi-beam hybrid reflector antennas / V. N. Tyapkin, I. N. Kartsan, D. D. Dmitriev, A. E. Goncharov // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings. 2015. P. 714.
30. Применение перспективных радиотехнических средств в интересах контроля космических объектов / А. О. Жуков, И. В. Минин, И. Н. Валяев, М. К. Бондарева, И. Н. Карцан // Вопросы контроля хозяйственной деятельности и финансового аудита, национальной безопасности, системного анализа и управления : сб. материалов VI Всеросс. науч.-практ. конф. Москва, 2021. С. 388–397.

References

1. Kartsan I. N., Goncharov A. E., Kovalev I. V. et al. Pseudolite systems for close-range navigation: the problem of synchronization. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2017. P. 012011.
2. Kartsan I. N. [Land control complex for small space vehicles]. *Vestnik SibGAU*. 2009, No. 3 (24), P. 89–92 (In Russ.).
3. Kartsan I. N., Zhukova E. S., Kartsan R. V. [Ballistic and time maintenance of space vehicles in various orbits]. *Proceedings of TUSUR University*. 2012, No. 22 (26), P. 19–24 (In Russ.).
4. Fateev Y. L., Dmitriev D. D., Tyapkin V. N. et al. Phase methods for measuring the spatial orientation of objects using satellite navigation equipment. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, P. 012022.
5. Saramud M. V., Zelenkov P. V., Kovalev I. V. et al. Development of methods for equivalent transformation of gert networks for application in multi-version software. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016, P. 012015.
6. Zhukov A. O., Minin I. V., Valyayev I. N. et al. [Monitoring of space objects using advanced radio equipment]. *Sbornik materialov Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh"* [Collection of materials of the All-Russian scientific-practical conference "Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems"]. Moscow, 2020, P. 153–161.
7. Ivanov K. S., Bondareva M. K. [Method for Identification of Defects onboard Software Complexes for Information Analysis of Spacecrafts of Deep Space Missions]. *Trudy X mezhdunarodnoy konferentsii "Identifikatsiya sistem i zadachi upravleniya"* [Proceedings of the X International Conference "Identification of systems and control tasks"]. Moscow, 2015, p. 967-978.
8. Ivanov I. G., Bondareva M. K., Ivanov K. A. Sistema otsenki tekhnicheskogo sostoyaniya sredstv nazemnogo kompleksa upravleniya kosmicheskimi apparatami [The system for assessing the technical condition of the facilities of the ground-based spacecraft control complex]. *Sbornik materialov II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh"* [Collection of materials of the II All-Russian scientific-practical conference "Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems"]. Moscow, 2022, P. 199–206.
9. Gulyayev M. A., Bondareva M. K. [An Approach to the Implementation of Adaptive Control of Spacecraft Based on Intelligent Analysis of Telemetric Information]. *Sbornik materialov II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh"* [Collection of materials of the II All-Russian scientific-practical conference "Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems"]. Moscow, 2022, P. 207–212.
10. Kartsan I. N. [The exceptions mistakes method of posit ion determination when navigation systems at the same time are used]. *Vestnik SibGAU*. 2008, No. 3 (20), P. 101–103 (In Russ.).
11. Ivanov I. G., Gulyayev M. A., Bondareva M. K., Zubkov G. A. [Proposals for automating the reception, processing and analysis of telemetric information in ground-based spacecraft control complexes]. *Sbornik materialov Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Tekhnologii polucheniya i obrabotki informatsii o dinamicheskikh ob"yektakh i sistemakh"* [Collection of materials of the All-Russian scientific-practical conference "Technologies for obtaining and processing information about dynamic objects and systems"]. Moscow, 2020, P. 174–177.
12. Vasilev M. A., Bondareva M. K. [Method of calculating the sufficiency coefficient of ground spacecraft control stations]. *Electromechanical matters. VNIEM studies*. 2020, No 3 (176), P. 19–22.
13. Zhukova E. S., Litoshik S.V., Kolesnik V.I., Kartsan I.N. [Application area of space navigation]. *Reshetnev reading*. Krasnoyarsk, 2010, P. 146–148 (In Russ.).
14. Gamishaev R. A., Kartsan I. N. Radionavigatsionnyye sistemy i ikh klassifikatsiya [Radio navigation systems and their classification]. *Topical Issues in Aeronautics and Astronautics*. 2011, P. 293–295.

15. Tyapkin V. N., Fateev Y. L., Dmitriev D. D. et al. Using glonass for precise determination of navigation parameters under interference from various sources. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016, P. 012035.
16. Kartsan I. N., Timokhovitch A. S., Kartsan T. I., Dmitriev D. D. [Determining navigation parameters of objects under the action of interference of various origins]. *Vestnik SibGAU*. 2015, No. 4 (16), P. 891–897 (In Russ.).
17. Kartsan I. N., Ponomarev V.S., Zhukova E.S., Litoshik S.V. [Astronomical sources of primary navigation information for autonomous definition of the object motion]. *Vestnik SibGAU*. 2011, No. 1 (34), P. 96–101 (In Russ.).
18. Kartsan I. N., Tjpkov V. N., Zhukova E. S. [Reserve system of navigation]. *Reshetnev reading*. Krasnoyarsk, 2009, P. 300–302 (In Russ.).
19. Kartsan I. N., Kovalev I. V., Efremova S. V. [Problems of analysis and synthesis of structures of complex systems of network interaction of ground points of control of space appliances]. *Reshetnev reading*. Krasnoyarsk, 2017, P. 390–391 (In Russ.).
20. Molotov E. P. *Nazemnyye radiotekhnicheskiye sistemy upravleniya kosmicheskimi apparatami* [Ground-based radio control systems for spacecraft]. Moscow, 2004, P. 256.
21. Meshkov M. N., Chaplinskiy V. S. [The use of the radar complex "Cobalt-RLS" together with the radio interferometer Ritm to control the processes of launching spacecraft into geostationary and highly elliptical orbits]. *Radiotekhnicheskiye Tetradi*. 2002, No. 24, P. 8–11 (In Russ.).
22. Meshkov M. N. [Radio interferometric facilities of the Medvezhye Lakes space communications center]. *Radiotekhnicheskiye Tetradi*. 1997, No. 11, P. 30–39 (In Russ.).
23. Rembovskiy A. M., Ashikhmin A. V., Koz'min V. A. *Radiomonitoring: zadachi, metody, sredstva* [Radio monitoring: tasks, methods, means]. Moscow, Goryachaya liniya – Telekom Publ., 2006, 624 p.
24. Chebotarev V. E., Brezitskaya V. V., Kovalev I. V. et al. Solving navigation-temporal tasks in different coordinate systems. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018, P. 022029.
25. Zhukov A. O., Kartsan I. N. [Prospects for increasing the measurement information to determine the parameters of the spacecraft' orbit]. *Reshetnevskie chteniya*. Krasnoyarsk, 2019, P. 300–302 (In Russ.).
26. Nikiforov M. G., Zakharov A. I., Prokhorov M. Ye. Et al. [Evaluation of the possibility of practical implementation of autonomous navigation of space vehicles in deep space on asteroids]. *Mekhanika, upravleniye i informatika*. 2015, No. 2(55), P. 311–322 (In Russ.).
27. Prokhorov M. Ye., Zakharov A. I. [Orientation and navigation in space – new methods and perspectives]. *Trudy 40 Mezhdunarodnoy studencheskoy nauchnoy konferentsii "Fizika kosmosa"* [Proceedings of the 40th International Student Scientific Conference "Physics of Space"]. Ekaterinburg, 2011, P. 170–195 (In Russ.).
28. Sazonova T. V., Shelagurova M. S. *Geoinformatsiya v kompleksakh bortovogo oborudovaniya letatel'nykh apparatov* [Geoinformation in aircraft onboard equipment complexes]. Moscow, 2018, 148 p.
29. Tyapkin V. N., Kartsan I. N., Dmitriev D. D., Goncharov A. E. Spatial filtering algorithms in adaptive multi-beam hybrid reflector antennas. *International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 – Proceedings*. 2015, P. 714.
30. Zhukov A. O., Minin I. V., Valyaev I. N. et al. [The use of advanced radio engineering tools in the interests of monitoring space objects]. *Sbornik materialov VI Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii* [Collection of materials of the VI All-Russian Scientific and Practical Conference]. Moscow, 2021, P. 388–397 (In Russ.).

Жуков Александр Олегович – доктор технических наук, профессор, заместитель директора по научной работе, ФГБНУ «Аналитический центр»; ведущий научный сотрудник, ФГБУН «Институт астрономии Российской академии наук». E-mail: aozhukov@mail.ru.

Иванов Константин Алексеевич – директор проектов НКУ ДКА, главный конструктор направления; АО «ОКБ МЭИ». E-mail: nbr200@yandex.ru.

Бондарева Марина Константиновна – доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник; ФГБНУ «Аналитический центр». E-mail: mkbond@mail.ru.

Бондарев Максим Николаевич – инженер; ФГБНУ «Аналитический центр». E-mail: mn-bondarev@yandex.ru.

Горовой Дмитрий Сергеевич – научный сотрудник; АО «ОКБ МЭИ». E-mail: dmitrygorovoybmstu@gmail.com.

Zhukov Aleksandr Olegovich – Dr. Sc., professor, Senior Researcher, deputy scientific director, Expert and Analytical Center; leading researcher, Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences. E-mail: aozhukov@mail.ru.

Ivanov Konstantin Alekseevich – Director of NKU DKA projects, chief designer of the division; JSC “Special Research of Moscow Power Engineering Institute”. E-mail: nbr200@yandex.ru.

Bondareva Marina Konstantinovna – Dr. Sc., Docent, Leading Researcher; Expert and Analytical Center. E-mail: mkbond@mail.ru.

Bondarev Maxim Nikolaevich – engineer; Expert and Analytical Center. E-mail: mn-bondarev@yandex.ru.

Gorovoy Dmitry Sergeevich – Researcher; JSC “Special Research of Moscow Power Engineering Institute”. E-mail: dmitrygorovoybmstu@gmail.com.

УДК 629.8:531.395

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-109-115

Для цитирования: Оценка деформационно-силовых характеристик привода из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций / В. Н. Зимин, А. В. Крылов, В. С. Филиппов, А. О. Шахвердов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 109–115. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-109-115.

For citation: Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. [Evaluation of force-deformation characteristics of an actuator made of material with a shape memory effect for transformable space structures]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 109–115. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-109-115.

Оценка деформационно-силовых характеристик привода из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций

В. Н. Зимин^{*}, А. В. Крылов, В. С. Филиппов, А. О. Шахвердов

Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана
Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5, к. 1

^{*}E-mail: zimin@bmsu.ru

Перспективы развития космической техники в настоящее время тесно связаны с созданием принципиально новых крупногабаритных космических конструкций. При проектировании крупногабаритных систем, схема которых допускает автоматическое изменение конфигурации конструкции, необходимо учитывать ударные нагрузки. Они неизбежно возникают при фиксации рабочего состояния конструкции на орбите по завершению процесса её раскрытия. Для обеспечения плавного, надежного и безударного раскрытия крупногабаритных космических конструкций предполагается использовать силовые приводы с активными элементами, выполненными из материала никелида титана, обладающего эффектом памяти формы. В предлагаемом силовом приводе с эффектом памяти формы применен активный элемент в виде проволоки, изготовленной из материала никелида титана, нагреваемого в процессе работы путем пропускания через него электрического тока. Одним из главных параметров для привода раскрытия крупногабаритных конструкций является его деформационно-силовая характеристика. В работе были проведены экспериментальные исследования, направленные на изучение данной характеристики активного элемента привода. Изучение деформационно-силовой характеристики проводилось при двух видах нагружения: в одном усилии изменялось в процессе проведения испытания, а в другом – оставалось неизменным. Стоит отметить, что величина деформации, которую может произвести активный элемент, напрямую связана с величиной и характером силы сопротивления, приложенной к нему. В эксперименте активный элемент продемонстрировал значительное перемещение при значительной нагрузке. Полученные экспериментальные данные показывают принципиальную возможность использования активных элементов из материала с эффектом памяти формы в приводах раскрытия крупногабаритных космических конструкций. Полученная характеристика будет играть важную роль в разработке математической модели функционирования активного элемента из материала с эффектом памяти формы для раскрытия космической конструкции изменяемой конфигурации.

Ключевые слова: трансформируемая космическая конструкция, привод, эффект памяти формы, силовая характеристика.

Evaluation of force-deformation characteristics of an actuator made of material with a shape memory effect for transformable space structures

V. N. Zimin^{*}, A. V. Krylov, V. S., Filippov, A. O. Shakhverdov

Bauman Moscow State Technical University
2-nd Baumanskaya St., 5, building 1, 105005 Moscow, Russian Federation
^{*}E-mail: zimin@bmstu.ru

The prospects for the development of space technology are currently closely linked with the creation of fundamentally new large-sized space structures. When designing large-sized systems, the scheme of which allows for automatic configuration change of the structure, it is necessary to take into account shock loads. They inevitably arise when fixing the working state of the structure in orbit upon completion of the process of its opening. To ensure smooth, reliable and shock-free opening of large-sized space structures, it is proposed to use force actuators with active elements made of titanium nickelide material with a shape memory effect. The proposed shape memory force actuator uses an active element in the form of a wire made of titanium nickelide material which is being heated during operation by passing an electric current through it. One of the main parameters for the opening actuator of large-sized structures is its deformation-force characteristic. Experimental studies aimed at studying this characteristic of the active element of the actuator were carried out in the work. The study of the force-deformation characteristics was carried out under two types of loading: in one, the force changed during the test, and in the other it remained constant. It is worth noting that the amount of deformation that an active element can produce is directly related to the magnitude and nature of the resistance force applied to it. In the experiment, the active element demonstrated sufficient displacement under significant load. The experimental data obtained show the fundamental possibility of using active elements made of a material with a shape memory effect in the opening actuators of large-sized space structures. The obtained characteristic will play an important role in the development of a mathematical model of the functioning of an active element made of a material with a shape memory effect for the opening of a space structure with transformable configuration.

Keywords: transformable space structure, actuator, shape memory effect, force characteristics.

Введение

Крупногабаритные космические конструкции являются перспективным направлением развития ракетно-космической техники. Неизбежное усложнение конструктивных схем перспективных космических систем вследствие повышения их эксплуатационных функциональных возможностей приводит к необходимости создания больших космических конструкций. В практике создания космических конструкций значительную роль играет наземный эксперимент. Работоспособность космических конструкций изменяемой конфигурации определяется, главным образом, тем, насколько велики возникающие в них усилия при развертывании, поэтому обеспечение надежного раскрытия связано с решением сложных задач механики [1; 2]. Процесс изменения конфигурации происходит под воздействием силовых приводов, в качестве которых могут быть использованы сжатые или растянутые пружины, электродвигатели и т. д. Исследования в области применения материалов с эффектом памяти формы (ЭПФ) для создания термомеханических силовых приводов для космических систем в настоящее время вызывает повышенный интерес учёных, инженеров и конструкторов [3; 4]. Материал с ЭПФ можно использовать для создания силовых приводов благодаря его способности к восстановлению больших деформаций и созданию значительной силы [5–7]. Активный элемент такого силового

привода может быть выполнен в форме проволоки из материала с ЭПФ типа никелида титана [8–10]. Для успешного применения таких приводов для раскрытия космической конструкции изменяемой конфигурации необходимо определять как форму активного элемента, так и их функциональные возможности. Для определения основных характеристик активного элемента – развиваемое эксплуатационное усилие, время срабатывания, рабочий ход (максимальное перемещение) – были проведены экспериментальные исследования.

1. Экспериментальная установка

Для изучения деформационно-силовых характеристик активного элемента из материала с ЭПФ была разработана и построена экспериментальная установка (рис. 1, а). В процессе проведения экспериментов измерялись следующие характеристики привода: создаваемое перемещение, усилие сопротивления перемещению, температура активного элемента и изменение силы тока, протекающего через активный элемент. Для измерения перемещения, создаваемого активным элементом из материала с ЭПФ, использовался тросовый потенциометрический датчик перемещения, точность измерения которого составляет 0,01 мм. Измерение усилия сопротивления производилось при помощи цифрового динамометра с точностью измерения 0,2 Н. Все измерения фиксировались с частотой 5 Гц при помощи персонального компьютера. Для того, чтобы активный элемент привода из материала с ЭПФ сработал при нагреве, его необходимо предварительно деформировать. Предварительная деформация проводилась на 10 % на отдельной установке с использованием описанных выше систем измерения деформационно-силовых характеристик. Так как нагрев в условиях космического пространства рациональнее всего проводить пропусканием через активный элемент электрического тока, то и в экспериментальной установке нагрев проводился таким же способом [11–15].

2. Испытания с пружинными элементами

Была проведена серия экспериментов, где в качестве полезной нагрузки выступал набор пружинных элементов. К проволоке из никелида титана параллельно закреплялось различное количество одинаковых пружин растяжения (рис. 1, б). Количество пружин варьировалось от 1 до 7. При этом жесткость системы пружин изменялась от 20 до 175 Н/мм. Начальное усилие, действующее на активный элемент перед нагревом, составляло 40 Н во всех экспериментах серии.

Результаты измерения изменения длины активного элемента в серии экспериментов с пружинными элементами показаны в табл. 1: при минимальном сопротивлении активный элемент развил усилие в 0,18 кН при деформации 4,2 %, тогда как при наибольшем сопротивлении максимальное усилие, которое создал активный элемент, составило 0,68 кН, при этом деформация активного элемента равнялась порядка 2 %.

Таблица 1

Результаты испытаний с пружинными элементами

Кол-во пружин	Исходная длина образца, мм	Длина предварительно деформированного образца, мм	Длина образца перед нагревом, мм	Длина образца после нагрева, мм	Максимальное усилие, кН	Жесткость пружин, Н/мм
1	160,0	176,0	174,0	167,0	0,18	20
2	160,0	176,0	174,0	168,0	0,33	42
3	159,7	177,6	173,8	167,0	0,41	49
4	160,0	177,1	174,1	170,0	0,52	106
5	160,8	178,4	174,7	171,0	0,56	135
6	160,2	178,8	175,2	171,3	0,62	146
7	159,4	176,8	172,8	169,4	0,68	175

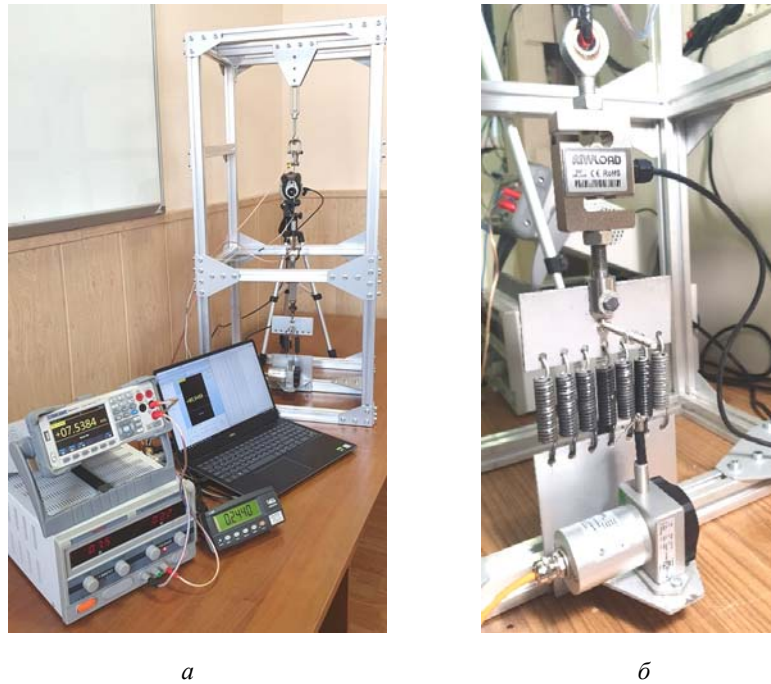


Рис. 1. Экспериментальная установка для испытаний с пружинными элементами:
a – общий вид экспериментальной установки; *б* – набор пружинных элементов
для создания усилия сопротивления

Fig. 1. Experimental setup for testing with spring elements:
a – general view of the experimental setup; *b* – a set of spring elements for creating a resistance force

3. Испытания с грузом

Была проведена серия экспериментов, где активный элемент нагружался постоянным усилием в виде подвешенного к нему набора грузов (рис. 2, *a*). В данной серии экспериментов к активному элементу подвешивался набор из различного количества грузов одинаковой массы (2, *б*). Начальное усилие, действующее на активный элемент перед нагревом, в каждом эксперименте равнялось весу подвешенного груза. За минимальную массу была взята масса датчика динамометра.

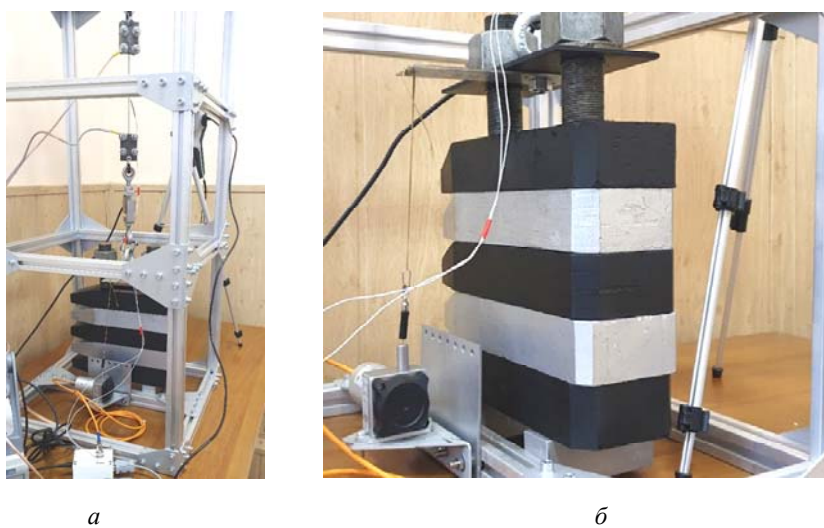


Рис. 2. Экспериментальная установка для испытаний с грузами:
a – общий вид экспериментальной установки; *б* – набор грузов для создания усилия сопротивления

Fig. 2. Experimental setup for testing with weights:
a – general view of the experimental setup; *b* – a set of weights for creating a resistance force

В табл. 2 представлены значения длины активного элемента в процессе проведения испытания, а также масса груза, прикреплённого к активному элементу в каждом испытании. Из данной таблицы видно, что в практически свободном состоянии с нагрузкой всего в 1 кг, рабочая деформация активного элемента составила 4,7 %, тогда как с максимальным грузом в 61,1 кг рабочая деформация составила 2,1 %.

Таблица 2

Результаты испытаний с подвешенной массой

Кол-во грузов	Исходная длина образца, мм	Длина предварительно деформированного образца, мм	Длина образца перед нагревом, мм	Длина образца после нагрева, мм	Масса груза, кг
0	159,6	175,7	172,5	164,4	1
1	160,2	176,4	173,0	165,7	10,8
2	160,4	176,5	173,6	166,4	17,9
3	159,7	175,7	172,7	166,2	24,6
4	160,2	176,3	173,1	167,1	31,9
5	159,9	175,9	173,1	168,0	39,3
6	160,5	176,6	173,7	168,9	46,1
7	160,0	176,1	173,0	168,4	53,6
8	159,9	176,0	172,7	169,1	61,1

Обсуждение результатов

Раскрытие крупногабаритных космических конструкций является сложным и высоконагруженным процессом. В процессе трансформации привода раскрытия необходимо преодолевать усилия, возникающие в шарнирах, а также инерционные силы. Полученные в работе деформационно-силовые характеристики являются важным этапом для создания модели раскрытия крупногабаритных космических конструкций с использованием приводов с активным элементом из материала с эффектом памяти формы.

Заключение

В процессе экспериментальных исследований были получены деформационно-силовые характеристики активного элемента привода. Было проведено два вида исследований: в первом усилие сопротивления возрастало в процессе работы привода, а во втором – оставалось постоянным. Во всех экспериментах активный элемент из материала с эффектом памяти формы произвёл значительную деформацию, даже при весьма высоких усилиях сопротивления. Стоит отметить, что величина деформации, которую может произвести активный элемент, напрямую связана с величиной и характером силы сопротивления, приложенной к нему. Данную особенность необходимо учитывать при проектировании приводов для раскрытия крупногабаритных конструкций. Результаты проведённых исследований показывают возможность использования приводов с активным элементом из материала с эффектом памяти формы для раскрытия крупногабаритных космических конструкций.

Библиографические ссылки

1. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн. Ч. 1 // Вестник СибГАУ. 2007, № 2 (15). С. 51–57.
2. Механика больших космических конструкций / Н. В. Баничук, И. И. Карпов, Д. М. Климов и др. М. : Факториал, 1997. 302 с.
3. Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томск. гос. ун-та. Математика и механика. 2011. № (16). С. 110–119.
4. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna // 33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition. 2015, P. 4343.

5. Привод из материала с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций / В. Н. Зимин, А. В. Крылов, В. С. Филиппов, А. О. Шахвердов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 73–80.

6. Truss mounting in space by shape memory alloys / V. A. Likhachev, A. I. Razov, A. G. Cherniavsky et al. // Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies, California, USA. 1994, P. 245–248.

7. Mathematical Modeling of Deployment Dynamics of Large Transformable Space Structures / V. N. Zimin, A. V. Krylov, G. N. Kuvyrkin, et al. // Behavior of Materials under Impact, Explosion, High Pressures and Dynamic Strain Rates. Advanced Structured Materials. 2023. Vol 176.

8. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation // Materials Research Express. 2017, Vol. 4, P. 7 075701.

9. De Laurentis K. J., Fisch A., Nikitezuk J., Mavroidis C. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators // Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 02CH37292). 2002. Vol. 3. P. 2363–2368.

10. К вопросу создания безударного привода раскрытия трансформируемых крупногабаритных космических конструкций / В. Н. Зимин, А. В. Крылов, Г. Н. Кувыркин, А. О. Шахвердов // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2022. № 3(57). С. 47–51.

11. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators // Solid state Phenomena, 2006. Vol. 113. P. 195–198.

12. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures // Journal of Physics: Conference Series. 2021, No. 1. P. 012115. DOI: 10.1088/1742-6596/1902/1/012115.

13. Привод из материала с эффектом памяти формы для раскрытия трансформируемой космической конструкции / В. Н. Зимин, А. В. Крылов, Г. Н. Кувыркин, А. О. Шахвердов // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2021. № 4(348). С. 97–102.

14. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures // Journal of Physics: Conference Series 1902. 2021. P. 012115.

15. Mathematical and ground-based experiments when designing transformable space structures / V. N. Zimin, A. V. Krylov, G. N. Kuvyrkin, A. O. Shakhverdov // AIP Conference Proceedings 2503. 2022. P. 020006.

References

1. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Overview of the designs of modern transformable space antennas. Part 1]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 2 (15), P. 51–57 (In Russ.).

2. Banichuk N. V., Karpov I. I., Klimov D. M. et al. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstruksii* [Mechanics of large space structures]. Moscow, Faktorial Publ., 1997, 302 p.

3. Ponomarev S. V. [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika*. 2011, No. 16, P. 110–119 (In Russ.).

4. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna. *33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition*. 2015, P. 4343.

5. Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. [A drive made of a shape memory material for transformable space structures]. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 73–80 (In Russ.).

6. Likhachev V. A., Razov A. I., Cherniavsky A. G. et al. Truss mounting in space by shape memory alloys. *Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies*. California, 1994, P. 245–248.

7. Zimin V. N., Krylov A. V., Kuvyrkin G. N., Shakhverdov A. O. et al. Mathematical Modeling of Deployment Dynamics of Large Transformable Space Structures. *Behavior of Materials under Impact*,

Explosion, High Pressures and Dynamic Strain Rates. Advanced Structured Materials. 2023. Vol. 176.

8. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation. *Materials Research Express.* 2017, Vol. 4, P. 7 075701.

9. De Laurentis K. J., Fisch A., Nikitzuk J., Mavroidis C. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators. *Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation* (Cat. No. 02CH37292). 2002, Vol. 3, P. 2363–2368.

10. Zimin V. N., Krylov A. V., Kuvyrkin G. N., Shakhverdov A. O. [On the issue of creating a shockless opening drive for transformable large space structures]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina.* 2022, No. 3(57), P. 47–51 (In Russ.).

11. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators. *Solid state Phenomena.* 2006, Vol. 113, P. 195–198.

12. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures. *Journal of Physics: Conference Series 1902(1).* 2021, No. 1. P. 012115. DOI: 10.1088/1742-6596/1902/1/012115.

13. Zimin V. N., Krylov A. V., Kuvyrkin G. N., Shakhverdov A. O. [Actuator made of a material with a shape memory effect for opening a transformable space structure]. *Fundamental'nye i prikladnye problemy tekhniki i tekhnologii.* 2021, No. 4(348), P. 97–102 (In Russ.).

14. Zimin V. N., Krylov A. V., Shakhverdov A. O. Development of the mathematical model of the force actuator for deployment of large-sized space structures. *Journal of Physics: Conference Series 1902.* 2021, P. 012115.

15. Zimin V. N., Krylov A. V., Kuvyrkin G. N., Shakhverdov A. O. Mathematical and ground-based experiments when designing transformable space structures. *AIP Conference Proceedings 2503.* 2022, P. 020006.

© Зимин В. Н., Крылов А. В., Филиппов А. О., Шахвердов А. О., 2023

Зимин Владимир Николаевич – доктор технических наук, старший научный сотрудник, заведующий кафедрой космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: zimin@bmstu.ru.

Крылов Алексей Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: kav1982@bmstu.ru.

Филиппов Василий Сергеевич – техник Отдела научно-технической информации Научно-исследовательского института специального машиностроения; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: vs.filippov@mail.ru.

Шахвердов Артур Олегович – ассистент кафедры космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: shah@bmstu.ru.

Zimin Vladimir Nikolaevich – Dr. Sc., senior scientific staff member, head of the department Spacecraft and launch vehicles; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: zimin@bmstu.ru.

Krylov Alexey Vladimirovich – Cand. Sc., associate professor of the department Spacecraft and launch vehicles; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: kav1982@bmstu.ru.

Filippov Vasily Sergeevich – technician of the Department of Scientific and Technical Information of Research Institute of Special Engineering; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: vs.filippov@mail.ru.

Shakhverdov Artur Olegovich – assistant at the department Spacecraft and launch vehicles; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: shah@bmstu.ru.

УДК: 629.78: 539.12.04

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-116-125

Для цитирования: Максимов И. А., Кочура С. Г., Авдюшкин С. А. Основные положения методологии обеспечения стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов к воздействию радиационных эффектов космического пространства // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 116–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-116-125.

For citation: Maksimov I. A., Kochura S. G., Avdyushkin S. A. [The main provisions of the methodology for ensuring the resistance of the onboard equipment of spacecraft to the effects of the radiation effects of outer space]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 116–125. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-116-125.

Основные положения методологии обеспечения стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов к воздействию радиационных эффектов космического пространства

И. А. Максимов, С. Г. Кочура, С. А. Авдюшкин

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: avdyushkin@iss-reshetnev.ru

В настоящей работе рассмотрены проблемные вопросы обеспечения стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов к воздействию ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП), существенно ограничивающего срок активного существования космического аппарата. В работе описывается методология обеспечения радиационной стойкости, разработанная специалистами АО «ИСС». Результатом проделанной работы является обеспечение гарантированного выполнения целевой функции космическими аппаратами (КА) с длительными сроками активного существования (САС) 15 и более лет.

Среди комплекса факторов космического пространства (ФКП), воздействующих на КА, ионизирующее излучение космического пространства является основным фактором, ограничивающим САС. Воздействие энергетических частиц ИИ КП вызывает деградацию электронной компонентной базы (ЭКБ), которая приводит к сбоям и отказам бортовой аппаратуры (БА) и деградации ее функциональных поверхностей. Обеспечение радиационной стойкости КА является сложной комплексной задачей, одним из этапов которой является определение радиационной стойкости компонентов, комплектующих бортовую аппаратуру. В результате накопленного опыта по проведению радиационных испытаний и анализа их результатов специалистами АО «ИСС» была разработана методология, позволяющая гарантированно обеспечить радиационную стойкость КА в условиях сжатых сроков производства и оптимизированных затрат.

Ключевые слова: бортовая аппаратура, дозовые эффекты, ионизирующее излучение, космический аппарат, космическое пространство, радиационная стойкость, электронная компонентная база.

The main provisions of the methodology for ensuring the resistance of the onboard equipment of spacecraft to the effects of the radiation effects of outer space

I. A. Maksimov, S. G. Kochura, S. A. Avdyushkin

Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: avdyushkin@iss-reshetnev.ru

In this paper, the problematic issues of ensuring the resistance of the onboard equipment of spacecraft to the effects of ionizing radiation from outer space, which significantly limits the period of active existence of the spacecraft, are considered. The paper describes the methodology for ensuring radiation resistance, developed by the specialists of JSC "ISS". The result of the work done is to ensure the guaranteed performance of the target function by spacecraft with long period of active lifetime of 15 or more years.

Among the complex of outer space factors affecting the spacecraft, ionizing radiation of outer space is the main factor limiting the period of active existence. Exposure to energetic particles of ionizing radiation from outer space causes degradation of the electronic component base, which leads to failures and malfunctions of on-board equipment and degradation of its functional surfaces. Ensuring the radiation resistance of a spacecraft (SC) is a complex task, one of the stages of which is to determine the radiation resistance of components that complete the on-board equipment. As a result of accumulated experience in conducting radiation tests and analysis of the results, specialists of JSC "ISS" developed a methodology that allows to guarantee the radiation resistance of the spacecraft under conditions of tight production deadlines and optimized costs.

Keywords: on-board equipment, total dose effects, ionizing radiation, spacecraft, space, radiation hardness, EEE-parts.

Введение

В процессе натурной эксплуатации космический аппарат подвергается воздействию широкого диапазона факторов космического пространства, основными из которых являются радиационные эффекты. Обеспечение радиационной стойкости космического аппарата (КА) является сложной комплексной задачей, которая решается как на этапе разработки КА, так и за пределами этапов разработки – при проведении натуральных экспериментов и исследований космического пространства.

Воздействие радиационных эффектов на КА

Работы по исследованию влияния радиационных эффектов на КА в мире и нашей стране проводятся уже несколько десятилетий. За это время с момента открытия радиационных поясов Земли достаточно подробно изучены физические радиационные условия орбитального функционирования КА, разработаны основные методологические принципы защиты бортовой аппаратуры (БА) КА от радиации [1].

С учетом того, что каждый КА содержит порядка 100–200 тыс. электронных компонентов, очевидно, что к электронной компонентной базе космического применения предъявляются исключительно высокие требования как по ее надежности, так и радиационной стойкости. В связи с этим совершенствование методологии обеспечения БА КА высоконадежной ЭКБ требуемого уровня радиационной стойкости имеет первостепенное значение для дальнейшего развития космической отрасли.

В АО «ИСС» в результате многолетнего сотрудничества с ведущими отечественными НИИ и вузами получен существенный задел в области исследования уровней и механизмов воздействия факторов космического пространства (ФКП) и обеспечения стойкости БА и КА к их воздействию.

Воздействие энергетических частиц на КА приводит к деградации его функциональных поверхностей и нарушению режимов функционирования активной ЭКБ, на основе которой выполнена БА КА. Ионизационная реакция различных типов ЭКБ отличается широким разнообразием, при этом отказы большинства ЭКБ происходят вследствие эффектов ионизации и структурных повреждений материалов, а также выделения тепла [2].

В ряде ЭКБ возникновение отказов под действием протонного и электронного облучений обусловлено деградацией характеристик за счет появления объемных радиационных эффектов. Структурные повреждения (образование радиационных дефектов внутри кристаллической решетки) оказывают влияние на электрофизические характеристики материалов: снижают концентрацию, время жизни и подвижность носителей заряда.

Поверхностные ионизационные эффекты связаны, в основном, с накоплением зарядов в слоях подзатворных и пассивирующих диэлектриков, а также с изменениями характеристик границ раздела. Данные эффекты, в основном, определяют отказы современной ЭКБ при воздействии космической радиации.

Наряду с внутренними процессами в кристаллах ЭКБ при радиационных воздействиях имеют место сопутствующие внешние эффекты – электрические воздействия на выводы, утечки между выводами и др. В частности, появление на выводах ЭКБ импульсов напряжения и тока происходит в результате электростатических разрядов диэлектрических материалов из-за их радиационной зарядки при воздействии электронов и протонов космического пространства.

Высокоорбитальные КА связи, навигации и геодезии, созданные в АО «ИСС», функционируют на нескольких типах орбит, пересекающих практически все области околоземного космического пространства (рис. 1).

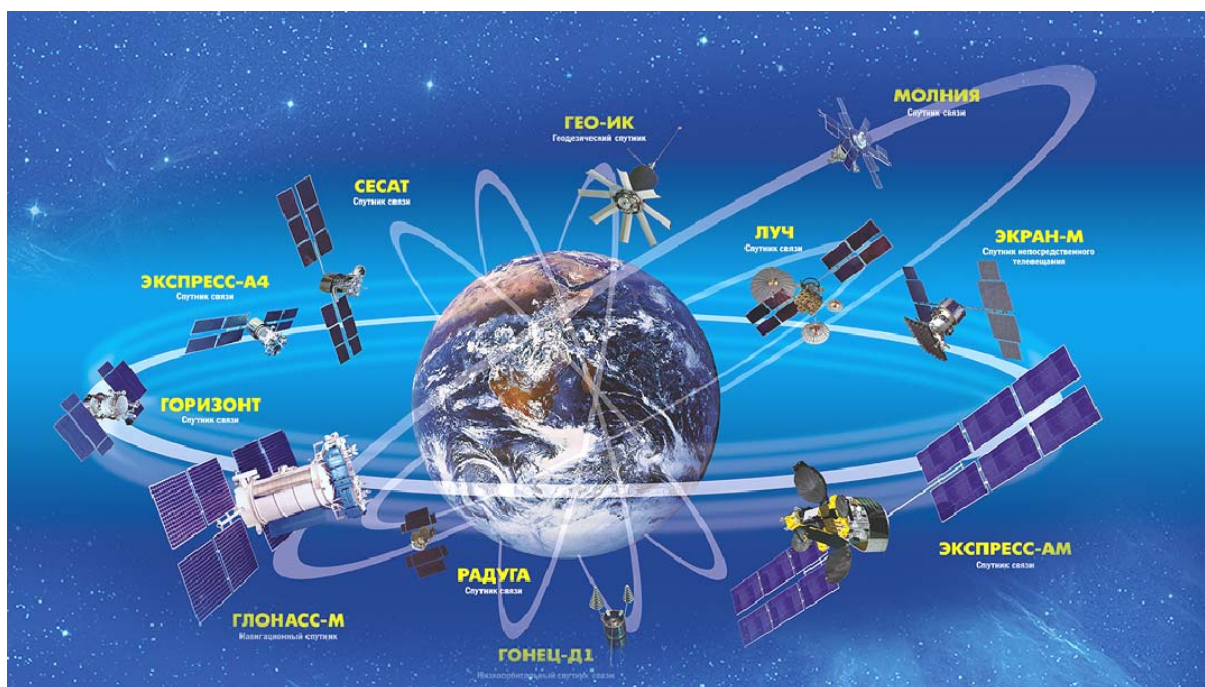


Рис. 1. Орбиты, на которых функционируют КА разработки АО «ИСС»

Fig. 1. Orbits on which spacecraft operate, developed by JSC ISS

Натурные эксперименты по исследованию факторов космического пространства

В АО «ИСС» имеется существенный опыт мониторинга параметров космической среды [3–5], проведены десятки натурных экспериментов на борту КА, результатом чего является уточнение физики и механизмов воздействия космической среды на КА, разработка и отработка методов и средств защиты, применение которых позволяет обеспечить длительный срок активного существования разрабатываемых КА (до 15 лет). В таблице приведены основные этапы развития системы мониторинга космической среды в АО «ИСС».

Полученные в процессе натурных экспериментов, проведённых в том числе и на борту КА, разработанных в АО «ИСС», данные о параметрах энергетических спектров потоков заряженных частиц и зависимости поглощенной дозы от толщины конструктивной защиты для каждой эксплуатируемой орбиты и спектра излучения конкретного вида задаются в табличной форме в виде зависимости поглощенной дозы от величины защиты [6].

Используя полученные зависимости при разработке БА, с учетом защиты, обеспечиваемой конструкцией КА и БА, по ранее разработанной методологии производится расчет величины суммарной поглощенной дозы для критической ЭКБ, входящей в состав БА.

**Основные этапы развития системы мониторинга космической среды на КА
разработки АО «ИСС»**

Орбита	Даты эксперимента	Регистрируемые параметры космической среды	Основные результаты исследований
Круговая 1000 км	1968–1971 гг.	Потоки электронов и протонов	Уточнена модель радиационных поясов Земли, получены данные о планетарном распределении СКЛ
ВЭО	1968–1975 гг.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза	
ГСО	1978–1990 гг.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза, электрические поля, внешняя помеховая обстановка	Подтверждена гипотеза о влиянии на КА факторов электризации
ГСО	1983–2003 гг.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза, электрические поля, внешняя помеховая обстановка	Исследованы процессы формирования магнитосферной плазмы, влияние солнечной активности на уровень радиационного воздействия
Круговая, 20 000 км	1983–2016 гг.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза, электрические поля, разности потенциалов, внешняя помеховая обстановка	Проведено уточнение модели радиационных поясов земли
ВЭО	2001–2003 гг.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза, помеховая обстановка	Проведены работы по уточнению модели космического пространства
ГСО	с 2017 г.	Поглощённая доза, помеховая обстановка, давление СВА внутри приборного отсека	Проводится уточнение модели радиационных поясов Земли, исследование параметров СВА и электризации
Круговая, 20 000 км	с 2017 г.	Потоки электронов и протонов, поглощённая доза, электрические поля, внешняя помеховая обстановка, давление СВА	Проводится уточнение модели радиационных поясов Земли, исследование параметров СВА и электризации

Далее на основе сравнительного анализа результатов расчета с данными о радиационной стойкости ЭКБ, полученных экспериментальным путем, с учетом требуемого коэффициента запаса, делается заключение о радиационной стойкости БА.

Данные по радиационной стойкости ЭКБ отечественного производства должны приводиться в технических условиях (ТУ) на каждый конкретный типонаименование заводом-изготовителем ЭКБ на основании результатов экспериментальных исследований на моделирующих установках (ускорители электронов, протонов, источник гамма-излучения) в виде его группы стойкости. Однако, как показал опрос заводов-изготовителей ЭКБ, испытаниям на воздействие дозы ЭКБ подвергаются в подавляющем большинстве только один раз перед их запуском в серийное производство, что не соответствует современным требованиям о необходимости периодического подтверждения заявленного уровня стойкости, предъявляемым в контрактах при создании современных КА.

На основании вышеизложенного очевидно, что для решения проблемы обеспечения стойкости КА к воздействию радиационных дозовых эффектов в настоящее время в отечественной космической отрасли особое внимание следует уделить определению и подтверждению фактической радиационной стойкости применяемой элементной базы, что достигается в результате проведения периодических радиационных испытаний ЭКБ [7].

Создание и внедрение методологии гарантии радиационной стойкости элементной базы, используемой для комплектации КА разработки АО «ИСС»

До 2000-х гг. основой для проведения расчетных оценок радиационной стойкости являлись технические условия (ТУ) на ЭКБ. В типовых ТУ приводятся уровни радиационной стойкости в виде предельных значений радиационной стойкости, при которых значения критериальных параметров находятся в пределах нормы. При этом для абсолютного большинства ЭКБ указанные данные были получены в ходе приемочных испытаний при сдаче ЭКБ в серию и с тех пор не подвергались периодическим испытаниям на соответствие указанным в ТУ уровням радиационной стойкости.

В рамках работ по одному из международных проектов по созданию КА АО «ИСС» направило запросы в адрес 24-х заводов-изготовителей (ЗИ) по поводу периодичности испытаний выпускаемых ЭКБ на дозовые эффекты. Только от шести ЗИ пришли ответы о наличии протоколов испытаний ЭКБ. Остальные ЗИ ответили, что испытания не проводились с момента сдачи ЭКБ в серию.

В то же время для ЭКБ иностранного производства (ЭКБ ИП) уровня качества «space», предназначенной к применению именно в условиях воздействия космической радиационной среды, испытания на определение фактического уровня радиационной стойкости (дозовые эффекты) проводятся на выборке из каждой партии.

Проведение испытаний на дозовые эффекты всех партий активной ЭКБ процедура достаточно дорогостоящая и связана с большими временными затратами. Поэтому ведущие мировые производители космической техники разрабатывают некие компромиссные подходы в вопросе гарантирования радиационной стойкости бортовой аппаратуры. Таким образом, с целью минимизации финансовых затрат на проведение радиационных испытаний каждой летной партии ЭКБ на дозовые эффекты было необходимо проведение комплекса работ, связанных с обоснованием и введением в действие периодичности проведения испытаний применяемых ЭКБ.

В результате выполнения данных работ в АО «ИСС» в 2010 г. был выпущен и согласован в установленном порядке документ, регламентирующий периодичность проведения радиационных испытаний ЭКБ, количество выборки для испытаний и интенсивность облучения, – «Методика проведения испытаний по подтверждению требований стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов разработки АО «ИСС» к воздействию дозовых эффектов ионизирующих излучений космического пространства», устанавливающий условия, порядок и периодичность проведения испытаний на дозовые эффекты.

Основные положения данной концепции сводятся к следующему: учитывая, что существует непостоянство стойкости к суммарной дозе от партии к партии [8; 9], все активные элементы, в процессе производства которых не проводится контроль радиационной стойкости, должны быть подвержены радиационным приемочным испытаниям партии согласно определенной периодичности.

Периодичность испытаний может быть увеличена по результатам испытаний конкретных типов ЭКБ определенного производителя, что допускалось при одновременном выполнении следующих условий:

- неизменной технологии изготовления;
- подтверждении уровня стойкости, гарантированного ТУ для количества последовательно испытанных партий не менее трех.

При формировании системы периодичности испытаний ЭКБ на дозовые эффекты был максимально учтен опыт работ в рамках ранее выполненных проектов. В соответствии с контрактными требованиями по данным проектам для подтверждения радиационной стойкости БА и КА в целом впервые в кооперации АО «ИСС» производился сплошной контроль радиационной стойкости.

С этой целью на первом этапе были организованы радиационные испытания 180 типонималов ЭКБ отечественного производства на дозовые эффекты.

Результаты первого этапа испытаний подтвердили целесообразность реализуемого подхода – из 180 типоминималов ЭКБ отечественного производства, подвергнутым испытаниям на гамма-установке, у 42 типов ЭКБ было зарегистрировано отклонение контролируемых критериальных параметров за нормы ТУ при наборе дозы, ниже заявленной в ТУ на данные ЭКБ [10]. Своевременное определение фактической радиационной стойкости ЭКБ позволило провести необходимую доработку БА и тем самым обеспечить требуемую радиационную стойкость создаваемого КА, а соответственно и требуемый САС КА.

Полученные результаты позволили начать создание базы экспериментальных данных по радиационной стойкости ЭКБ, которая используется при работе по последующим проектам с ее постоянным обновлением и пополнением.

Таким образом, в кооперации АО «ИСС» к 2010 г. была разработана и внедрена эффективная система подтверждения радиационной стойкости, применяемой в составе автоматических космических аппаратов элементной базы, основанная на периодичном проведении радиационных дозовых испытаний выборок из партий ЭКБ, предназначенных для комплектации БА изготавливаемых КА.

Основные положения «Методики проведения испытаний по подтверждению требований стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов разработки АО «ИСС» к воздействию дозовых эффектов ионизирующих излучений космического пространства» были введены в очередную редакцию ОСТ134-1034-2012 «АППАРАТУРА, ПРИБОРЫ, УСТРОЙСТВА И ОБОРУДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам» [11].

В 2017 г. была разработана и внедрена для применения «Типовая методика проведения ускоренных испытаний изделий электронной техники на стойкость к воздействию длительного низкоинтенсивного ионизирующего излучения космического пространства по дозовым эффектам на испытательном гамма-комплексе типа «Радиян». Данная методика полностью соответствует требованиям отраслевого стандарта и определяет порядок проведения испытаний ЭКБ, выполненной по биполярной технологии, потенциально чувствительной к низкоинтенсивному излучению, и использования гамма-излучения низкой интенсивности 0,01 рад/с.

Создание экспериментальной базы для радиационной стойкости элементной базы, используемой для комплектации КА разработки АО «ИСС»

Параллельно с разработкой и внедрением методологических основ системы подтверждения радиационной стойкости применяемой в составе автоматических космических аппаратов элементной базы, в кооперации АО «ИСС» были развернуты работы по созданию необходимой экспериментальной испытательной базы.

В 2001 г. совместным решением АО «ИСС», АО «НПЦ «Полюс» и Томского политехнического университета было принято «Решение по вопросу организации работ по определению радиационной стойкости ЭКБ на базе НИИ Интроскопии Томского политехнического университета и АО «НПЦ «Полюс»».

В данном Решении отмечалось, что НИИ ИН ТПУ располагает испытательным стендом на основе линейного ускорителя ЭЛУ-4..., а НПЦ «Полюс» располагает комплексом аттестованного оборудования для контроля и измерения параметров ЭКБ.

В 2006 г. было разработано «Решение о проведении работ по внедрению системы гарантии радиационной стойкости элементной базы».

Для последующего осуществления элементов системы гарантии радиационной стойкости электронных компонентов и проведения испытаний лётных партий ЭКБ на дозовые эффекты в г. Томске на основе НИИ Интроскопии ТПУ и АО «НПЦ «Полюс» была создана интегрированная испытательная инфраструктура, включающая набор моделирующих радиационных установок, испытательной и контрольно-измерительной аппаратуры, которая обеспечивает отбраков-

ку потенциально-ненадежных компонентов и оценку радиационной стойкости закупленных партий электронных компонентов, изготовленных по различным технологиям, в сроки, определяемые заданной длительностью разработки бортовой аппаратуры КА (рис. 2).

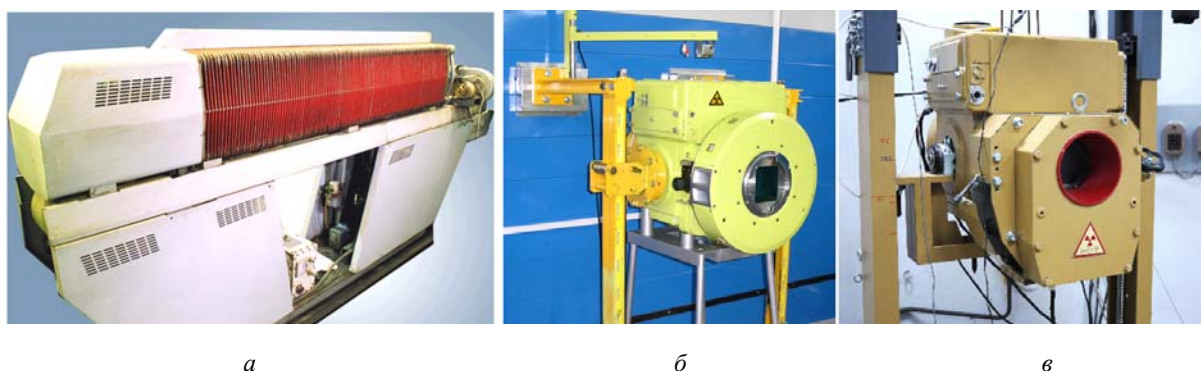


Рис. 2. Линейный ускоритель электронов ЭЛУ-4 (а), гамма-излучатель «Рокус-АМТ» испытательного комплекса «Радиян» (б), гамма-излучатель «Рокус-АМТФ» испытательного комплекса «Радиян-2» (в)

Fig. 2. Linear electron accelerator ELU-4 (a), gamma-emitter «Rokus-AMT» of test complex «Radian» (b), gamma-emitter «Rokus-AMTF» of test complex «Radian-2» (c)

В состав разработанной испытательной инфраструктуры входят:

- линейный ускоритель электронов, обеспечивающий мощность дозы излучения в диапазоне 10–300 рад/с;
- гамма-комплекс «Радиян» на основе гамма-излучателя «Рокус-АМТ», обеспечивающий проведение выборочных испытаний ЭКБ на полную дозу ионизирующего излучения в диапазоне мощности дозы 4–0,001 рад/с [12];
- гамма-комплекс «Радиян-2» с набором фильтров-поглотителей на основе гамма-излучателя «Рокус-АМТФ», обеспечивающий проведение выборочных испытаний ЭК на полную дозу ионизирующего излучения в двух диапазонах мощности дозы: 0,1–0,0001 рад/с и 0,005–0,0005 рад/с.

Установки оснащены рельсовой, дистанционно-управляемой системой для изменения мощности дозы в процессе облучения, без приостановки испытаний, неравномерность поглощенной дозы по выборке ЭКБ на гамма-комплексах не превышает 10 %.

В процессе облучения ЭКБ, находящаяся на испытательных платах в активном электрическом режиме, располагается в (Pb-Al) контейнерах, которые обеспечивают фотопоглощение низкоэнергетической компоненты излучения и равновесный спектр электронов, близкий к спектру электронов в кремнии при облучении его высокоэнергетическими гамма-квантами.

Результаты внедрения методологии гарантии радиационной стойкости элементной базы, используемой для комплектации КА разработки АО «ИСС»

По разработанной методологии были проведены входной контроль, диагностика и контрольные радиационные испытания более 1800 лётных партий ЭКБ, более чем 570 типоминималов, изготовленных по разным технологиям. Обнаружено несколько десятков потенциально-ненадежных электронных компонентов разного уровня сложности, изготовленных по различной технологии. Для 199 типоминималов (35 %) зафиксированы отказы до достижения уровня стойкости, гарантированного изготовителем.

Было установлено, что ЭКБ биполярной технологии при низкоинтенсивном облучении более часто, хотя и не всегда, демонстрируют меньшую радиационную стойкость, чем та, которую определили при испытаниях на высокой интенсивности облучения [13]. Кроме того, установлено влияние мощности дозы на характер отжига при повышенной температуре после облу-

чения одной и той же дозой и близких дозовых изменениях критериального параметра ЭКБ, что необходимо учитывать при экстраполяции результатов на натурные условия космического пространства.

Таким образом, решение проблемы обеспечения надежного длительного функционирования бортовой аппаратуры КА в отношении отказов, обусловленных дозовыми эффектами низкоинтенсивного ионизирующего излучения, потребовало создания новой испытательной инфраструктуры, а также аппаратурного и методического обеспечения применительно к электронным компонентам различного уровня интеграции.

Заключение

В настоящее время созданная интегрированная испытательная инфраструктура, включающая описанные моделирующие радиационные установки, испытательную и контрольно-измерительную аппаратуру, позволяет в требуемые сжатые сроки провести выявление потенциально ненадежных компонентов и оценивать радиационную стойкость партий электронных компонентов предприятий-поставщиков.

На основе результатов проведенных испытаний лётных партий ЭКБ сформирована уникальная база электронных данных, позволившая увеличить интервалы проведения испытаний потенциально надежных ЭКБ (в настоящее время 40 типонаименований) а, следовательно, и сократить объемы требуемых испытаний.

Созданная испытательная инфраструктура и периодические радиационные испытания электронных компонентов лётных партий на дозовые эффекты стали обязательной составной частью системы обеспечения радиационной стойкости БА КА разработки кооперации предприятий АО «ИСС» [14].

Библиографические ссылки

1. Новиков Л. С. Современное состояние и перспективы исследований взаимодействия космических аппаратов с окружающей средой // Модель Космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование КА. М. : КДУ, 2007. 1144 с.
2. Таперо К. И., Улимов В. Н., Членов А. М. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 304 с.
3. Контроль радиационной обстановки на высокоапогейных космических аппаратах / С. В. Балашов, В. В. Иванов, Л. И. Макашов и др. // Космонавтика и ракетостроение. 2003. № 1 (30). С. 95–101.
4. Создание системы мониторинга внешних воздействующих факторов, возникающих в результате функционирования КА / И. А. Максимов, Ю. М. Прокопьев, В. В. Хартов и др. // Материалы 4 междунар. аэрокосмич. конгресса, 18–23 августа 2003, Москва. 1 с.
5. Тестоведов Н. А., Кочура С. Г., Максимов И. А. Исследование механизмов и уровней воздействия космической среды на космический аппарат // Вестник СибГАУ. 2016. № 6. С. 77–90.
6. ОСТ134-1044-2007. Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. М. : ЦНИИ Машиностроения, 2016. 256 с.
7. Максимов И. А. Проблемы обеспечения надежного функционирования современных космических аппаратов в условиях дестабилизирующего воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4(30). С. 100–102.
8. Флуктуации в уровне радиационной стойкости различных партий источника опорного напряжения ОСМ Н142ЕН19 / С. А. Авдюшкин, И. А. Максимов, В. В. Иванов и др. // Вопросы

атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2014. № 3. С. 22–24.

9. Максимов Ю. В., Зыков В. М. Оценка разброса стойкости электронных компонентов к дозовым эффектам от партии к партии и внутри партии на гамма-комплексе «Радан» // Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2014. № 1. С. 69–71.

10. Испытания электронных компонентов из лётных партий к дозовым эффектам для гарантии стойкости бортовой аппаратуры космических аппаратов / В. М. Зыков, Ю. В. Максимов, И. А. Максимов и др. // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 881–890.

11. OST134-1034-2012. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. М. : ЦНИИ Машиностроения, 2022. 58 с.

12. Формирование и метрологическая аттестация дозного поля гамма-комплекса «РАДИАН» по требованиям стандарта 22900 / Ю. В. Максимов, В. М. Зыков, М. И. Окунцов и др. // Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2014. № 1. С. 72–75.

13. Эффект ELDRS в электронной компонентной базе отечественного производства и методы его обнаружения / Т. Н. Каськов, П. В. Рубанов, М. И. Окунцов и др. // Вопросы атомной науки и техники. Серия: Физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2013. № 3. С. 14–17.

14. Обеспечение и подтверждение радиационной стойкости электрорадиоизделий на космических аппаратах разработки АО «ИСС» / В. М. Зыков, С. Г. Кочура, И. А. Максимов, А. В. Пацков // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки : Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, 2015. С. 330–334.

References

1. Novikov L. S. *Sovremennoe sostoyanie i perspektivy issledovaniy vzaimodeystviya kosmicheskikh apparatov s okruzhayushchey sredoy. Model' Kosmosa, vos'moe izdanie. Tom 2. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie KA* [Current state and prospects of research into the interaction of spacecraft with the environment, Introduction, Model of the Cosmos, eighth edition. Vol. 2. The impact of the space environment on materials and equipment of the spacecraft]. Moscow, 2007.

2. Tapero K. I., Ulimov V. N., Chlenov A. M. *Radiacionnye jeffekty v kremnievykh integral'nykh shemakh kosmicheskogo primeneniya* [Radiation effects in silicon integral circuits schemes of space application]. Moscow, BINOM Laboratoriya znaniy Publ., 2012, 304 p. (In Russ.).

3. Balashov S. V., Ivanov V. V., Makashov L. I. et al. [Monitoring of the radiation situation on high-altitude spacecraft]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2003, No. 1(30), P. 95–101 (In Russ.).

4. Maksimov I. A., Prokop'ev Yu. M., Khartov V. V. [Creation of a monitoring system for external influencing factors arising from the operation of the spacecraft]. *Materialy Chetvertogo mezhdunarodnogo aerokosmicheskogo kongressa*. Moscow, 2003, P. 1. (In Russ.).

5. Testoyedov N. A., Kochura S. G., Maksimov I. A. [Study of the mechanisms and levels of the impact of the space environment on the spacecraft]. *Vestnik SibGAU*. 2016, No. 6, P. 77–90 (In Russ.).

6. OST134-1044-2007. *Methods for calculating radiation conditions on board spacecraft and establishing requirements for the resistance of electronic equipment of spacecraft to the effects of charged particles of outer space of natural origin* [OST134-1044-2007. Methods for calculating radiation conditions on board spacecraft and establishing requirements for the resistance of electronic equipment of spacecraft to the effects of charged particles of outer space of natural origin]. Moscow, TsNII Mashinostroyeniya Publ., 2016, 256 p.

7. Maksimov I. A. [Problems of ensuring the reliable functioning of modern spacecraft in conditions of the destabilizing effect of space factors and man-made factors]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4(30), P. 100–102 (In Russ.).
8. Avdyushkin S. A., Maksimov I. A., Ivanov V. V. et al. [Fluctuations in the level of radiation resistance of various batches of the reference voltage source OSM N142EN19]. *Voprosy atomnoi nauki i tekhniki. Seriya: Fizika radiatsionnogo vozdeistviya na radioelektronnyu apparaturu*. 2014, No. 3, P. 22–24 (In Russ.).
9. Maksimov Yu. V., Zykov V. M. [Evaluation of the spread of resistance of electronic components to dose effects from part to part and within part on the gamma-complex Radian]. *Voprosy atomnoi nauki i tekhniki. Seriya: Fizika radiatsionnogo vozdeistviya na radioelektronnyu apparaturu*. 2014, No. 1, P. 69–71 (In Russ.).
10. Zykov V. M., Maksimov Yu. V., Maksimov I. A. et al. [Testing of electronic components from flight-batches to dose effects to ensure the stability of the onboard equipment of spacecraft]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 4, P. 881–890 (In Russ.).
11. OST134-1034-2012. *Metody ispytaniy i ocenki stojkosti bortovoj radioelektronnoj apparatury kosmicheskikh apparatov k vozdeystviyu jelektronnogo i protonnogo izluchenij kosmicheskogo prostranstva po dozovym jeffektam* [OST134-1034-2012. Methods of testing and evaluation of the resistance of on-board electronic equipment of spacecraft to the effects of electronic and pleasant radiation of outer space]. Moscow, TsNII Mashinostroenia, 2022, 58 p.
12. Maksimov Yu. V., Zykov V. M., Okuntsov M. I. et al. [Formation and metrological certification of the dose-field of the Radian gamma-complex according to the requirements of the 22900 standard]. *Voprosy atomnoi nauki i tekhniki. Seriya: Fizika radiatsionnogo vozdeistviya na radioelektronnyu apparaturu*. 2014, No 1, P. 72–75 (In Russ.).
13. Kas'kov T. N., Rubanov P. V., Okuntsov M. I. et al. [ELDRS effect in the electronic component base of domestic production and methods]. *Voprosy atomnoi nauki i tekhniki. Seriya: Fizika radiatsionnogo vozdeistviya na radioelektronnyu apparaturu*. 2013, No. 3, P. 14–17 (In Russ.).
14. Zykov V. M., Kochura S. G., Maksimov I. A., Patskov A. V. [Ensuring and confirming the radiation resistance of electronic components on spacecraft developed by JSC ISS]. *Aktual'nye voprosy proektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy*. Himki, Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie im. S. A. Lavochkina Publ., 2015, P. 330–334 (In Russ.).

© Максимов И. А., Кочура С. Г., Авдюшкин С. А., 2023

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

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

Авдюшкин Сергей Александрович – начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: avdyushkin@iss-reshetnev.ru.

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

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

Avdyushkin Sergey Aleksandrovich – head of the group; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: avdyushkin@iss-reshetnev.ru.

УДК 621.38

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135

Для цитирования: Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г. Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 126–135. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.

For citation: Nazarenko A. A., Maksimov I. A., Kochura S. G. [Possibility of unification of requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating conditions]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 126–135. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.

Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования

А. А. Назаренко, И. А. Максимов, С. Г. Кочура

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: nazarenkoaa@iss-reshetnev.ru

В течение срока активного существования (САС) на разных типах орбит космические аппараты (КА) подвергаются воздействию различных факторов космического пространства (ФКП). Основным фактором, оказывающим влияние на работоспособность радиоэлектронной аппаратуры, является ионизирующее излучение космического пространства (ИИКП).

Основной эффект, связанный с воздействием ИИКП на КА (дозовые эффекты), по своей физике определяется дозой излучения, поглощенной в комплектующих изделиях электронной компонентной базы (ЭКБ) и материалах конструкции в течение всего САС. Данным эффектом объясняются отказы в работе радиоэлектронной аппаратуры, обусловленные деградацией параметров используемых изделий ЭКБ и материалов.

Расчёт уровней воздействия поглощённых доз в зависимости от различных параметров орбиты – необходимая и важная задача для обеспечения функционирования КА в течение заданного САС, так как на основании уровней воздействия на орбите базируются расчёты радиационной стойкости.

Ключевым, с точки зрения минимизации массовой защиты и объёма испытаний критичных изделий ЭКБ, является проведение расчётов с учётом конструктивных особенностей КА и бортовой аппаратуры (БА). Кроме учёта конструкции КА и БА, важным аспектом при проведении расчётов радиационной стойкости является учёт взаимного расположения БА в составе КА.

В данной статье рассмотрена возможность унификации требований по радиационной стойкости для КА с различными орбитами функционирования и САС, а также возможность проведения унифицированного расчёта без учёта конструктивных особенностей КА, БА и взаимного расположения в составе КА.

Ключевые слова: космический аппарат, дозовые эффекты, бортовая аппаратура, срок активного существования, унификация.

Possibility of unification of requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating conditions

A. A. Nazarenko, I. A. Maksimov, S. G. Kochura

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

During the period of active lifetime in different types of orbits, spacecraft are exposed to various factors of outer space. The main factor influencing the performance of electronic equipment is the ionizing radiation of outer space.

The main effect associated with the impact of the ionizing radiation of outer space on the spacecraft (dose effects), in its physics, is determined by the radiation dose absorbed in the components of the electronic component base and construction materials during the entire lifetime. This effect explains the failures in the operation of radio-electronic equipment due to the degradation of the parameters used in the products of the electronic component base and materials.

Calculation of levels of exposure to absorbed doses depending on various parameters of the orbit is a necessary and important task for ensuring the functioning of the spacecraft during a given lifetime, since calculations of radiation resistance are based on the levels of exposure in orbit.

The key, from the point of view of minimizing mass protection and the scope of testing of critical electronic component base products, is to carry out calculations taking into account the design features of the spacecraft and on-board equipment. In addition to taking into account the design of the spacecraft and the spacecraft, an important aspect when calculating the radiation resistance is taking into account the relative position of the spacecraft in the spacecraft.

This article considers the possibility of unifying the requirements for radiation resistance for spacecraft with different operating orbits and lifetime, as well as the possibility of carrying out a unified calculation without taking into account the design features of the spacecraft, spacecraft and relative position within the spacecraft.

Keywords: spacecraft, dose effects, onboard equipment, lifetime, unification.

Введение

Современный опыт развития космической техники характеризуется ростом функциональной сложности БА, увеличением САС и автономности в совокупности со снижением массогабаритных характеристик. Важнейшим элементом, препятствующим успешной реализации поставленных задач и минимизации массогабаритных характеристик, является воздействие на бортовые системы КА факторов космического пространства, ключевым из которых является ИИКП [1–10].

Проведение расчётов радиационной стойкости является весьма трудоёмкой и длительной задачей, так как подразумевает под собой целый комплекс работ. В расчёте должны быть учтены все параметры, влияющие на радиационную стойкость – орбита функционирования, конструктивные особенности КА и БА. Учитывая современную тенденцию по переходу к серийному производству космических аппаратов в минимально короткие сроки, становится актуальным вопрос по унификации требований без проведения расчётов по радиационной стойкости под конкретный космический аппарат для случая заимствования бортовой аппаратуры, разработанной под один проект и адаптируемой в состав другого КА.

Методология проведения расчёта радиационной стойкости БА (дозовые эффекты и эффекты смещения)

На текущий момент большинство расчётов радиационной стойкости БА проводится с помощью специализированного программного обеспечения (ПО) с учётом разбиения на 3600 лучей. Типичные уровни поглощённых доз внутри БА с учётом защиты конструкцией БА и КА для конкретного места расположения изделий ЭКБ варьируются от 5 до 100 крад. Уровни радиационной стойкости изделий ЭКБ также находятся в пределах от 5 до 100 крад.

При этом уровень стойкости применяемых активных изделий ЭКБ должен превышать уровень воздействия с определенным коэффициентом запаса. Это положение является основополагающим при формировании выводов о радиационной стойкости БА.

Основанием для любой технической экспертизы о допуске БА к лётным испытаниям (ЛИ) в составе КА являются положительные выводы, сделанные в Расчёте (Анализе) радиационной стойкости БА.

Основные этапы при проведении расчёта:

- подготовка модели КА для расчёта с учётом конкретного места расположения БА;
- интеграция 3D-модели БА с моделью КА;
- проведение расчета уровня воздействия для изделий ЭКБ с использованием ПО для конкретной орбиты функционирования: поглощенная доза рассчитывается в выбранной точке прибора (месте расположения изделий ЭКБ), на основании толщины массовой защиты для каждого из лучей в угле 4π ср при разбиении пространства на 3600 лучей. В зависимости от сложности прибора расчёт проводится для 10–30 точек для каждой платы. Степень детализации платы, используемой для расчёта, и иллюстрация расчёта представлена на рис. 1;
- расчёт коэффициентов запаса для каждого изделия ЭКБ (путём деления уровня стойкости изделия ЭКБ на расчётный уровень воздействия);
- формирование перечня изделий ЭКБ для проведения испытаний лётных партий. Испытания проводятся для изделий ЭКБ с $K_z < 3$ либо изделий ЭКБ, по которым выявлено несоответствие уровня стойкости по техническим условиям (ТУ) (Важно: в соответствии с НТД РФ испытания должны быть проведены именно для тех дат изготовления изделий ЭКБ, которыми будет укомплектован лётный прибор);
- проведение испытаний и корректировка расчёта стойкости.

Поскольку методология расчета радиационной стойкости БА предполагает разбиение пространства на 3600 лучей, а суммарная эквивалентная защита для точки рассчитывается с учётом защиты по каждому лучу, соответственно, необходимо проведение повторного расчёта радиационной стойкости БА для каждого конкретного случая даже при незначительном изменении компоновки КА и БА.

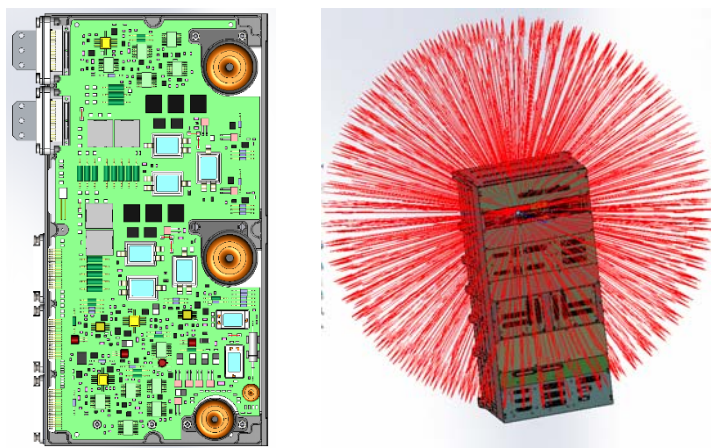


Рис. 1. Иллюстрация расчёта

Fig. 1. Calculation illustration

Требования, предъявляемые к КА

Модель воздействия, в части радиационной стойкости, зависит от орбиты функционирования и САС КА, кроме того для КА, разрабатываемых в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», требования задаются в соответствии с моделью воздействия, изложенной в НТД РФ. Требования для коммерческих КА определяются заказчиком и могут отличаться от модели, изложенной в НТД РФ, так как задаются в соответствии с международными стандартами – модель воздействия AE8-max, AP8-min [11–15].

Сравнительный график и зависимости поглощённой дозы от величины эквивалентной защиты для орбит функционирования коммерческих КА и КА, разрабатываемых в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», а также для КА с различными орбитами и САС, представлен на рис. 2 и в табл. 1–3.

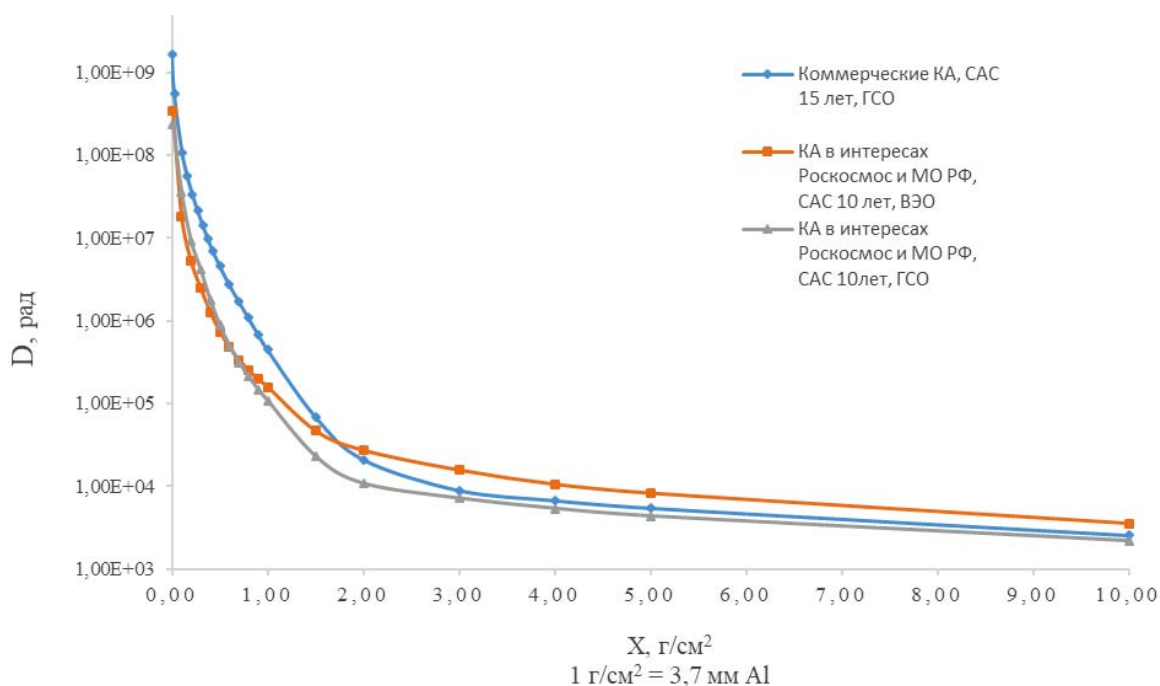


Рис. 2. Сравнительный график

Fig. 2. Comparison graph

Таблица 1

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты за SAC 10 лет (с учётом этапа довыведения) для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» в телесном угле 4π ср за сферической защитой (в соответствии с НТД РФ)

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,01	2,32E+08
0,1	3,60E+07
0,2	9,14E+06
0,5	8,78E+05
0,8	2,10E+05
0,9	1,47E+05
1	1,08E+05
5	4,36E+03
8	2,76E+03
9	2,44E+03
10	2,18E+03

Таблица 2

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты за SAC 15 лет для коммерческих КА в телесном угле 4π ср за сферической защитой (модель NASA AE8, AP8)

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
2,70E-03	1,66E+09
2,70E-02	5,48E+08
1,08E-01	1,08E+08
4,86E-01	4,97E+06
6,08E-01	2,62E+06
6,75E-01	1,91E+06
1,01E+00	4,15E+05
1,08E+00	3,10E+05
1,15E+00	2,33E+05

Окончание табл. 2

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
1,55E+00	5,93E+04
2,03E+00	1,99E+04
2,09E+00	1,76E+04
2,16E+00	1,60E+04
2,23E+00	1,46E+04
2,70E+00	9,95E+03
2,97E+00	9,00E+03
3,24E+00	8,21E+03
3,51E+00	7,59E+03
4,05E+00	6,64E+03
5,40E+00	5,02E+03
1,35E+01	1,76E+03

Таблица 3

Зависимость поглощенной дозы (для сферической геометрии защиты) от величины защиты для САС 10 лет для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» в телесном угле 4π ср (в соответствии с НТД РФ)

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,01	3,40E+08
0,1	1,82E+07
0,2	5,20E+06
0,3	2,47E+06
0,4	1,27E+06
0,5	7,39E+05
0,6	4,79E+05
0,7	3,36E+05
0,8	2,53E+05
0,9	1,96E+05
1	1,58E+05
1,5	4,67E+04
2	2,71E+04
3	1,56E+04
4	1,05E+04
5	8,21E+03
10	3,53E+03

Анализируя данные, представленные на рис. 2 и в табл. 1–3, можно сделать вывод, что в диапазоне защит 0,01–1,5 г/см² (0–5,5 мм Al) уровни воздействия по международной модели АЕ8, АР8 (коммерческие КА) в несколько раз (от 3 до 6) превосходят уровни воздействия по модели НТД РФ для ГСО и ВЭО, соответственно. В диапазоне защит 2–10 г/см² (7,4–37 мм Al) требования для орбиты функционирования ВЭО по НТД РФ в 1,5–2,5 раза превышают требования для коммерческих КА. Соответственно, для унификации требований по радиационной стойкости для вышеуказанных КА необходимо сформировать требования, исходя из максимальных значений поглощённых доз для всех диапазонов защит:

0,01–1,5 г/см² – модель АЕ8, АР8 (коммерческие КА);

2–10 г/см² – модель НТД РФ (КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», ВЭО, САС 10 лет).

Унифицированные требования (огibaющая) представлены на рис. 3 и табл. 4.

В качестве унифицированных требований по эффектам смещения допустимо использовать требования для КА в интересах государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», ВЭО, САС 10 лет.

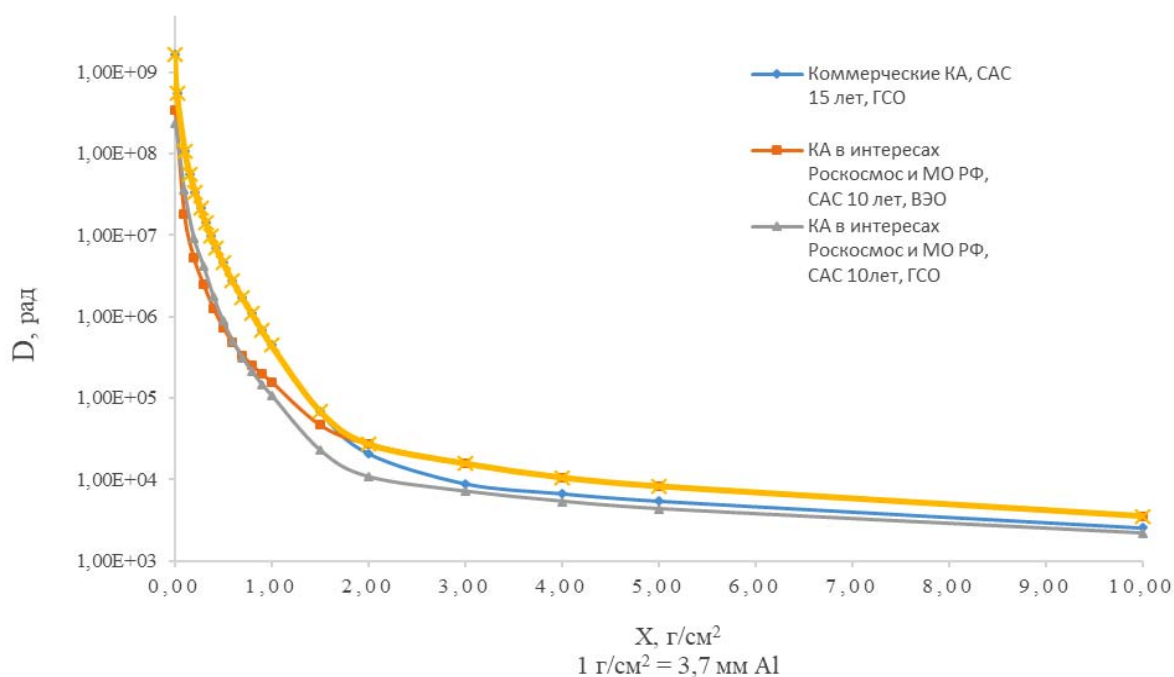


Рис. 3. Унифицированные требования

Fig. 3. Unified requirements

Таблица 4

Зависимость поглощенной дозы от величины защиты (унифицированная для КА «Экспресс-РВ», КА «Экспресс-АМУ4», КА «Ямал-501», КА «Луч-5ВМ») в телесном угле 4π ср

Величина защиты, г/см ²	Поглощенная доза, рад (суммарная доза)
0,0027	1,66E+09
0,0270	5,48E+08
0,108	1,08E+08
0,162	5,66E+07
0,216	3,36E+07
0,270	2,14E+07
0,324	1,42E+07
0,378	9,72E+06
0,432	6,85E+06
0,500	4,62E+06
0,600	2,73E+06
0,700	1,71E+06
0,800	1,08E+06
0,900	6,88E+05
1,000	4,46E+05
1,500	6,94E+04
2,000	2,71E+04
3,000	1,56E+04
4,000	1,05E+04
5,000	8,21E+03
10,000	3,53E+03

Унифицированный расчёт

В виду различия в конструкции и компоновки КА, унификация требования по радиационной стойкости не является гарантией соответствия стойкости БА в составе конкретного КА. Единственный вариант, при котором БА может быть заимствована на другой КА без проведения

полноценного радиационного расчёта под конкретный КА, когда для БА проведён упрощённый расчёт, в результате которого получены положительные результаты.

Существует несколько способов проведения упрощённого расчёта:

1) расчёт с использованием упрощенной модели КА и унифицированных требований (для БА, расположенной внутри негерметичного приборного отсека (НГПО)): используется подробная 3D модель БА и упрощенная модель КА (в виде коробки с минимальной эквивалентной защитой одинаковой со всех сторон (0,8 мм Al), без учёта конкретного места расположения БА и экранирования соседней БА).

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (порядка 100 крад), увеличивается объём радиационных испытаний изделий ЭКБ (по отношению к расчёту, проведённому с учётом реальной конструкции КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_3 < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_3 \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и реальную конструкцию КА). Такой метод расчёта применим только для вновь разрабатываемой БА, так как при разработке КД сразу учитываются необходимые доработки конструкции БА, учитывающие размещение наименее стойкого изделия ЭКБ, и устанавливается локальная защита на уровне изделий ЭКБ.

Кроме того, отсутствие в настоящее время достаточного количества типоминалов изделий ЭКБ с уровнем радиационной стойкости порядка 100 крад приведет к необходимости увеличения минимальной эквивалентной защиты в несколько раз;

2) без учёта защиты конструкцией КА с использованием унифицированных требований (для БА, расположенной снаружи НГПО): расчёт проводится с использованием подробной 3D-модели БА без учёта какой-либо защиты со стороны КА.

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (200–300 крад и выше) либо увеличение толщины собственного корпуса БА (5 мм и выше) и установка локальной защиты на изделия ЭКБ; увеличивается объём испытаний (по отношению к расчёту, проведённому с учётом защиты конструкцией КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_3 < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_3 \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и конструкцию КА);

3) с учётом защиты со стороны посадочной плоскости (для БА, расположенной снаружи НГПО): для расчёта используется подробная 3D-модель БА и минимальная эквивалентная защита со стороны посадочной плоскости.

Достоинства: расчёт может быть использован для любого КА.

Недостатки: требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (100 крад и выше) либо увеличение толщины собственного корпуса БА и установка локальной защиты на изделия ЭКБ, увеличивается объём испытаний (по отношению к расчёту проведённому с учётом защиты конструкцией КА и экранированием соседней БА, так как увеличится количество изделий ЭКБ с $K_3 < 3$), при недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ для обеспечения $K_3 \geq 1$ потребуются доработка БА и увеличение массы (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА и конструкцию КА).

Заключение

Проведенный анализ показал, что унификация требований по радиационной стойкости (дозовые эффекты, эффекты смещения) возможна, однако, учитывая, что для различных КА требования отличаются до 6 раз, а также в соответствии с нормативными документами, критерием проведения испытаний изделий ЭКБ является обеспечение трёхкратного коэффициента запаса. Это приведёт к необоснованному увеличению объёма испытаний и массовой защиты.

Заимствование БА без проведения полноценного расчёта радиационной стойкости под конкретный КА возможно только в том случае, если изначально проведён упрощённый расчёт с использованием унифицированных требований (без учёта реального размещения БА в КА). При этом, не зависимо от того, каким образом был проведён расчёт стойкости, необходимо проведение испытаний лётных партий. В соответствии с НТД РФ, испытания должны быть проведены именно для тех дат изготовления изделий ЭКБ, которыми будет укомплектован лётный прибор (с учётом допустимой периодичности).

Упрощенный расчёт имеет следующие недостатки:

1. Требуются изделия ЭКБ с высоким уровнем стойкости (100 крад и более, что не всегда реализуемо).
2. Значительно увеличивается объём испытаний (так как увеличивается количество изделий ЭКБ с $K_z < 3$), при этом суммарная стоимость проведения испытаний всех изделий ЭКБ значительно превышает стоимость проведения полноценного расчёта для конкретного КА.
3. При недостаточности уровня стойкости изделий ЭКБ потребуются доработка БА и увеличение массы для введения дополнительной радиационной защиты (которой можно было бы избежать, если учесть экранирование соседней БА в реальной конструкции КА).
4. Для минимизации массы БА и расходов на проведение испытаний изделий ЭКБ, расчёт стойкости БА предпочтительнее проводить с учётом защиты элементами реальной конструкции БА и КА, конкретного места расположения БА и изделий ЭКБ и требований для заданных орбит функционирования и САС.

Библиографические ссылки

1. Максимов И. А. Проблемы обеспечения надежного функционирования современных космических аппаратов в условиях дестабилизирующего воздействия факторов космического пространства и факторов техногенного характера // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4(30). С. 100–102.
2. Максимов И. А., Кочура С. Г. Исследование влияния факторов космического пространства и техногенных факторов на космические аппараты, разработка методов и средств защиты : монография / СибГАУ им М.Ф. Решетнева. Красноярск, 2011. 182 с.
3. Мониторинг радиационной обстановки на геостационарной орбите в максимуме 23-го цикла солнечной активности / Т. А. Иванова, Н. Н. Павлов, С. Я. Рейзман и др. // Физические проблемы экологии : материалы 3-й Всеросс. науч. конф. 22–24 мая 2001 г., МГУ, Москва, 2001. Т. 6. С. 8.
4. Контроль радиационной обстановки на высокоапогейных КА / Н. А. Власова, И. В. Гецелев, Т. А. Иванова и др. // Электризация космических аппаратов и совершенствование их антистатической защиты как средства увеличения надежности и сроков активного существования : материалы V межотрасл. науч.-техн. конф. 16–17 мая, ЦНИИмаш, г. Королев, 2002 г. С. 1.
5. Моделирование и мониторинг радиационной обстановки в магнитосфере Земли на высокоапогейных космических аппаратах / Э. Н. Сосновец, М. И. Панасюк, Н. А. Власова и др. // Солнечно-земная физика : материалы конф. по физике солнечно-земных связей. 24–29 сентября 2001, Иркутск, 2002. Т. 2 (115). С. 1.
6. Создание системы мониторинга внешних воздействующих факторов, возникающих в результате функционирования КА / И. А. Максимов, Ю. М. Прокопьев, В. В. Хартов и др. // Материалы 4 междунар. аэрокосмич. конгр., 18–23 августа 2003, Москва. С. 1.
7. Новиков Л. С. Современное состояние и перспективы исследований взаимодействия космических аппаратов с окружающей средой // Модель Космоса. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование КА. М. : КДУ, 2007. 1144 с.
8. Rantanen R. O., Bareiss L. E., Ress E. B. Determination of Space Vehicle Contamination // Proc. Of Centre National D'Etudes Spatiales Symposium on Evaluation of Space Environment on Materials, held at Toulouse. France. P. 211–232.

9. Тестоедов Н. А., Кочура С. Г., Максимов И. А. Исследование механизмов и уровней воздействия космической среды на космический аппарат // Вестник СибГАУ. 2016. № 6. С. 77–90.
10. Внешний радиационный пояс релятивистских электронов в минимуме 23-го цикла солнечной активности / Л. В. Тверская, С. В. Балашов, Н. Н. Веденькин и др. // Геомагнетизм и аэрономия. 2012. Т. 52, № 6. С. 779–784.
11. Xapsos M. A., O'Neill P. M., O'Brien T. P. Near-Earth Space Radiation Models // IEEE Trans. Nucl. Sci. 2013. Vol. 60, No. 3. P. 1691–1705.
12. Sawyer D. M., Vette J. I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum. NASA-TM-X-72605. NSSDC/WDC-A-R&S 76-06. 1976.
13. Vette J. I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964–1991). NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. November, 1991.
14. Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment. NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991.
15. AE9, AP9 and SPM: New Models for Specifying the Trapped Energetic Particle and Space Plasma Environment / G. P. Ginat, T. P. O'Brien, S. L. Huston et al. // Space Sci. Rev 2013. Vol. 179. P. 579–615.

References

1. Maksimov I. A. [Problems of ensuring the reliable functioning of modern spacecraft in conditions of the destabilizing effect of space factors and man-made factors]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4(30), P. 100–102. (In Russ.).
2. Maksimov I. A., Kochura S. G. *Issledovanie vliyaniya faktorov kosmicheskogo prostranstva i tekhnogennykh faktorov na kosmicheskie apparaty, razrabotka metodov i sredstv zashchity* [Study of the influence of space factors and man-made factors on spacecraft, development of methods and means of protection]. Krasnoyarsk, 2011, 182 p.
3. Ivanova T. A., Pavlov N. N., Reyzman S. Ya. [Monitoring of the radiation situation in the geostationary orbit at the maximum of the 23rd solar cycle] *Materialy 3-y Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii "Fizicheskie problemy ekologii"* [Materials of the 3rd All-Russian Scientific Conference "Physical Problems of Ecology"]. Moscow, 2001, Vol. 6, P. 8. (In Russ.).
4. Vlasova N. A., Getselev I. V., Ivanova T. A. [Monitoring the radiation situation on high-apogee spacecraft]. *Materialy V mezhotraslevoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Elektrizatsiya kosmicheskikh apparatov i sovershenstvovanie ikh antistaticheskoy zashchity kak sredstva uvelicheniya nadezhnosti i srokov aktivnogo sushchestvovaniya"* [Materials of the V interdisciplinary scientific and technical conference "Electrification of spacecraft and improvement of their antistatic protection as a means of increasing the reliability and terms of active existence"]. Korolev, 2002, P. 1 (In Russ.).
5. Sosnovets E. N., Panasyuk M. I., Vlasova N. A. [Modeling and monitoring of the radiation situation in the Earth's magnetosphere on high-apogee spacecraft]. *Materialy konferentsiya po fizike solnechno-zemnykh svyazey "Solnechno-zemnaya fizika"* [Materials conference on the physics of solar-terrestrial relations "Solar-terrestrial physics"]. Irkutsk, 2002, Vol. 2 (115), P. 1 (In Russ.).
6. Maksimov I. A., Prokop'ev Yu. M., Khartov V. V. [Creation of a monitoring system for external influencing factors arising from the operation of the spacecraft]. *Materialy Chetvertogo mezhdunarodnogo aerokosmicheskogo kongressa* [Materials of the Fourth International Aerospace Congress]. Moscow, 2003, P. 1 (In Russ.).
7. Novikov L. S. *Sovremennoe sostoyanie i perspektivy issledovaniy vzaimodeystviya kosmicheskikh apparatov s okruzhayushchey sredoy. Model' Kosmosa, vos'moe izdanie. Tom 2. Vozdeystvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie KA* [Current state and prospects of research into the interaction of spacecraft with the environment, Introduction, Model of the Cosmos, eighth edition. Vol. 2. The impact of the space environment on materials and equipment of the spacecraft]. Moscow, 2007.

8. Rantanen R. O., Bareiss L. E., Ress E. B. Determination of Space Vehicle Contamination. *Proc. Of Centre National D'Etudes Spatiales Symposium on Evaluation of Space Environment on Materials, held at Toulouse. France.* P. 211–232.
9. Testoyedov N. A., Kochura S. G., Maksimov I. A. [Study of the mechanisms and levels of the impact of the space environment on the spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2016, No. 6, P. 77–90 (In Russ.).
10. Tverskaya L. V., Balashov S. V., Veden'kin N. N. et al. [Outer radiation belt of relativistic electrons in the 23rd solar cycle minimum]. *Geomagnetizm i aeronomiya.* 2012, Vol. 52, No. 6, P. 779–784 (In Russ.).
11. Xapsos M. A., O'Neill P. M., O'Brien T. P. Near-Earth Space Radiation Models. *IEEE Trans. Nucl. Sci.* 2013, Vol. 60, No. 3, P. 1691–1705.
12. Sawyer D. M., Vette J. I. AP-8 Trapped Proton Environment for Solar Maximum and Solar Minimum. NASA-TM-X-72605. NSSDC/WDC-A-R&S 76-06, 1976.
13. Vette J. I. Trapped Radiation Environment Model Program (1964–1991). NSSDC/WDC-A-R&S 91-29. November, 1991.
14. Vette J. I. The AE-8 Trapped Electron Model Environment. NSSDC/WDC-A-R&S 91-24, 1991.
15. Ginet G. P., O'Brien T. P., Huston S. L. et al. AE9, AP9 and SPM: New Models for Specifying the Trapped Energetic Particle and Space Plasma Environment. *Space Sci. Rev.* 2013, Vol. 179, P. 579–615.

© Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г., 2023

Назаренко Антон Александрович – начальник сектора; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: nazarenkoa@iss-reshetnev.ru.

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

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

Nazarenko Anton Aleksandrovich – head of the sector; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: nazarenkoa@iss-reshetnev.ru, Phone 8(3919)73-51-89;

Maximov Igor Aleksandrovich, – Cand. Sc., head of department; Joint-stock company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: mia@iss-reshetnev.ru. Phone 8(3919)76-48-88;

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

УДК 629.7.018. 4. 054

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-136-143

Для цитирования: Николаев В. Н. Идентификация математической модели теплового состояния гидросистемы летательного аппарата // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 136–143. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-136-143.

For citation: Nikolaev V. N. [The aircraft hydraulic system units and pipelines heat exchange parameters study]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 136–143. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-136-143.

Идентификация математической модели теплового состояния гидросистемы летательного аппарата

В. Н. Николаев

Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина
Российская Федерация, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

*E-mail: nikvla50@mail.ru

Предложен метод математического моделирования теплового состояния гидросистемы летательного аппарата. Математическая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных для углепластиковой композитной теплоизоляции и обыкновенных дифференциальных уравнений для элементов гидросистемы, описывающих их теплообмен с воздушной средой и окружающими поверхностями. Для решения прямой задачи теплового состояния элементов гидросистемы, т. е. для решения жесткой системы обыкновенных дифференциальных уравнений, использовали численную схему типа Розенброка второго порядка аппроксимации для неавтономных систем и решение системы дифференциальных уравнений с частными производными метода Монте-Карло на основе вероятностного представления решения в виде математического ожидания функционала от диффузионного процесса. Обратная задача теплового состояния элементов гидросистемы решена композицией метода наискорейшего спуска, метода Ньютона и квазиньютоновского метода Бройдена – Флетчера – Гольдфарба – Шэнно. Разработана математическая модель теплового состояния агрегата гидросистемы в негерметическом отсеке летательного аппарата и оценены доверительные интервалы каждого из искомых коэффициентов модели с использованием $\chi^2_{1-\alpha}$ распределения при доверительной вероятности $\beta = 0,95$.

Ключевые слова: математическая модель, дифференциальные уравнения, гидросистема летательного аппарата, параметрическая идентификация, доверительные интервалы коэффициентов модели.

The aircraft hydraulic system units and pipelines heat exchange parameters study

V. N. Nikolaev

S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute
21, Polzunov St., Novosibirsk, 630051, Russian Federation

*E-mail: nikvla50@mail.ru

A method of mathematical simulation of the aircraft hydraulic system thermal state is proposed. The mathematical model is a system of partial differential equations for carbon-fiber composite thermal insulation and ordinary differential equations for hydraulic system elements that describe their heat exchange with the air and surrounding surfaces. To solve the direct problem of the hydraulic system

elements thermal state, that is, to solve stiff ordinary differential equations, a Rosenbrock-type second order approximation numerical scheme for non-autonomous systems and the solution of a system of partial differential equations, the Monte Carlo method based on a probabilistic representation of the solution in the form of a diffusion process functional expectation were used. The inverse problem of the hydraulic system elements thermal state is solved by the composition of the steepest descent method, the Newton method and the quasi-Newton method of Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno. A thermal state mathematical model of the hydraulic system unit in an aircraft unpressurized compartment has been developed and the confidence intervals of each of the required model coefficients have been estimated using $\chi^2_{1-\alpha}$ at a confidence probability $\beta = 0.95$.

Keywords: mathematical model, differential equations, aircraft hydraulic system, parametric identification, confidence intervals of model coefficients.

Введение

При проведении проектирования и стендовых испытаний гидросистемы летательного аппарата используют математическое моделирование теплового состояния гидросистемы. Тепловое состояние гидросистемы определяется температурой воздушной среды, окружающих элементов гидросистемы поверхностей и др. Параметры теплообмена определяются теплофизическими параметрами агрегатов и трубопроводов гидросистемы, а также топологией их размещения в отсеке. Математическая модель строится по результатам лётного эксперимента при максимальных диапазонах параметров режима полёта и воздушной среды за бортом.

Математическая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных для углепластиковой композитной теплоизоляции и обыкновенных дифференциальных уравнений для элементов гидросистемы. При идентификации математической модели требуются эффективные методы решения дифференциальных уравнений в частных производных и обыкновенных дифференциальных уравнений, а также методы параметрической идентификации. Кроме того, необходимо оценить доверительные интервалы каждого из искомых коэффициентов модели.

Физическая модель теплового состояния элементов гидросистемы летательного аппарата

Тепловое состояние элементов гидросистемы летательного аппарата определяется теплообменом внешней поверхности корпусов агрегатов и трубопроводов с окружающими поверхностями и воздушной средой. Кроме того, тепловая энергия в элементах гидросистемы подводится и отводится гидрожидкостью и системой обеспечения теплового режима.

Корпусы агрегатов гидросистемы и трубопроводы летательного аппарата закрыты углепластиковой композитной теплоизоляцией.

Математическая модель теплового состояния элементов гидросистемы летательного аппарата

Математическая модель теплового состояния элементов гидросистемы состоит из дифференциальных уравнений, описывающих теплообмен углепластиковой композитной теплоизоляции и дифференциальных уравнений теплового баланса обшивки, воздушной среды в отсеке, исследуемого агрегата или трубопровода и эффективного оборудования [1–4]:

$$\begin{aligned}
 T_{cov,t} = & \vartheta_1 p_V(t) V_{air,out}(t) [T_e(t) - T_{cov}(t)] - \vartheta_2 \beta^{917}(t) [T_{cov}(t) - T_{air}(t)] - \\
 & - \vartheta_3 \left\{ \left[\frac{T_{cov}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} - \vartheta_4 \left\{ \left[\frac{T_{cov}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \\
 & + \vartheta_{18} \beta^{917}(t) [T_e(t) - T_{cov}(t)] + \vartheta_{19} \left[\frac{p_V(t)}{T_{cv}(t)} \frac{d p_V(t)}{dt} \right]^{917} \times [T_e(t) - T_{cov}(t)] + \vartheta_{21} Q_{cov,out}. \quad (1)
 \end{aligned}$$

$$T_{air,t} = \vartheta_5 \beta^{917}(t) [T_{cov}(t) - T_{air}(t)] + \vartheta_6 \beta(t) [T_{cov}(t) - T_{air}(t)] + \vartheta_{20} \frac{p_V(t)}{T_{cov}(t)} \frac{d p_V(t)}{dt} [T_{cov}(t) - T_{air}(t)] - \vartheta_7 \beta^{917}(t) [T_{air}(t) - T_{eq}(t)] - \vartheta_8 \beta^{917}(t) [T_{air}(t) - T_{eq,ef}(t)] + \vartheta_{22}. \quad (2)$$

$$T_{eq,t} = \vartheta_9 \beta^{917}(t) [T_{air}(t) - T_{eq}(t)] + \vartheta_{10} \left\{ \left[\frac{T_{cov}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_{11} \left\{ \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_{12} (T_{lq} - T_{eq}). \quad (3)$$

$$T_{eq,ef,t} = \vartheta_{13} \beta^{917}(t) [T_{air}(t) - T_{eq,ef}(t)] + \vartheta_{14} \left\{ \left[\frac{T_{cov}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 \right\} - \vartheta_{15} \left\{ \left[\frac{T_{eq} T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_{16}. \quad (4)$$

где T_{lq} – температура гидрожидкости, протекающей в агрегате или трубопроводе; $T_{cov}, T_{air}, T_{eq}, T_{eq,ef}$ в выражениях (1)–(4) с индексом t означает дифференцирование по времени t температуры обшивки, воздушной среды в отсеке, поверхности теплоизоляции агрегата или трубопровода, эффективного оборудования, окружающего исследуемый агрегат или трубопровод соответственно; p_V – плотность воздуха за бортом; $\Theta = [v_1, v_2, \dots, v_{17}]^T$ – вектор коэффициентов модели; T – верхний индекс, обозначающий операцию транспонирования.

Вместо расчётных значений α_{eq} коэффициента теплоотдачи конвекцией исследуемого агрегата или трубопровода введено произведение измеряемых плотности воздуха за бортом ρ_V и числа Маха M полёта летательного аппарата при $M < 1$ и произведение $\rho_V M^2$ при $M \geq 1$.

В общем виде процесс теплопередачи в углепластиковой теплоизоляции описывается уравнениями [5; 6]:

$$C_{cv}(x) T_{cv,t} = (\lambda_{cv}(x) T_{cv,x})_x, \quad 0 < x < l, \quad 0 < t \leq t_k; \quad (5)$$

$$\lambda_{cv}(x) F_{cv} T_{cv,x} = \alpha_{cv,out}(t) F_{cv} (T_{cv}(t, x) - T_{air}(t)) + Q_{cv,out}, \quad x = 0; \quad (6)$$

$$\lambda_{cv}(x) F_{cv} T_{cv,x} = \alpha_{cv,in}(t) F_{cv} (T_{cv,in}(t) - T_{cv}(t, x)) + Q_{cv,in}, \quad x = l; \quad (7)$$

$$T_{cv}(0, x) = T_0(x), \quad 0 < x < l, \quad (8)$$

где

$$C_{cv}(x) = \begin{cases} C_{compo}, & x \in compo, \\ C_{air}, & x \in air, \end{cases}$$

$$\lambda_{cv}(x) = \begin{cases} \lambda_{compo}, & x \in compo, \\ \lambda_{air}, & x \in air, \end{cases}$$

где коэффициенты C_{cv}, λ_{cv} определяются рассматриваемым слоем переноса тепла.

В уравнениях (5)–(8) использованы следующие обозначения:

$T_{cv}(t, x)$ – температура теплоизоляции; $T_{cv,in}(t)$ – температура внутренней поверхности теплоизоляции; $T_{cv,t}$ – первая производная T_{cv} по t ; $T_{cv,x}$ – первая производная T_{cv} по x ; $T_{cv,x,x}$ – вторая производная T_{cv} по x ; $C_{cv}(x)$ – объемная теплоемкость теплоизоляции, определяемая

теплоемкостью композита C_{compo} и теплоемкостью воздуха C_{air} ; $\lambda_{cv}(l)$ – теплопроводность теплоизоляции, определяемая теплопроводностью композита λ_{compo} и теплопроводностью воздуха λ_{air} ; $\alpha_{cv,out}$ – коэффициент теплоотдачи наружной поверхности агрегата или трубопровода; $\alpha_{cv,in}$ – коэффициент теплоотдачи внутренней поверхности агрегата или трубопровода; F_{cv} – площадь агрегата или трубопровода при наружном и внутреннем теплообмене; $Q_{cv,out}$ – тепловая энергия внешних источников; $Q_{cv,in}$ – тепловая энергия внутренних источников; l – толщина теплоизоляции.

Решение прямой задачи теплового состояния элементов гидросистемы

Обыкновенные дифференциальные уравнения (1)–(4) составляют следующую систему уравнений:

$$Y_t = F(Y(t, \Theta)), \quad t \in (0, t_t); \quad Y_t = Y_\Theta, \quad Y \in R^s; \quad \Theta \in R^r, \quad (9)$$

где $Y = [T_{cov}, T_{air}, T_{eq}, T_{eq,ef}]^T$ – вектор параметров теплового состояния гидросистемы; Y_t – вектор первых производных Y по t .

Решение жёсткой системы (9) обыкновенных дифференциальных уравнений предлагается проводить методом Розенброка по следующей схеме [7]:

$$\bar{Y}_{n+1} = \bar{Y}_n + \alpha K_1 + (1 - \alpha) K_2; \quad (10)$$

$$K_1 = h(I - \alpha h F_Y(\bar{Y}_n, t_n, \Theta))^{-1} F(\bar{Y}_n, t_n + \alpha h, \Theta); \quad (11)$$

$$K_2 = h(I - \alpha h F_Y(\bar{Y}_n, t_n, \Theta))^{-1} F(\bar{Y}_n, t_n + \alpha K_1, t_n + 2\alpha h, \Theta); \quad \alpha = 1 - 1/\sqrt{2}, \quad (12)$$

где \bar{Y}_n, \bar{Y}_{n+1} – решение системы, полученной на n -й и $(n+1)$ -й итерациях, соответственно; F – правая часть системы; F_Y – матрица Якоби; I – единичная матрица; h – шаг интегрирования.

Решение системы дифференциальных уравнений с частными производными (5)–(8) предлагается определять методом Монте-Карло со сглаженными коэффициентами в виде математического ожидания функционала от диффузионного процесса [8–10].

Расчёт траекторий диффузионного процесса в ячейках теплоизолятора осуществляется методом Эйлера как блуждание по движущимся сферам.

Алгоритм параметрической идентификации математической модели теплового состояния элементов гидросистемы

Определение вектора коэффициентов Θ модели теплового состояния элементов гидросистемы будем определять минимумом функции $\Phi(\Theta)$ взвешенной суммы квадратов невязок [11] с помощью итерационного алгоритма минимизации:

$$\Phi(\Theta) = \sum_{j=1}^N [\bar{Y}_j - \bar{F}(\Theta, \bar{U}_j)]^T R_j^{-1} [\bar{Y}_j - \bar{F}(\Theta, \bar{U}_j)], \quad (13)$$

где N – число точек по времени; \bar{U}_j – вектор управления; R_j – ковариационная матрица неопределённостей параметров теплообмена.

Параметрическую идентификацию математической модели теплового состояния элементов гидросистемы предлагается проводить композицией метода наискорейшего спуска, метода Ньютона и квазиньютоновского метода Бройдена – Флетчера – Гольдфарба – Шэнно [12].

Оценивание коэффициентов математической модели теплового состояния элементов гидросистемы

Предложенный теоретический метод был использован для построения математической модели теплового состояния гидросистемы в негерметическом отсеке летательного аппарата, ко-

торая представляет собой систему агрегатов и трубопроводов в углепластиковой теплоизоляции. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом модели применения летательного аппарата приведены на рис. 1.

Критерием при оптимизации коэффициентов модели гидросистемы является температура гидрожидкости до 333 К. Температура воздуха в отсеке до 400 К.

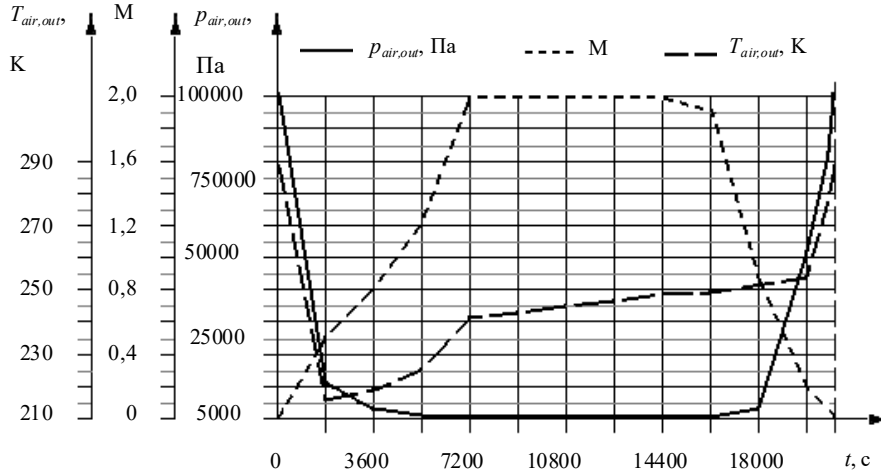


Рис. 1. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом модели применения летательного аппарата:

$p_{air,out}$ – давление воздуха за бортом за пределами теплового пограничного слоя;
 M – число Маха на внешней границе пограничного слоя; $T_{air,out}$ – температура воздуха за бортом за пределами теплового пограничного слоя

Fig. 1. Parameters of the flight mode and the air environment overboard of the aircraft application model:

$p_{air,out}$ – air pressure outside the thermal boundary layer; M – Mach number at the outer boundary of the boundary layer; $T_{air,out}$ – air temperature outside the thermal boundary layer

Коэффициент теплопроводности углепластиковой теплоизоляции равен $\lambda_{cv} = 8 \cdot 10^{-2}$ Вт/(м·К). Толщина углепластиковой теплоизоляции l агрегата приняли за $2 \cdot 10^{-2}$ м.

Полученные оценки коэффициентов модели Θ агрегата имеют следующие значения:

$$\Theta = \begin{bmatrix} 1,2584 \cdot 10^{-4} & 4,1542 \cdot 10^{-1} & 5,3417 \cdot 10^{-2} & 1,2215 \cdot 10^{-2} & 5,3456 \cdot 10^{-3} \\ 2,0357 \cdot 10^{-3} & 9,2045 \cdot 10^{-3} & 1,1904 \cdot 10^{-1} & 3,9123 \cdot 10^{-2} & 3,5162 \cdot 10^{-1} \\ 2,6877 \cdot 10^{-3} & 2,0979 \cdot 10^{-2} & 3,2077 \cdot 10^{-4} & 2,0343 \cdot 10^{-4} & 1,6850 \cdot 10^{-1} \\ 1,3344 \cdot 10^{-4} & 5,1202 \cdot 10^{-1} & & & \end{bmatrix}^T.$$

Совместные доверительные интервалы искомых коэффициентов модели

При большой размерности вектора коэффициентов модели Θ классическое использование совместной доверительной области [13] (рис. 2) связано со значительными проблемами.

В связи с этим было предложено использовать совместные доверительные интервалы $\Delta\Theta_q^*$ коэффициентов в виде проекций совместной доверительной области на координатные оси пространства Θ . Это соответствует замене гиперэллиптической области на описанный вокруг неё гиперпараллелепипед. Было получено для $\Delta\Theta_q^*$ следующее выражение [14; 15]:

$$\Delta\Theta_q^* = \pm \sqrt{\frac{\chi_{1-\alpha}^2(r)}{\vec{F}_q^T A \vec{F}_q}}, \quad q=1, \dots, r, \quad (14)$$

$$\vec{F}_q = [e_1 \dots e_{q-1} \ 1 \ e_{q+1} \dots e_r]^T; \quad \vec{E}_q = -C_q^{-1} \vec{D}_q, \quad (15)$$

$$\vec{D}_q = [a_{1q} \dots a_{(q-1)q} \ a_{(q+1)q} \dots a_{rq}]^T.$$

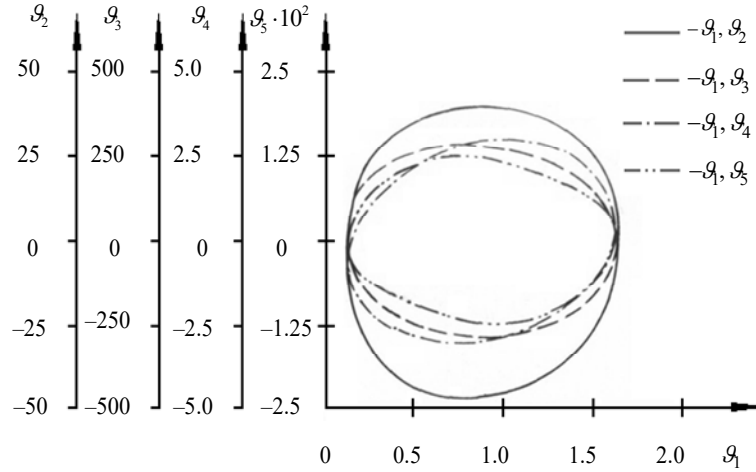


Рис. 2. Линии равного уровня функции невязки $\Phi(\Theta) = 2734$ вблизи действительных значений коэффициентов модели v_1, v_2, \dots, v_5

Fig. 2. Equal level lines of the residual function $\Phi(\Theta) = 2734$ near the actual values of the coefficients of the model v_1, v_2, \dots, v_5

$$C_q = \begin{bmatrix} a_{11} \dots 1_{(q-1)} a_{1(q+1)} \dots a_{1r} \\ \dots \dots \dots \\ a_{(q-1)1} \dots a_{(q-1)(q-1)} a_{(q-1)(q+1)} \dots a_{(q-1)r} \\ a_{(q+1)1} \dots a_{(q+1)(q-1)} a_{(q+1)(q+1)} \dots a_{(q+1)r} \\ \dots \dots \dots \\ a_{r1} \dots a_{r(q-1)} a_{r(q+1)} \dots a_{rr} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где $\chi^2_{1-\alpha}$ – распределение; $\vec{F}_q - (r \times 1)$ – вектор; $\vec{E}_q, \vec{D}_q - (r-1) \times 1$ – векторы; $C_q - (r-1) \times (r-1)$ – матрица, которая получается из матрицы A вычеркиванием q -го столбца q -й строки.

При этом оценки доверительных интервалов $\Delta\Theta^*$ полученных коэффициентов агрегата при доверительной вероятности $\beta = 0,95$ имеют следующие величины:

$$\Delta\Theta^* = \begin{bmatrix} 2,4339 \cdot 10^{-6} & 4,5678 \cdot 10^{-3} & 2,7423 \cdot 10^{-5} & 6,5632 \cdot 10^{-3} & 3,2545 \cdot 10^{-5} \\ 4,5579 \cdot 10^{-5} & 2,2781 \cdot 10^{-6} & 1,9907 \cdot 10^{-3} & 8,5377 \cdot 10^{-4} & 3,4863 \cdot 10^{-3} \\ 6,3324 \cdot 10^{-6} & 4,6360 \cdot 10^{-4} & 4,6578 \cdot 10^{-7} & 3,2878 \cdot 10^{-6} & 5,5735 \cdot 10^{-4} \\ 3,7469 \cdot 10^{-6} & 7,4590 \cdot 10^{-5} \end{bmatrix}^T.$$

Заключение

Предложен метод математического моделирования теплового состояния гидросистемы летательного аппарата. Математическая модель представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных для углепластиковой композитной теплоизоляции и обыкновенных дифференциальных уравнений для элементов гидросистемы.

Решение прямой задачи теплового состояния элементов гидросистемы, а именно решение жесткой системы обыкновенных дифференциальных уравнений, проводили по методу Розенброка и системы дифференциальных уравнений с частными производными методом Монте-Карло на основе вероятностного представления решения в виде математического ожидания функционала от диффузионного процесса.

Параметрическая идентификация математической модели теплового состояния элементов гидросистемы проводилась композицией метода наискорейшего спуска, метода Ньютона и квазиньютоновского метода Бройдена – Флетчера – Гольдфарба – Шэнно.

Построена математическая модель теплового состояния агрегата гидросистемы в негерметическом отсеке летательного аппарата и оценены доверительные интервалы каждого из искомых коэффициентов модели с использованием $\chi^2_{1-\alpha}$ распределения при доверительной вероятности $\beta = 0,95$.

Библиографические ссылки

1. Воронин Г. И. Системы кондиционирования на летательных аппаратах. М. : Машиностроение, 1973. 443 с.
2. Дульнев Г. Н., Тарновский Н. Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры. Л. : Энергия, 1971. 248 с.
3. Дульнев Г. Н., Польшиков Б. В., Потягайло А. Ю. Алгоритмы иерархического моделирования процессов теплообмена в сложных радиоэлектронных комплексах // Радиоэлектроника. 1979. № 11. С. 49–54.
4. Николаев В. Н., Гусев С. А., Махоткин О. А. Математическая модель конвективно-лучистого теплообмена продуваемого теплоизолированного негерметичного отсека летательного аппарата. Прочность летательных аппаратов. Расчет на прочность элементов авиационных конструкций // Науч. - техн. сб. 1996. Вып. 1. С. 98–108.
5. Гусев С. А., Николаев В. Н. Численно-статистический метод для решения задач теплообмена в теплозащитных конструкциях сотового типа // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 4. С. 719–726.
6. Миснар А. Теплопроводность твердых тел, жидкостей, газов и их композиций. М. : Мир, 1968. 460 с.
7. Артемьев С. С., Демидов Г. В., Новиков Е. А. Минимизация овражных функций численным методом для решения жестких систем уравнений. Новосибирск, 1980. 13 с. (Препринт / ВЦ СО АН СССР; № 74).
8. Ладыженская О. А., Солонников В. А., Уральцева Н. Н. Линейные и квазилинейные уравнения параболического типа. М. : Наука, 1967. 736 с.
9. Соболев С. Л. Некоторые применения функционального анализа в математической физике. Издание третье. М. : Наука, 1988. 336 с.
10. Gusev S. A. Application of SDEs to Estimating Solutions to Heat Conduction Equations with Discontinuous Coefficients // Numerical Analysis and Applications. 2015. Vol. 8, No. 2. P. 122–134.
11. Himmelblau D. Process analysis by statistical methods. New York, Wiley, 1970. 463 p.
12. Gill P., Murray E. Quasi-Newton methods for unconstrained optimization // Journal of the institute of mathematics and its applications. 1971. Vol. 9, No. 1. P. 91–108.
13. Himmelblau D. Application Nonlinear Programming. Texas, McGraw-Hill Book Company, 1972. 534 p.
14. Vladimir N. Nikolaev. Confidence Intervals for Identification Parameters of Heat Exchange Processes in Aircraft Instrument. Mathematical modeling of processes and systems. Compartments // Actual Problems Of Electronic Instrument Engineering: XV International Scientific and Technical Conference. (APEIE 2021). <https://ieeexplore.ieee.org/xpl/conhome/9647431/proceeding> Published in December 27, 2021. DOI: 10.1109/APEIE52976.2021.9647437. Novosibirsk State Technical University, Russian Federation. P. 539–542.
15. Vladimir N. Nikolaev. Optimal Planning of a Flight Experiment During Parametric Identification of Heat Transfer Processes of the On-board Aircraft Equipment // 2022 XIX Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky (TSCZh). (APEIE 2022). Published in 23 June 2022. ISBN Information: INSPEC Accession Number: 21818057. DOI: 10.1109/TSCZh55469.2022.9802493. Moscow, Russian Federation. P. 39–42.

References

1. Voronin G. I. *Sistemy kondichionirovaniya na letetelnykh apparatach* [Air-conditioning systems onboard the aircrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1973, 443 p.
2. Dul'nev G. N., Tarnovskii N. N. *Teplovie rezhimy electronnoy apparatury* [Thermal conditions of electronics]. Leningrad, Energiya Publ., 1971, 248 p.
3. Dul'nev G. N., Pol'shchikov B. V., Potyagailo A. Yu. [About algorithms for hierarchical modeling of heat transfer processes in complex electronic systems]. *Radioelektronika*. 1979, No. 11, P. 49–54 (In Russ.).
4. Nikolaev V. N., Gusev S. A., Makhotkin O. A. [About mathematical model of the convective radiant heat exchange of the venting heat-insulated unpressurized bay of the aircraft]. *A series of the aircraft strength*. 1996, Iss. 1, P. 98–108 (In Russ.).
5. Gusev S. A., Nikolayev V. N. [About using a Monte Carlo Method for Estimation of the Thermal Process in the Honeycomb Panel]. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies*. 2017, Vol 18, No. 4, P. 719–726 (In Russ.).
6. Misnar A. *Teploprovodnost tverdish tel, zhidkostey, gazov i ich kompozichiy* [The thermal conductivity of solids, liquids, gases and their compositions]. Moscow, Mir Publ., 1968, 460 p.
7. Artem'ev S. S., Demidov G. V., Novikov E. A. *Minimizatsiya ovrazhnykh funktsiy chislennim metodom dlya resheniya zhestkikh sistem uravneniy* [Minimization of ravine functions by numerical method for the stiff sets of equations solving]. Preprint no. 74. Data center of Siberian Department of the Academy of Sciences of the USSR. Novosibirsk, 1980. 13 p.
8. Ladyzhenskaya O. A., Solonnikov V. A., Ural'tseva N. N. *Lineynye i kvazilineynye uravneniya parabolicheskogo tipa* [Linear and quasilinear equations of parabolic type]. Moscow, Nauka Publ., 1967. 736 p.
9. Sobolev S. L. *Nekotorye primeneniya funktsional'nogo analiza v matematicheskoy fizike* [Applications of functional analysis in mathematical physics]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 336 p.
10. Gusev S. A. Application of SDEs to Estimating Solutions to Heat Conduction Equations with Discontinuous Coefficients. *Numerical Analysis and Applications*. 2015, Vol. 8, No. 2, P. 122–134.
11. Himmelblau D. *Process analysis by statistical methods*. New York, Wiley, 1970, 463 p.
12. Gill P., Murray E. Quasi-Newton methods for unconstrained optimization. *Journal of the Institute of Mathematics and its Applications*. 1971, Vol. 9, No. 1, P. 91–108.
13. Himmelblau D. *Application Nonlinear Programming*. Texas, McGraw-Hill Book Company, 1972, 534 p.
14. Vladimir N. Nikolaev. Confidence Intervals for Identification Parameters of Heat Exchange Processes in Aircraft Instrument. Mathematical modeling of processes and systems. Compartments // Actual Problems Of Electronic Instrument Engineering: XV International Scientific and Technical Conference. (APEIE 2021). <https://ieeexplore.ieee.org/xpl/conhome/9647431/proceeding> Published in December 27, 2021. DOI: 10.1109/APEIE52976.2021.9647437. Novosibirsk State Technical University, Russian Federation. P. 539–542.
15. Vladimir N. Nikolaev. Optimal Planning of a Flight Experiment During Parametric Identification of Heat Transfer Processes of the On-board Aircraft Equipment // 2022 XIX Technical Scientific Conference on Aviation Dedicated to the Memory of N.E. Zhukovsky (TSCZh). (APEIE 2022). Published in 23 June 2022. ISBN Information: INSPEC Accession Number: 21818057. DOI: 10.1109/TSCZh55469.2022.9802493. Moscow, Russian Federation. P. 39–42.

© Николаев В. Н., 2023

Николаев Владимир Николаевич – доктор технических наук, главный научный сотрудник; Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина. E-mail: nikvla50@mail.ru.

Nikolaev Vladimir Nikolaevich – Dr. Sc., Chief Researcher; S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute. E-mail: nikvla50@mail.ru.

УДК 629.78

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-144-154

Для цитирования: Разработка полезной нагрузки спутника CYCLOPS формата CubeSat / Н. В. Сотникова, А. В. Кададова, Д. М. Кадочников, В. В. Уткин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 144–154. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-144-154.

For citation: Sotnikova N. V., Kadadova A. V., Kadochnikov D. M., Utkin V. V. [Development of the CYCLOPS CubeSat payload]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 144–154. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-144-154.

Разработка полезной нагрузки спутника CYCLOPS формата CubeSat

Н. В. Сотникова^{*}, А. В. Кададова, Д. М. Кадочников, В. В. Уткин

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова
Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1
^{*}E-mail: sotnikova_nv@voenmeh.ru

На протяжении последних десятилетий увеличивается количество запускаемых спутников формата CubeSat. Данные спутники обладают рядом преимуществ: малый срок разработки, невысокая стоимость, возможность модификаций для определенных научных задач и тестирование технических решений и новых разработок. В данной статье излагается описание полезных нагрузок малого космического аппарата: спутника формата CubeSat 3U CYCLOPS, созданного в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова в рамках выигранного гранта по программе Space-Pi. Цель исследования – создание, тестирование и изучение работы модулей полезных нагрузок аппарата, построенных с применением коммерчески доступных компонентов, в условиях космического полета. В тексте описана структура взаимодействия полезной нагрузки и платформы «ОрбиКрафт-Про 3U» от компании ООО «Спутникс». Рассматривается процесс создания платы управления нагрузками. Описано программное обеспечение системы управления мехатронного и многостепенного исполнительного модулей с применением логирования и коррекцией ошибок. Помимо вышеперечисленных модулей, была разработана и система управления полезными нагрузками, позволяющая осуществлять серию экспериментов при нахождении малого космического аппарата на орбите. В статье объясняется принцип работы взаимодействия космического аппарата с землей через специальное программное обеспечение Houston control center application и Houston Telnet. В результатах описаны проведенные тестирования для механических узлов космического аппарата. Приведены примеры полученных пакетов телеметрии с борта аппарата. В статье также отображены дальнейшие планы проекта и перспективы применения разработанной аппаратуры для внедрения в крупногабаритные космические системы и комплексы. Также в рамках этого проекта студентам и школьникам удалось получить инженерный опыт разработки устройств, предназначенных для работы в условия космического пространства.

Ключевые слова: малые космические аппараты, полезная нагрузка, модуль, спутник, система связи, CAN, CubeSat, TELNET.

Development of the CYCLOPS CubeSat payload

N. V. Sotnikova^{*}, A. V. Kadadova, D. M. Kadochnikov, V. V. Utkin

Baltic State Technical University “VOENMEH” D. F. Ustinov”
1,1st Krasnoarmeyskaya, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation
^{*}E-mail: sotnikova_nv@voenmeh.ru

The number of CubeSat satellites launched has been increasing over the past decades. These satellites have a number of advantages: short development time, low cost, possibility of modifications for certain scientific tasks and testing of technical solutions and new developments. This article describes payloads of a small spacecraft: CubeSat 3U CYCLOPS designed by D.F.Ustinov Baltic State Technical University "Voenmeh" within grant under Space-Pi program. The purpose of the study is to create, test and study the performance of payload modules of the vehicle, built using commercially available components, under space flight conditions. The text describes the structure of interaction between the payload and the OrbCraft-Pro 3U platform from Sputnix LLC. The process of development of payload control board is considered. The control system software for mechatronic and multiaxis actuator modules with logging and error correction is described. In addition to the above-mentioned modules, the payload control system was also developed to carry out a series of experiments in the presence of a small spacecraft in orbit. The paper explains how the spacecraft communicates with the ground via special software Houston control application and Houston Telnet. The results describe tests performed on the mechanical components of the spacecraft. Examples of telemetry packets received from on-board the spacecraft are given. The article also reflects further plans for the project and the prospects of using the developed hardware for implementation in large-scale space systems and complexes. Also as part of the project students were able to gain engineering experience in the development of devices designed to work in space conditions.

Keywords: small spacecraft, payload, module, satellite, communications system, CAN, CubeSat, TELNET.

Введение

На сегодняшний момент идет активное освоение околоземного космического пространства. Проектирование и запуск малых космических аппаратов (МКА) стал доступен школьникам и студентам. Растет перечень программ и грантов, предоставляющих доступ к космическим технологиям будущим инженерам космической отрасли. Самый популярный формат наноспутников для подобных проектов – МКА CubeSat 3U. CubeSat имеет размер одного юнита (1U) 100×100×100 мм, грани которого покрыты солнечными панелями, внутри аппарата расположена научная аппаратура [1; 2]. Самыми трудоемкими по времени и приоритету в цикле разработки космического изделия являются испытания технических решений, задействованных в полезной нагрузке.

Тестирование полезной нагрузки (ПН) в космосе на базе CubeSat позволяет использовать и тестировать элементную базу и технологии для более серьезных крупногабаритных космических аппаратов [3].

О проекте

В Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова» в рамках выигранного конкурса «Дежурный по планете» (5 очередь) проекта Space-pi, организованного Фондом содействия инновациям, велась разработка ПН для МКА формата CubeSat 3U. Миссия проекта Space-pi – вовлечение молодежи при решении инженерных задач в космической отрасли [4].

Студенты из Центра научно-технического творчества нашего вуза участвовали в разработке многостепенного исполнительного модуля и мехатронного модуля для отработки инженерных решений с использованием спутниковой платформы CubeSat «ОрбиКрафт-Про 3U» от компании «Спутникс» [5]. Цель проекта – обучение студентов, создание, тестирование и изучение работы модулей полезных нагрузок аппарата, построенных с применением коммерчески доступных компонентов, в условиях космического полета [6].

Описание нагрузок

В рамках проекта Space-pi в нашем вузе создали три ПН: многостепенный исполнительный модуль (ИМ), мехатронный модуль и модуль накопления энергии на основе суперконденсаторов. Батарея суперконденсаторов способна накапливать заряд и импульсно выдавать большой ток для обеспечения питания приборов с большим энергопотреблением без опасности падения

напряжения основной батареи и перехода КА в аварийный режим. Более подробная информация про модуль системы питания представлена в источнике [7].

Многостепенной ИМ предназначен для стабилизации и позиционирования оптического устройства. Структурно модуль представляет двухступенную платформу, обеспечивающую изменение углового положения выходного кинематического звена в пределах, необходимых для ориентации бортовых приборов и устройств. В основе создаваемой платформы лежит ряд движителей, позволяющих обеспечить высокие показатели быстродействия и надежности, особенно в условиях пониженных температур.

Мехатронный модуль предназначен для отработки технических решений по созданию универсальных исполнительных устройств, являющихся основой построения малогабаритных робототехнических комплексов на базе платформы CubeSat. Механика, предназначенная для выдвигания или раскрытия частей для космических систем в космосе, является одной из наиболее сложно тестируемых элементов на земле, поэтому мехатронный модуль было решено приспособить для выдвигания какой-либо ПН (например, передающей антенны). Раскрываемая антенная система является одной из самых частых мехатронных ПН МКА [8].

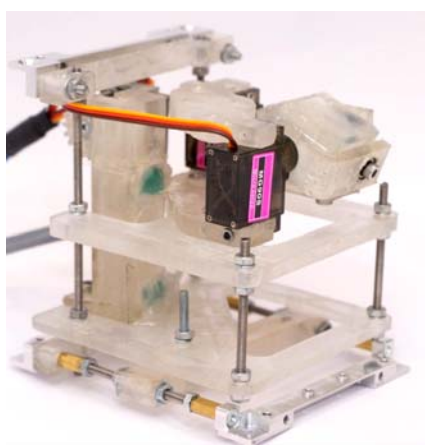


Рис. 1. Мехатронный и многостепенной модули в сборке

Fig. 1. Mechatronic and multiaxis modules in the assembly

Модуль предназначен для линейного передвижения на расстояние не менее 50 мм. Для выдвигания рейки был выбран сервопривод mg90s с углом 180°. Для контроля положения рейки в конструкцию мехатронного модуля была введена обратная связь – датчики, разработанные в нашем вузе. Особенностью датчиков является возможность изменения расстояния срабатывания в зависимости от установленного на плате датчика номинала сопротивления резистора.

Проектирование и расчет всех узлов полезных нагрузок проводились при помощи специального программного обеспечения [9]. Созданные 3D модели деталей были изготовлены с применением аддитивных технологий при помощи FDM принтера. Конечный вид обоих ПН в сборке представлен на рис. 1.

Структура взаимодействия ПН с платформой

Разработанная полезная нагрузка интегрировалась в платформу CubeSat «ОрбиКрафт-Про 3U». Структурная схема взаимодействия ПН и бортового цифрового вычислительного модуля (БЦВМ) платформы от компании «Спутникс» представлена на рис. 2. Принцип работы заключается в следующем: включение микроконтроллера (МК) ESP32, управляющего многостепенным ИМ и мехатронным модулем, происходит главным БЦВМ – Raspberry Pi CM3. После включения МК формируется управляющий сигнал широко-импульсной модуляции (ШИМ), который поступает на серводвигатели модулей. Сигнал вызывает вращение серводвигателей и приводит модули в движение. Для двухступенной платформы выходной управляющей величиной являются углы поворота платформы по двум осям, для мехатронного модуля такой величиной является положение рейки. Камера, находящаяся на двухступенной платформе, подключена напрямую к БЦВМ через CSI. Это позволяет получать снимки в любое время, не требуя включения ESP и дополнительного общения ESP с БЦВМ. Отдельно осуществляется управление модулем питания через МК STM32L053R8T6. Подобное разделение в управлении ПН позволяет реализовывать переключение системы основного питания на питание с модуля суперконденсаторов, что позволяет тестировать механическую нагрузку от разных источников.

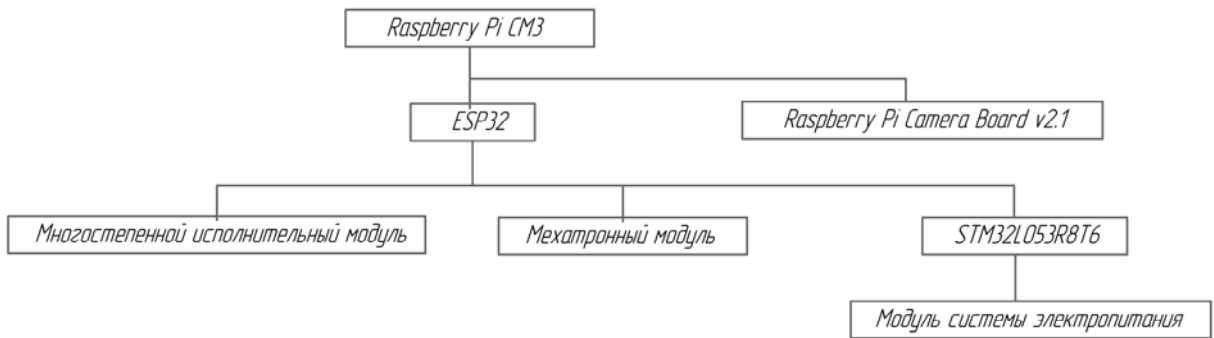


Рис. 2. Структурная схема взаимодействия ПН с БЦВМ

Fig. 2. The structural scheme of interaction of payload with board computer

На рис. 3 описано взаимодействие модулей космического аппарата. По основной CAN (Controller Area Network) шине общаются: контроллер платформы, бортовой ультракоротковолновой (УКВ) приемопередатчик, БЦВМ Raspberry Pi CM3, контроллеры систем ориентации и электропитания. Наземная электронно-вычислительная машина (ЭВМ) с комплектом специализированного программного обеспечения также является частью CAN шины аппарата. БЦВМ связана по интерфейсу UART с МК ПН ESP32. ESP формирует ШИМ сигнал для управления сервоприводами и регулирует положение мехатронного ИМ по каналу обратной связи. Контроль режима резервного источника питания на базе суперконденсаторов ведется при помощи дискретного выхода.

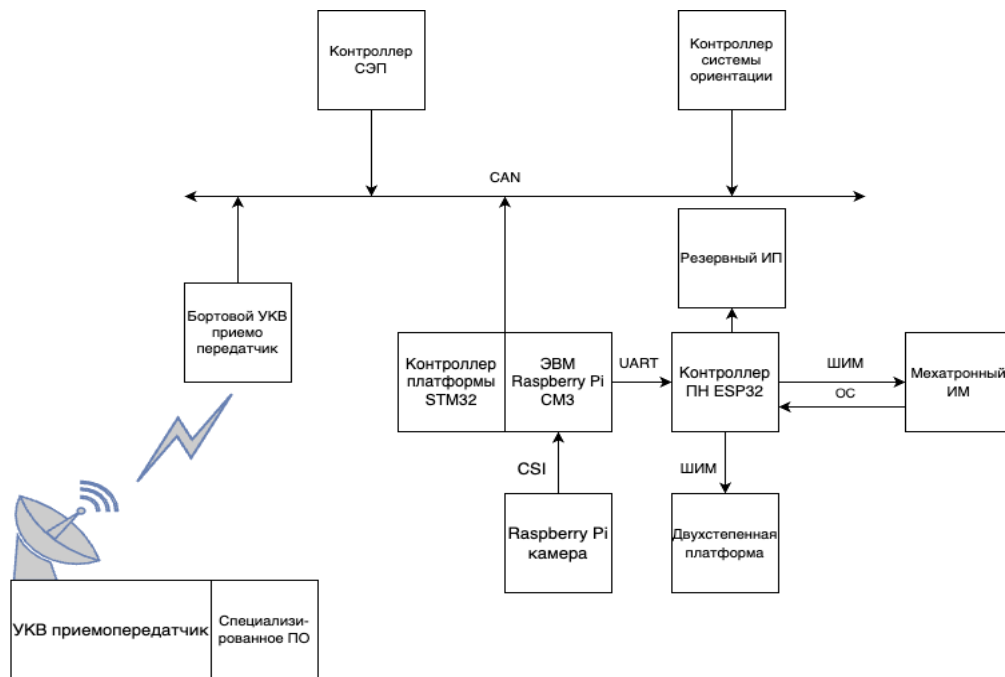


Рис. 3. Схема взаимодействия модулей КА

Fig. 3. Scheme of interaction of the spacecraft modules

Для обеспечения совместного доступа модулей к шине используется стек протоколов разного уровня абстракций. В основе протокола передачи данных лежит протокол CAN. Он описывает физический и канальный уровни в стандартной модели OSI (The Open Systems Interconnection model). Этот протокол является одним из самых популярных и надежных способов взаимодействия блоков МКА [10]. Для обеспечения передачи длинных сообщений системой адресации между источником и приемником канальный уровень расширен более высокоуровневым протоколом

UniCAN (универсальная CAN-шина), описанным ниже. Поверх протокола UniCAN переносятся данные прикладного уровня. Каждый пакет содержит в себе адрес источника сообщения и адрес приёмника, которые переносятся в поле идентификатора CAN-кадра.

Протокол поддерживает передачу сообщений трёх форматов – коротких сообщений, длинных сообщений и сообщений об ошибках. Короткие сообщения позволят передавать данные длиной не более 6 байт. Они передаются одним CAN-кадром.

Длина данных определяется длиной кадра, переносимой в поле DLC (Data Length Code-код длины поля данных) CAN-кадра, за вычетом двух байт для передачи идентификатора сообщения. Поле «данные» коротких сообщений всегда равно нулю. Контроль правильности передачи обеспечивается контрольной суммой CAN-протокола.

Структура поля данных CAN-кадра показана в табл. 1.

Таблица 1

Поле данных CAN-кадра при передаче короткого UniCAN-сообщения

Байты поля данных CAN-кадра							
0	1	2	3	4	5	6	7
Идентификатор сообщения		Data 0	Data 1	Data 2	Data 3	Data 4	Data 5

Длинные сообщения состоят из нескольких CAN-кадров.

Общая структура передачи на примере 26-битного сообщения показана в табл. 2.

Таблица 2

Общая структура сообщения на шине

Команда старта			Данные 0..7	Данные 8..15	Данные 16..23	Данные 24...26+CRC	
0xFFFE	MSG_ID	Len					CRC

Формат служебной команды передачи начала длинного сообщения представлен в табл. 3.

Таблица 3

Формат команды старта длинного сообщения

Байты поля данных CAN-кадра					
0	1	2	3	4	5
Идентификатор старта 0xFFFFE		Идентификатор сообщения(MSG_ID)		Длина пакета (Length)	

В ответ на ошибки, происходящие при приеме сообщения UniCAN, могут быть высланы сообщения об ошибках, формат которых показан в табл. 4.

Таблица 4

Формат сообщения об ошибке

Байты поля данных CAN-кадра					
0	1	2	3	4	5
Идентификатор сообщения об ошибке 0xFFFF		Идентификатор ошибочного сообщения (Failed_MSG_ID)		Код ошибки (Error_Code)	

Разработка платы управления ПН

Плата разрабатывалась в два этапа: макетирование и изготовление лётного образца. На первом этапе все необходимые компоненты были соединены проводами для подтверждения корректной работы всех компонентов и разработки ПО. На втором этапе был изготовлен и проверен лётный образец платы для интеграции в аппарат.

Данная плата работает совместно с подсистемой питания, благодаря которой можно переключать питание мехатронного модуля в следующих режимах: питание от бортовой сети, аккумуляторов, суперконденсаторов и зарядка аккумуляторов или суперконденсаторов. Упрощенная принципиальная схема платы представлена на рис. 4. Такой функционал позволяет тестировать различные источники питания сервоприводов в процессе полета. Переключение режимов питания выполняется с помощью транзисторных ключей.

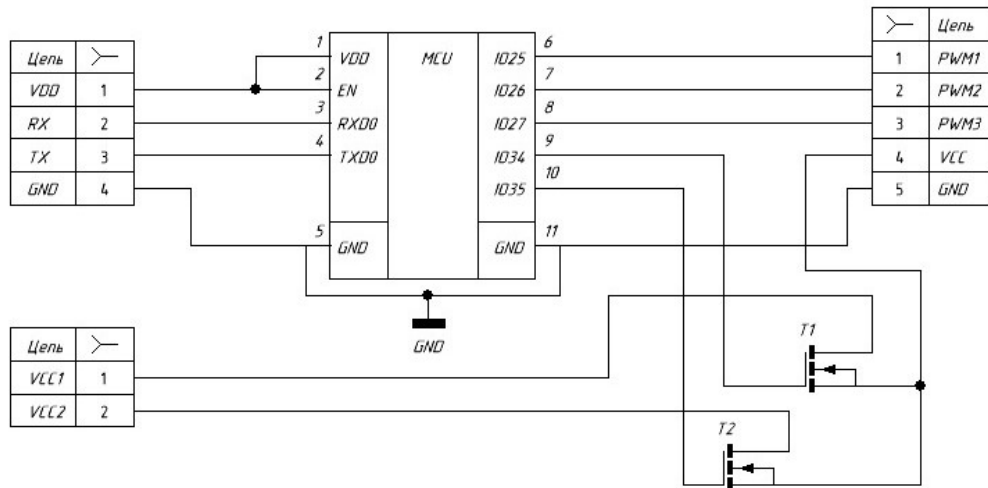


Рис. 4. Принципиальная схема платы управления полезной нагрузкой

Fig. 4. Schematic diagram of the payload control board

Основная задача платы – генерация сигналов широтной импульсной модуляции для управления сервоприводами, а также валидация их правильного положения при помощи обратной связи от бортовой сети датчиков. Необходимость разработки продиктована более строгими временными требованиями к параметрам генерируемого сигнала при реализации механизма плавного пуска и остановки, которые не достижимы при использовании аппаратных средств от бортовой системы из-за их высокой ошибки дискретизации. Благодаря разработанной плате был предусмотрен алгоритм плавного пуска и остановки сервоприводов, который рациональнее расходует небольшой энергоресурс МКА и увеличивает срок службы мехатронного модуля.

Плата управления соединена с бортовой системой по интерфейсу USB через конвертер UART. Бортовая система представляет собой микрокомпьютер Raspberry Pi CM3, к которому можно подключиться по радиоканалу с Земли, используя интерфейс telnet. Плату управления полезной нагрузкой с подсистемой питания можно увидеть на рис. 5.

Разработка системы управления

Программа для управления мехатронным модулем для платы ПН с микроконтроллером ESP32-S осуществляет подачу питания, управление сервоприводов и считывание состояний концевиков.

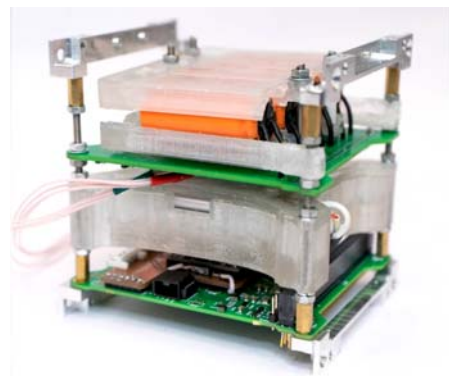


Рис. 5. Плата управления полезной нагрузки с подсистемой питания

Fig. 5. Payload control board with power supply subsystem

Алгоритм плавного пуска для сервоприводов реализован за счет интегрирования установочного угла поворота для получения промежуточных состояний. Затем, скорость поворота ограничивается и выполняется попеременно по опорным точкам.

Для управления мехатронным модулем были написаны три команды: задвижение рейки, выдвижение и цикл, состоящий из задвижения и выдвижения с задержкой между командами в 2 с. Команды реализовывались с проверкой текущего положения по датчикам, если рейка находится в половину выдвинутом состоянии, то перед выполнением некоторых из команд она задвигается в исходное положение. Это необходимо, чтоб избежать выпадения рейки из конструкции.

Для управления платой ПН первоначально была разработана программа для операционной системы (ОС) Windows. Подобное решение было принято для возможности тестировать управление ПН через СОМ-порт (communications port) компьютера. Впоследствии программа была портирована на бортовой микрокомпьютер с ОС Linux, где успешно была отработана связь с платой управления ПН.

В ПО была реализована возможность расширенного протоколирования для отслеживания выполнения кода и выявления возникающих проблем в процессе выполнения команд. Приложение предоставляет подробную информацию о состоянии модуля, включая информацию о любых ошибках или исключениях, которые могли произойти.

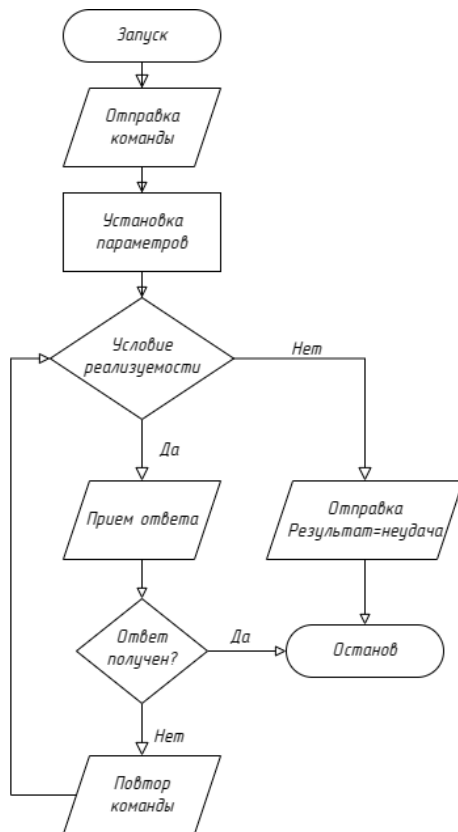


Рис. 6. Алгоритм работы с полезной нагрузкой

Fig. 6. Algorithm of the payload operation

Одним из ключевых преимуществ такого подхода является то, что оно позволяет обнаруживать и диагностировать проблемы в режиме реального времени. Это особенно важно при работе со сложными системами, в частности, работающими в околоземном пространстве, поскольку позволяет быстро выявлять и устранять проблемы до того, как они могут нанести значительный ущерб аппарату. Протоколирование позволяет отслеживать историю работы модуля, что может быть бесценным при попытке диагностировать и устранить проблемы, возникшие в прошлом. Также это может помочь выявить закономерности или тенденции, которые могут указывать на потенциальные проблемы в будущем. Еще одной важной функцией разработанного ПО является то, что его можно использовать для создания подробных отчетов, которые могут быть использованы при разработке других аппаратов.

Устойчивость работы с бортовой системой была усилена путем ввода контрольной суммы команд. При несовпадении контрольной суммы или задания некорректных параметров углов поворота и/или недопустимых скоростей поворота микроконтроллер сигнализирует об этом бортовой системе для повтора передачи команды на выполнение. Упрощенный алгоритм работы с полезной нагрузкой представлен на рис. 6.

Результаты тестирования

Испытания полезной нагрузки были проведены в Инжиниринговом центре Военмеха, в котором имеется специализированное оборудование для проведения испытаний различных технических изделий, в том числе разрабатываемых для эксплуатации в экстремальных условиях, напри-

мер, таких как космическое пространство [11]. В частности, были проведены термовакуумные, вибрационные испытания по трем осям и ударные испытания конструкции полезной нагрузки.

После проведения тестирования были выявлены и исправлены недочеты конструкции. После доработки ПН успешно прошла испытания и отправилась в Спутник, где было проведено дополнительное тестирование с учетом особенностей ракеты-носителя запланированного для запуска спутника. Фото тестирования аппарата представлено на рис. 7. После тестирования все материалы оказались устойчивы к условиям космического полета. Фото аппарата с полезной нагрузкой после испытаний представлено на рис. 8.



Рис. 7. Проведение испытаний на базе ООО «Спутник»

Fig. 7. Conducting tests on the basis of SPUTNIX LLC



Рис. 8. МКА SXC3-2110 VOENMEH перед запуском

Fig. 8. SXC3-2110 VOENMEH spacecraft before launch

Связь с аппаратом

После установления двусторонней связи с космическим аппаратом через наземную станцию Сибирского государственного университета имени М. Ф. Решетнева начался процесс работы с полезными нагрузками [12].

Космический аппарат связан с землей УКВ радиолинией на частоте 436 МГц со скоростью 2400 бод. Используется протокол USP (Unified Sputnik Protocol) с упреждающей коррекцией ошибок (FEC) и помехоустойчивым кодированием Рида – Соломона, отвечающий требованиям CCSDS 131.0-B-3 в отношении синхронизации и передачи телеметрических данных [13]. Бортовой приемопередатчик служит мостом между наземной станцией и внутренней CAN-шиной аппарата. Земля также является частью CAN-шины, для чего на управляющем компьютере запускается UniCAN сервер, который взаимодействует с приемопередатчиком и специализированными программами НССА (Houston Control Center Application) и Houston Telnet. НССА служит для просмотра телеметрических данных с аппарата и выдачи управляющих воздействий на узлы платформы КА. При помощи Houston Telnet осуществляется связь с БЦВМ на базе Raspberry Pi CM3, к которой подключены модули полезной нагрузки. В пакете данных регулярной телеметрии содержится информация, которая позволяет быстро оценить состояние космического аппарата (табл. 5). По запросу с Земли может быть передана дополнительная информация, а также может быть включен режим telnet доступа к БЦВМ [14]. В режиме Telnet доступа осуществляется управление БЦВМ путем передачи данных текстовой консоли ОС БЦВМ внутри CAN кадра на УКВ приемопередатчик и обратно. В этом режиме доступна работа с периферийными устройствами, такими как контроллер полезных нагрузок и бортовая камера. Получение файлов изображений и иных результатов экспериментов из памяти БЦВМ также осуществляется через Telnet доступ. Передача изображений и иных больших файлов ведется при помощи разделения их на небольшие части с использованием архиватора tar и их последовательной передачи.

Данные регулярной телеметрии

Параметр	Единица измерения	Пример данных с КА
Напряжение СБ1	мВ	13
Напряжение СБ2	мВ	7
Напряжение СБ3	мВ	11
Ток СБ1	мА	1
Ток СБ2	мА	2
Ток СБ3	мА	0
Ток АКБ	мА	-472
Ток канал 1	мА	475
Ток канал 2	мА	29
Ток канал 3	мА	0
Ток канал 4	мА	0
Температура АКБ1	градус Цельсия	-2
Температура АКБ2	градус Цельсия	-2
Температура АКБ3	градус Цельсия	-2
Температура АКБ4	градус Цельсия	-2
Флаги состояния	–	Низкая Т батарей
Напряжение АКБ	мВ	7736
Номер пакета ТЛМ	–	1890
Время по бортовым часам	дд.мм.гггг чч:мм:сс	10.01.2023 15:59:31
Кол-во сбросов СЭП	–	223
Флаги СЭП	–	4
Температура УМ	градус Цельсия	4
Температура радио	градус Цельсия	3
Уровень сигнала с Земли	дБм	104
Уровень сигнала в покое	дБм	131
Прямая мощность передачи	дБм	32
Отраженная мощность	дБм	10
Кол-во сбросов УКВ	–	130
Время на УКВ	дд.мм.гггг чч:мм:сс	10.01.2023 15:59:32
Время с последнего сброса	мс	18951
Ток потребления УКВ	мА	29
Напряжение УКВ	мВ	7735

Заключение

Была разработана и протестирована ПН с программным обеспечением для ее системы управления. Созданная полезная нагрузка протестирована на вибростенде на ударные нагрузки и прошла термовакуумные испытания, после чего была доработана и успешно испытана. После чего ПН интегрирована в существующий программно-аппаратный комплекс «ОрбиКрафт Про» с учетом всех требований оператора запусков. Космический аппарат запущен вместе с другими спутниками на ракетоносителе Союз 2.1б 9 августа 2022 г. с космодрома Байконур [15; 16]. Установлена двухсторонняя связь со спутником *Cyclops*. По расчетам спутник должен проработать на орбите в течение года, за который планируется привлечь школьников и студентов для выполнения лабораторных работ и мастер классов, провести комплексное тестирование и исследование в течение срока службы аппарата разрабатываемых модулей, а также сделать вывод для целесообразности применения предлагаемых технических решений для интеграции в крупногабаритные космические аппараты и комплексы. Сейчас идет активная работа со спутником через центр управления полетом и написание методических указаний для проведения космических экспериментов.

Библиографические ссылки

1. Nanosats Database [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu> (дата обращения: 10.01.2023).

2. CDS. CubeSat Design Specification. Rev. 14.1 California Polytechnic State University, 2022.
3. Poghosyan A. CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions / A. Poghosyan, A. Golkar // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. Vol. 88. P. 59–83. Doi: 10.1016/j.paerosci.2016.11.002.
4. Хохлов А. В. Образовательный космический проект space-П // Пилотируемые полеты в космос : материалы XIV Междунар. науч.-практ. конф. Звездный городок, 17–19 ноября 2021 г. / Гос. корп. по космич. деят-ти «Роскосмос»; Науч.-исслед. испытат. центр подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина. Звездный городок, 2021. С. 384–386.
5. Конструктор спутника «ОрбиКрафт» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.orbicraft.sputnix.ru/doku.php> (дата обращения: 10.01.2023).
6. Симонов В. Л. Применение разработки наноспутников кубсат (Cubesat) в учебном процессе // *Современные информационные технологии в образовании, науке и промышленности* : сб. тр. XXI Междунар. конф. М. : Экон-Информ, 2022. С. 81–84.
7. Перспективы применения комбинированного накопителя электроэнергии космического применения / А. И. Тишков, Ю. В. Коноплев, А. А. Юев и др. // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2022. Т. 23, № 1. С. 105–115. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-105-115.
8. A Survey on CubeSat Missions and Their Antenna Designs / L. Sining, T. Panagiotis, R. Raad et al. // *Electronics*. 2022. No. 11. P. 1–46. Doi: 10.3390/electronics11132021.
9. Егоров, О. Д. Мехатронный подход при проектировании интегрированных мехатронных модулей // *Вестник МГТУ «Станкин»*. 2018. № 1(44). С. 101–105.
10. Open source implementation of ECSS CAN bus protocol for CubeSats / Scholz Artur, Hsiao Tian-Hao, Juang Jer-Nan, Cherciu Claudiu // *Advances in Space Research*. 2017. No. 62. Doi: 10.1016/j.asr.2017.10.015.
11. БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова завершил разработку полезных нагрузок для малых космических аппаратов CubeSat [Электронный ресурс]. URL: <https://www.voenmeh.ru/news/science/cubesat-development> (дата обращения: 10.01.2023).
12. Студенческий центр управления полетами [Электронный ресурс]. URL: <https://sat.sibsau.ru/> (дата обращения: 10.01.2023).
13. TM Synchronization and Channel Coding – CCSDS [Электронный ресурс]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/131x0b4.pdf> (дата обращения: 10.01.2023).
14. Научно-образовательный космический эксперимент на спутниках «СириусСат-1, -2» / В. В. Богомолов, А. В. Богомолов, Ю. Н. Дементьев и др. // *Вестник Московского ун-та. Серия 3: Физика. Астрономия*. 2020. № 6. С. 125–134. Doi: 10.3103/S0027134920060077.
15. SPUTNIX – For radio amateurs [Электронный ресурс]. URL: <https://sputnix.ru/en/satellites-sputnix/for-radioamateurs> (дата обращения: 10.01.2023).
16. Военмеховский спутник в космосе [Электронный ресурс]. URL: <https://www.voenmeh.ru/news/science/cubesat> (дата обращения: 10.01.2023).

References

1. Nanosats Database. Available at: <https://www.nanosats.eu> (accessed:10.01.2023).
2. CDS. CubeSat Design Specification. Rev. 14.1 California Polytechnic State University, 2022.
3. Poghosyan A., Golkar A. CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017, Vol. 88, P. 59–83. Doi 10.1016/j.paerosci.2016.11.002.
4. Khohlov A. V. [Educational space project space-pi]. *Materialy XIV Mezhdunarodnoj nauchno-prakticheskoy konferencii* [Materials of the XIV International scientific-practical conference], Star City, 2021, P. 384–386 (In Russ.).
5. *Konstruktor sputnika “OrbiCraft”* [OrbiCraft satellite kit]. Available at: <http://www.orbicraft.sputnix.ru/doku.php> (accessed:10.01.2023).

6. Simonov V. L. [Application of Cubesat nanosatellite (Cubesat) development in educational process] *Sovremennye informacionnye tekhnologii v obrazovanii, nauke i promyshlennosti: Sbornik trudov. XXI Mezhdunarodnaya konferenciya* [XXI International conference]. Moscow, 2022, P. 81–84 (In Russ.).
7. Tishkov A. I., Konoplev Yu. V., Yuev A. A. [Prospects for the application of a combined energy storage device for space applications]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 105–115 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-105-115.
8. Sining L., Panagiotis T., Raad R. et al. A Survey on CubeSat Missions and Their Antenna Designs. *Electronics*. 2022. No. 11. P. 1–46. Doi: 10.3390/electronics11132021.
9. Egorov O. D. [Mechatronic approach in designing integrated mechatronic modules]. *Vestnik MSTU "Stankin"*. 2018, Vol. 44, No. 1, P. 101–105 (In Russ.).
10. Scholz Artur, Hsiao Tian-Hao, Juang Jer-Nan, Cherciu Claudiu. Open source implementation of ECSS CAN bus protocol for CubeSats. *Advances in Space Research*. 2017. No. 62. Doi :62.10.1016/j.asr.2017.10.015.
11. BGTU "Voenmeh" zavershil izgotovlenie poleznykh nagruzok dlya malyh kosmicheskikh apparatov [BSTU "Voenmeh" completed the development of payloads for small spacecraft CubeSat]. Available at: <https://www.voenmeh.ru/news/science/cubesat-development> (accessed:10.01.2023).
12. Studencheckiy center upravleniya poletom [Student's mission control center]. Available at: <https://sat.sibsau.ru/> (accessed: 10.01.2023).
13. TM Synchronization and Channel Coding – CCSDS. Available at: <https://public.ccsds.org/Pubs/131x0b4.pdf> (accessed:10.01.2023).
14. Bogomolov V. V., Bogomolov A. V., Dement'ev Y. N. et al. [A scientific and educational space experiment on the SiriusSat-1,2 satellites]. *Moscow University Physics Bulletin*. 2020, No. 6, P. 125–134 (In Russ.). Doi: 10.3103/S0027134920060077.
15. SPUTNIX – For radio amateurs. Available at: <https://sputnix.ru/en/satellites-sputnix-for-radioamateurs> (accessed:10.01.2023).
16. *Voenmehovskiy sputnik v kosmose* [Voenmeh's satellite in space]. Available at: <https://www.voenmeh.ru/news/science/cubesat> (accessed:10.01.2023).

© Сотникова Н. В., Кададова А. В., Кадочников Д. М., Уткин В. В., 2023

Сотникова Наталья Викторовна – кандидат технических наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой И4; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: sotnikova_nv@voenmeh.ru.

Кададова Анастасия Владимировна – магистрант; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: akadadova@gmail.com.

Уткин Владислав Витальевич – магистрант; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: o7m81@voenmeh.ru.

Кадочников Данила Михайлович – студент, техник центра управления полетом лаборатории малых космических аппаратов; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: i49116@voenmeh.ru.

Sotnikova Natalia Viktorovna – PhD, Associate Professor, Deputy Head of the Department of I4; Baltic State Technical University "VOENMEH" D. F. Ustinov". E-mail: sotnikova_nv@voenmeh.ru.

Kadadova Anastasia Vladimirovna – master's student; Baltic State Technical University "VOENMEH" D. F. Ustinov". E-mail: akadadova@gmail.com.

Utkin Vladislav Vitalievich – master's student; Baltic State Technical University "VOENMEH" D. F. Ustinov". E-mail: o7m81@voenmeh.ru.

Kadochnikov Danila Mikhailovich – student, technician of the mission control center of the small spacecraft laboratory; Baltic State Technical University "VOENMEH" D. F. Ustinov". E-mail: i49116@voenmeh.ru , kadochnikov_dm@voenmeh.ru.

УДК 629.785

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-155-166

Для цитирования: Проектирование системы терморегулирования с двухфазным теплоносителем для космического аппарата производительностью 7 кВт / О. В. Шилкин, А. П. Колесников, А. А. Кишкин и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 155–166. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-155-166.

For citation: Shilkin O. V., Kolesnikov A. P., Kishkin A. A. et al. [Design of a thermal control system with a two-phase coolant for a spacecraft with a capacity of 7 kW]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 155–166. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-155-166.

Проектирование системы терморегулирования с двухфазным теплоносителем для космического аппарата производительностью 7 кВт

О. В. Шилкин¹, А. П. Колесников¹, А. А. Кишкин², А. В. Делков², Ю. Н. Шевченко²

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, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: spsp99@mail.ru

В работе представлен методологический подход к проектированию системы терморегулирования космического аппарата (КА) с прокачкой теплоносителя хладопроизводительностью до 7,0 кВт. Рассмотрены два варианта конструкции. В компоновочной схеме построения КА отсутствует герметичный приборный контейнер, а все тепловыделяющее оборудование располагается непосредственно на панелях силовой конструкции, поэтому отвод избыточного тепла от КА осуществляется непосредственно с наружной стороны приборных панелей.

При всей привлекательности двухфазного контура (ДФК) с контуром тепловой трубы (КТТ) его использование в автоматических КА усложняется необходимостью подвода сосредоточенного тепла на капиллярный испаритель контура (КИТ). Для этого необходимо собрать тепло с большой поверхности конструкции, на которой установлено большое количество теплоисточников.

Рассматривается схемное решение системы терморегулирования, в котором тепловая мощность модуля полезной нагрузки распределяется между панелью модуля служебных систем и раскрываемыми радиаторами. При этом в первом варианте тепловые трубы модуля полезной нагрузки соединены с тепловыми трубами модуля служебных систем по полочкам профиля, контурные тепловые трубы раскрываемого радиатора связаны только с тепловыми трубами модуля служебных систем. Таким образом, тепловая нагрузка модуля полезной нагрузки передается к тепловым трубам модуля служебных систем, а затем контурным тепловым трубам.

Второй вариант отличается от первого тем, что для выравнивания температур панелей модуля полезной нагрузки каждая тепловая труба панели «Север» соединена с тепловыми трубами панели «Юг».

Из результатов сравнительного анализа бюджета масс и энергетической эффективности следует вывод: для систем терморегулирования с ДФК с капиллярной прокачкой наиболее предпочтительным является второй вариант, который при остальных одинаковых характеристиках имеет меньшую массу. Удельная массо-энергетическая характеристика такой системы составляет ~ 22,9 кг/кВт.

Ключевые слова: космический аппарат, система терморегулирования, тепловые трубы, капиллярный насос, двухфазный контур.

Design of a thermal control system with a two-phase coolant for a spacecraft with a capacity of 7 kW

O. V. Shilkin¹, A. P. Kolesnikov¹, A. A. Kishkin², A. V. Delkov², Yu. N. Shevchenko²

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: spsp99@mail.ru

This article presents a methodological approach to designing a spacecraft thermal control system with coolant pumping with a cooling capacity of up to 7.0 kW. Two design options are considered. There is no airtight instrument container in the spacecraft layout scheme, and all heat-generating equipment is located directly on the power structure panels, so excess heat is removed from the spacecraft directly from the outside of the instrument panels.

With all the attractiveness of a two-phase circuit with a heat pipe circuit, its use in automatic spacecraft is complicated by the need to supply concentrated heat to the capillary evaporator of the circuit. To do this, it is necessary to collect heat from a large surface of the structure, on which a large number of heat sources are installed.

A schematic solution of the thermal control system is considered, in which the thermal power of the payload module is distributed between the panel of the service systems module and deployable radiators. At the same time, in the first version, the heat pipes of the payload module are connected to the heat pipes of the service systems module along the profile shelves, the contour heat pipes of the deployable radiator are connected only to the heat pipes of the service systems module. Thus, the heat load of the payload module is transferred to the heat pipes of the service systems module and then to the loop heat pipes.

The second option differs from the first one in that to equalize the temperatures of the panels of the payload module, each heat pipe of the North panel is connected to the heat pipes of the South panel.

From the results of a comparative analysis of the mass budget and energy efficiency, the conclusion follows: the DFC with capillary pumping is the most preferable option 2, which, with the same other characteristics, has a smaller mass. The specific mass-energy characteristic of such a system is ~22.9 kg/kW.

Keywords: spacecraft, temperature control system, heat pipes, capillary pump, two-phase circuit.

Введение

Система терморегулирования космического аппарата (СТР КА) предназначена для поддержания в требуемых диапазонах рабочих температур для всего установленного оборудования, на участке выведения и орбитальном функционировании, а также для обеспечения теплового режима оборудования КА совместно с технологическими средствами термостатирования при наземных испытаниях в диапазоне как рабочих температур электронных систем полезной нагрузки [1–4], так и специальных криогенных температур для работы инфракрасных рефлекторов [5].

Наиболее распространенные жидкостные СТР имеют существенный недостаток в части удельных массо-энергетических характеристик из-за большей массы заправки теплоносителя, использующего только теплоемкостную аккумуляцию тепла, и, как следствие, недопустимости паровой фазы на контурном центробежном насосе, хотя модели и тепловые балансы таких систем достаточно проработаны [6–9].

Методологический подход к проектированию элементов СТР, основанных на тепловых трубах, и определению коэффициентов теплоотдачи от жидкостно-паровых фаз в достаточном объеме представлен в источниках [10–18].

В настоящей работе рассматриваются пассивные СТР на основе тепловых труб (ТТ) и капиллярных насосов (КН) с использованием теплоты фазового перехода, т. е. двухфазные контуры (ДФК) без активных насосных агрегатов.

Постановка задачи исследования

Обычно КА, работающий на геостационарной орбите, функционально структурирован двумя модулями (рис. 1):

- модулем служебных систем (МСС);
- модулем полезной нагрузки (МПН).

В компоновочной схеме построения КА отсутствует герметичный приборный контейнер, а все тепловыделяющее оборудование располагается непосредственно на панелях силовой конструкции, поэтому отвод избыточного тепла от КА осуществляется непосредственно с наружной стороны приборных панелей.

Для эффективного отбора тепла от наиболее теплонагруженных приборов и переноса его на излучающую поверхность применяются либо ТТ, либо ДФК.

Трехосная ориентация КА на стационарной орбите предопределяет тот факт, что каждая из панелей со стороны осей $\pm Z$ поочередно в течение примерно полугода подвержена воздействию солнечного потока, снижая тем самым эффективность одной из радиационных поверхностей.

Кроме того, модульный принцип будущих КА приводит к тому, что большая часть тепловой нагрузки (принято до 7,0 кВт) приходится именно на МПН. Отвод такого количества тепловой энергии от МПН требует значительных радиационных поверхностей, которые в составе конструкции МПН, как правило, создать невозможно.

Перечисленные задачи – отбор тепла от оборудования, перенос тепла с наиболее нагретых поверхностей на менее нагретые и перенос тепла от оборудования МПН на радиационные поверхности МСС – можно решить с помощью как ДФК, так и ТТ.

Дополнительные радиационные поверхности могут быть выполнены в виде откидных панелей-радиаторов, при этом угол наклона раскрываемых радиаторов предпочтительно должен составлять $\sim 20^\circ$ к панелям $\pm Z$.

Угол наклона в $\sim 20^\circ$ раскрываемых радиаторов к панели $\pm Z$ выбран исходя из того, чтобы, с одной стороны, максимально уменьшить влияние струи двигателей коррекции на терморегулирующее покрытие панелей-радиаторов и, с другой стороны, минимизировать радиационный теплообмен между раскрываемыми радиаторами и панелью $\pm Z$. Раскрываемые радиаторы представляют собой сотовые панели со встроенными трактами ДФК. С обеих сторон панели покрыты терморегулирующим оптическим покрытием (ОСО-С). В сложенном состоянии раскрываемые радиаторы располагаются вдоль панелей МСС, расположенных со стороны осей $\pm Y$. Радиаторные панели «Север – Юг» МПН и МСС также представляют собой сотовые панели со встроенными ТТ или трактами ДФК.

Все панели МСС, кроме панелей расположенных со стороны осей $\pm Z$, закрыты тепловой изоляцией для уменьшения нерегулируемого теплообмена приборного блока МСС с окружающей средой.

Для облегчения раскрытия панелей с ДФК после вывода КА на орбиту, а также обеспечения возможности стыковки гидравлических разъемов, входящих в разные сборочные единицы конструкции КА, в состав СТР вводятся гибкие секции.

Сравнительная оценка различных схем СТР для автоматических КА, работающей на стационарной орбите, проводилась при следующих исходных данных (ИД):

- максимальная тепловая нагрузка МПН 7,0 кВт;
- тепловая нагрузка МСС постоянна и равна 700 Вт;
- рабочая температура МПН (расчетная) 40°C (диапазон работоспособности от -30 до $+60^\circ\text{C}$);
- теплоноситель – аммиак.

Принятые допущения при расчетах:

– внешний тепловой поток, поглощаемый одним квадратным метром панели «Север» МПН, МСС и раскрываемых панелей-радиаторов составляет 160 Вт;

– температура окружающей среды для панелей МПН и МСС составляет 3°K , для раскрываемых панелей -125°C ;

– коэффициент полезного действия при излучении с панелей МПН и МСС равен 0,88, а при излучении с раскрываемых панелей 0,85;

- площадь каждой панели МПН составляет 5 м^2 ; площадь панелей МСС – $3,5 \text{ м}^2$;
- шаг между ТТ на панелях $\sim 75 \text{ мм}$, на раскрываемом радиаторе $\sim 150 \text{ мм}$.

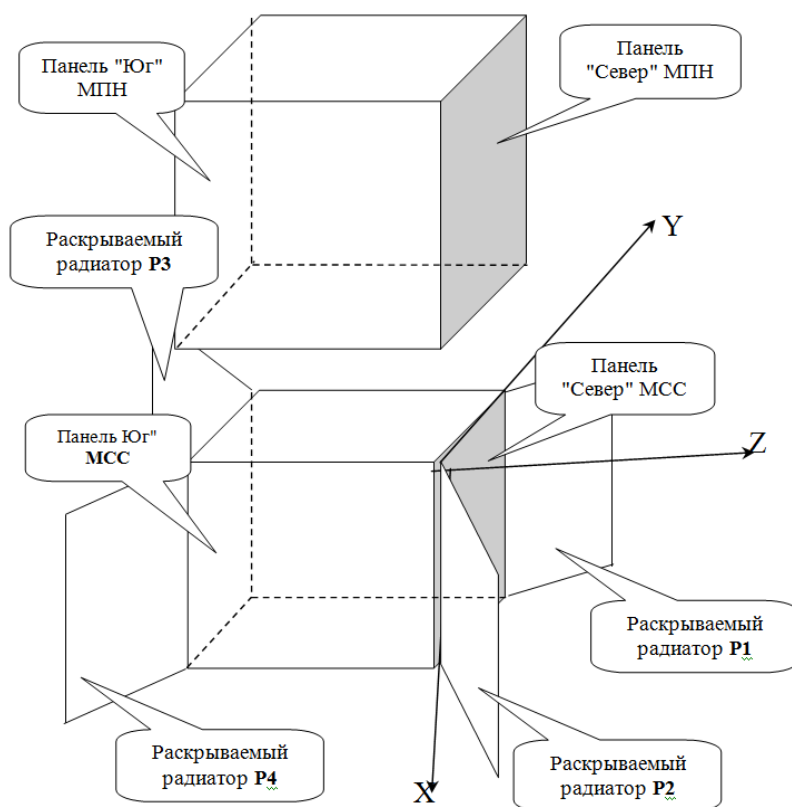


Рис. 1. Общая схема размещения радиационных поверхностей на автоматических КА

Fig. 1. General layout of radiation surfaces on automatic spacecraft

Описание исследуемых компоновочных решений СТР

Общая компоновка КА приведена на рис. 1.

В варианте 1, представленном на рис. 2, ТТ МПН соединены с МСС через КТТ раскрываемого радиатора (или через капиллярный испаритель) и тепловая нагрузка МПН распределяется между панелью МСС и раскрываемыми радиаторами.

Для удобства компоновки теплообменного узла корпус капиллярного испарителя имеет форму профиля с двумя полочками. Ширина полочек корпуса испарителя принята равной удвоенной по ширине полочки ТТ. К одной полочке корпуса испарителя подводятся ТТ от МПН, к другой – от МСС. Это обстоятельство вводит ограничение по компоновке панелей – расстояние между панелями.

Панели «Север – Юг» МПН должны быть на две высоты капиллярного насоса больше, чем расстояние между панелями «Север – Юг» МСС.

Каждый раскрываемый радиатор состоит из двух КТТ, конденсаторы которых сформированы алюминиевыми трубами (внутренним диаметром 3 мм), соединенными с испарительными зонами ТТ раскрываемых радиаторов. Конденсаторные трубки одного контура переплетаются с трубками другого контура, тем самым обеспечивая эффективность панели, позволяющую удовлетворять температурным требованиям при выходе из строя одного контура. Конденсаторные трубки и ТТ одного контура связаны с одной обшивкой раскрываемого радиатора, конденсаторные трубки и ТТ другого контура – с другой обшивкой. Таким образом получается два ДФК на раскрываемом радиаторе. Конденсаторные трубки и ТТ одного контура сдвинуты относительно трубок другого контура примерно на 75 мм.

Каждый контур состоит из двух параллельно соединенных капиллярных испарителей, чтобы уменьшить количество гибких шлангов (рис. 3).

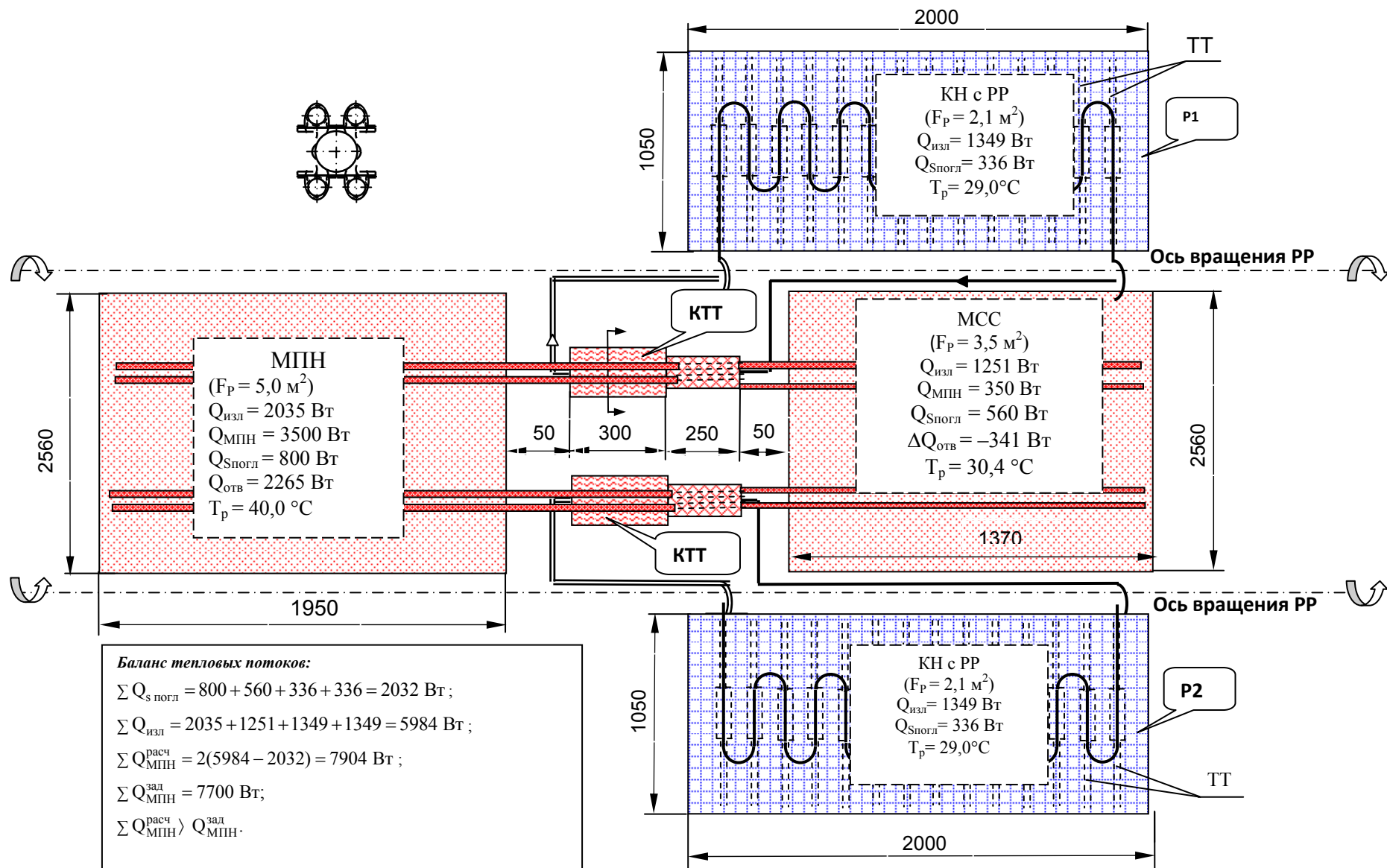


Рис. 2. Схема пассивной ДФК СТР на 7 кВт. Вариант 1 – схема соединения ТТ МПН с ТТ МСС через КТТ
 Fig. 2. The scheme of the passive DF PAGE for 7 kW. Option 1 – scheme of connection of TT MPN with TT MSS using CTT

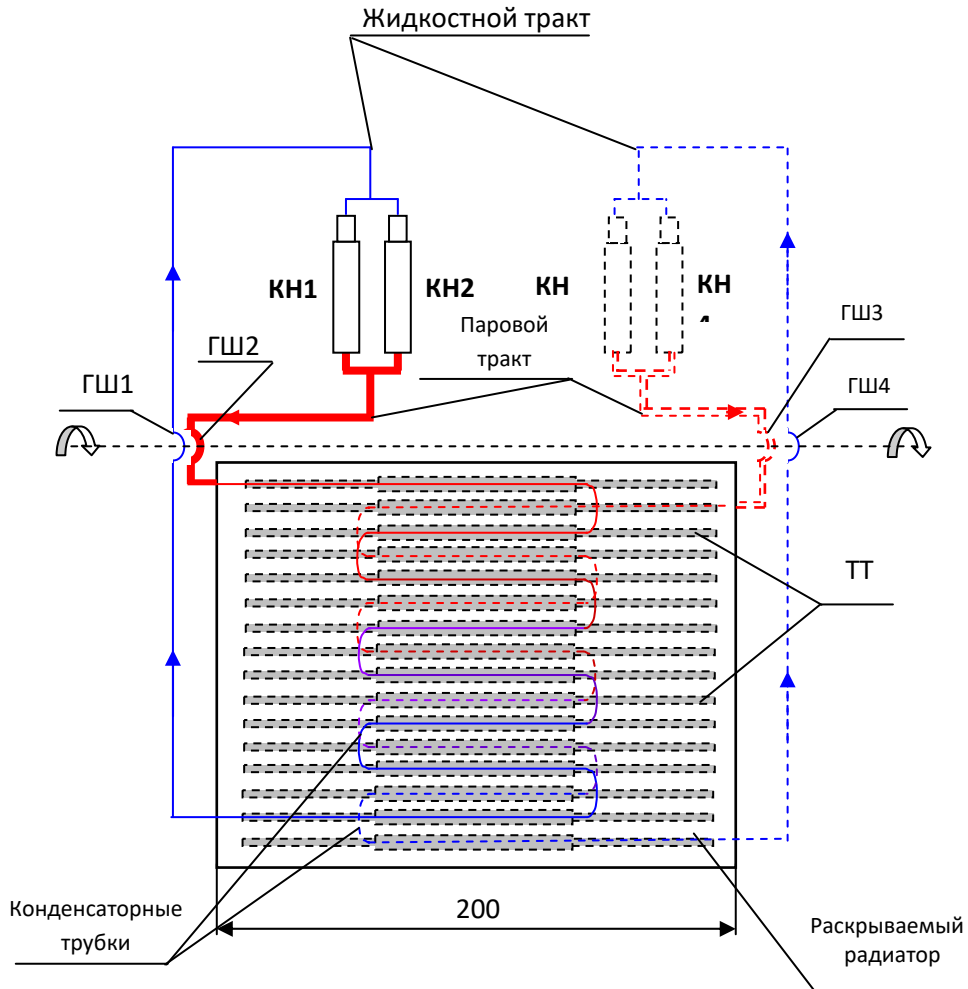


Рис. 3. Схема раскрываемого радиатора на КТТ (вариант 1):
 КН – капиллярный насос; ГШ – гибкий шланг; ТТ – тепловая труба
 — контур 1; - - - - - контур 2

Fig. 3. The diagram of the radiator being opened on the CTT. Option 1
 — contour 1; - - - - - contour 2

Вариант 2 отличается от варианта 1 тем, что для выравнивания температур панелей МПН каждая ТТ панели «Север» МПН соединена с ТТ панели «Юг» МПН. Выравнивание температур панелей МСС производится по половине ТТ из-за малости передаваемой мощности каждой тепловой трубой (менее 35 Вт).

Принципиальная схема варианта 2 приведена на рис. 4.

Алгоритм и результаты расчетов СТР

Расчеты проводятся в следующей последовательности:

- 1) определяется форма панелей МПН, МСС и раскрываемых панелей. Из конструктивных соображений принято, что каждая теплоотводящая панель МПН и МСС содержит в среднем 16 ТТ, расстояние между которыми составляет 160 мм. Тогда панели МПН («Север» и «Юг») имеют размеры 2560×1950 мм, панели МСС – 2560×1370 мм при площади панелей 5 и 3,5 м² соответственно;
- 2) определяется мощность, отводимая от панели МПН к КТТ или панели МСС;
- 3) $Q_{\text{отв}}^i = Q_{\text{МПН}}^i + Q_{\text{с погл}}^i - Q_{\text{изл}}^i$;
- 4) определяется мощность, отводимая одной ТТ;
- 5) определяется перепад температур на ТТ МПН. По отводимой мощности и перепаду температур уточняется профиль, из которого изготавливается ТТ;

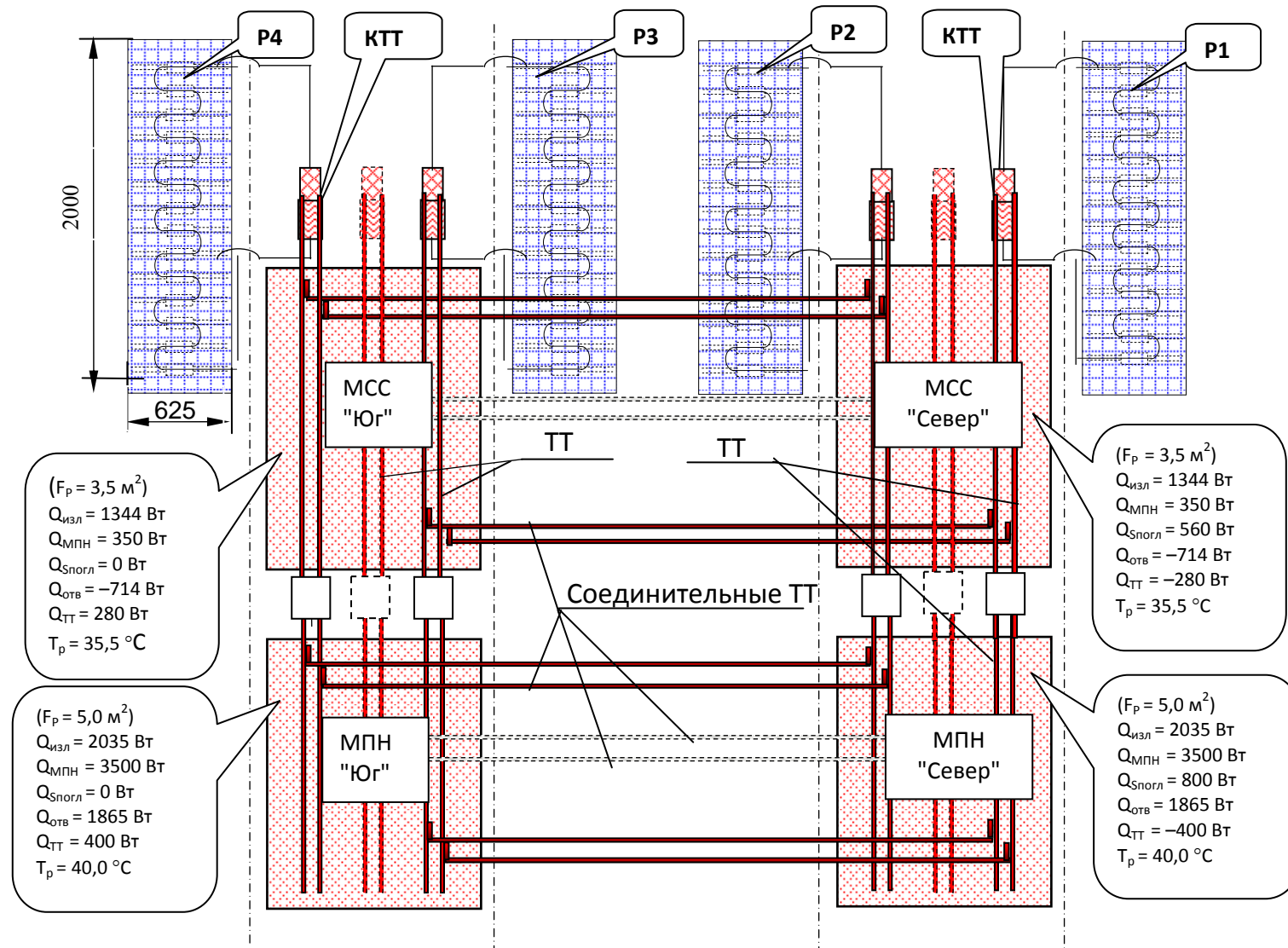


Рис. 4. Схема пассивной ДФ СТР на 7 кВт. Вариант 2 – схема с тепловыми трубами между панелями «Север» и «Юг»
 Fig. 4. The scheme of the passive DF PAGE for 7 kW. Option 2 – a scheme with heat pipes between the North and South panels

- 6) определяется тепловая нагрузка, распределяемая между МСС и раскрываемыми панелями;
- 7) вычисляются размеры раскрываемых панелей;
- 8) определяются геометрические параметры капиллярного испарителя КТТ;
- 9) определяются характеристики ДФК.

Результаты расчетов приведены табл. 1 и 2. Основное отличие в массе связано с разницей площадей раскрываемых панелей и масс ТТ.

Таблица 1

Бюджет масс для варианта 1

Наименование	Кол-во в СТР, площадь	МАССА	
		одной единицы*	суммарная
1. Сопопанели:			
1.1. Раскрываемая панель Р1	2,1 м ²	5,78 кг/м ²	12,14 кг
1.2. Раскрываемая панель Р2	2,1 м ²	5,78 кг/м ²	12,14 кг
1.3. Раскрываемая панель Р3	2,1 м ²	5,78 кг/м ²	12,14 кг
1.4. Раскрываемая панель Р4	2,1 м ²	5,78 кг/м ²	12,14 кг
2. Тепловые трубы:			
2.1. «Север» МПН	16 шт.	0,572 кг	9,15 кг
2.2. «Юг» МПН	16 шт.	0,572 кг	9,15 кг
2.3. «Север» МСС	16 шт.	0,376 кг	6,02 кг
2.4. «Юг» МСС	16 шт.	0,376 кг	6,02 кг
2.5. Раскрываемая панель Р1	7 шт.	0,443 кг	3,10 кг
2.6. Раскрываемая панель Р2	7 шт.	0,443 кг	3,10 кг
2.7. Раскрываемая панель Р3	7 шт.	0,443 кг	3,10 кг
2.8. Раскрываемая панель Р4	7 шт.	0,443 кг	3,10 кг
3. КТТ:			
3.1. «Север»	8 шт.	2,9 кг	23,2 кг
3.2. «Юг»	8 шт.	2,9 кг	23,2 кг
4. Механизм раскрытия			
	4 шт.	5,0 кг	20,00 кг
5. Электрообогреватели (ЭО) трубопроводов двигателей ориентации (ДУОС)			
	6 шт.	0,17 кг	1,00 кг
6. ЭО замещающие			
	10 шт.	0,3 кг	3,00 кг
7. Экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ)			
	Компл.	3,0 кг	3,00 кг
ИТОГО:			184,86 кг

Примечание. *Для раскрываемых панелей приведена удельная масса на 1 м² поверхности панели.

Таблица 2

Бюджет масс для варианта 2

Наименование	Кол-во в СТР, площадь	МАССА	
		одной единицы	суммарная
1. Сопопанели:			
1.1. Раскрываемая панель Р1	1,25 м ²	5,78 кг/м ²	7,22 кг
1.2. Раскрываемая панель Р2	1,25 м ²	5,78 кг/м ²	7,22 кг
1.3. Раскрываемая панель Р3	1,25 м ²	5,78 кг/м ²	7,22 кг
1.4. Раскрываемая панель Р4	1,25 м ²	5,78 кг/м ²	7,22 кг
2. Тепловые трубы:			
2.1. «Север» МПН	16 шт.	0,723 кг	11,57 кг
2.2. «Юг» МПН	16 шт.	0,723 кг	11,57 кг
2.3. «Север» МСС	16 шт.	0,600 кг	9,60 кг
2.4. «Юг» МСС	16 шт.	0,600 кг	9,60 кг
2.5. Раскрываемая панель Р1	7 шт.	0,253 кг	1,77 кг

Наименование	Кол-во в СТР, площадь	МАССА	
		одной единицы	суммарная
2.6. Раскрываемая панель Р2	7 шт.	0,253 кг	1,77 кг
2.7. Раскрываемая панель Р3	7 шт.	0,253 кг	1,77 кг
2.8. Раскрываемая панель Р4	7 шт.	0,253 кг	1,77 кг
2.9. Соединительные панели МПН	16 шт.	0,490 кг	7,84 кг
2.10. Соединительные панели МПН	8 шт.	0,490 кг	3,92 кг
3. КТТ:			
3.1. «Север»	8 шт.	2,9 кг	21,68 кг
3.2. «Юг»	8 шт.	2,9 кг	21,68 кг
4. Механизм раскрытия	4 шт.	5,0 кг	20,00 кг
5. ЭО трубопроводов ДУОС	6 шт.	0,17 кг	1,00 кг
6. ЭО замещающие	10 шт.	0,3 кг	3,00 кг
7. ЭВТИ	Компл.	3,0 кг	3,00 кг
ИТОГО:			160,42 кг

В расчетах также учитывалось:

- наличие второй полочки в местах крепления ТТ как между собой, так и в местах крепления с трактами КТТ;
- отсутствие полочек в транспортных зонах, где нет соединения с обшивкой панели;
- соединительные ТТ принимались длиной 2,6 м, причем длины испарительной и конденсационной зон принимались равными 0,3 м, транспортная зона 2,0 м.

Оценка полученных результатов

По результатам сравнительного анализа массовых бюджетов по двум вариантам можно сделать следующий вывод: по массе из систем с капиллярной прокачкой преимуществом обладает вариант 2, который при остальных одинаковых характеристиках имеет меньшую массу. Удельная массо-энергетическая характеристика такой системы составляет ~22,9 кг/кВт. Это обусловлено выравниванием температур панелей, расположенных на сторонах «Север» и «Юг», что выравнивает нагрузку на ТТ. Благодаря этому уменьшается температурный перепад вдоль тепловой цепочки, что, в свою очередь, приводит к уменьшению площади раскрываемых радиаторов.

По энергопотреблению, диапазону регулирования, точности регулирования и надежности все рассмотренные варианты одинаковы и основным критерием является масса.

Сами по себе элементы ДФК с капиллярной прокачкой не потребляют энергию. Однако не исключено, что для запуска КН раскрываемых радиаторов потребуются электрообогреватели (ЭО) мощностью ~5 Вт, установленные на компенсационных камерах КН (гидроаккумуляторах), которые могут использоваться для регулирования сброса тепла раскрываемыми радиаторами.

Диапазон и точность регулирования обеспечиваются замещающими ЭО (при понижении нагрузки оборудования МПН), расположенными на панелях МПН и МСС. Точность регулирования температуры плат МПН и МСС зависит от системы управления включением – выключением замещающих ЭО.

Надежность СТР с ДФК с капиллярной прокачкой высокая и зависит, в основном, от надежности ЭО, которые можно резервировать без заметного увеличения массы.

Заключение

Из результатов сравнительного анализа бюджета масс и энергетической эффективности следует вывод: для СТР с ДФК с капиллярной прокачкой наиболее предпочтительным является вариант 2, который при остальных одинаковых характеристиках имеет меньшую массу. Удельная массо-энергетическая характеристика такой системы составляет ~ 22,9 кг/кВт.

Однако на этапе эскизного проектирования основные конструктивные параметры СТР с ДФК, характеристики основных базовых элементов выбранного варианта могут быть уточнены.

Библиографические ссылки

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge. UK: Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.
3. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 185–189.
4. Chebotarev V. E., Zimin I. I. Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 532–537. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537.
5. Проектирование системы пассивного охлаждения бортового комплекса космического аппарата / О. В. Шилкин, А. А. Кишкин, А. А. Зуев и др. // Вестник Московского авиац. ин-та. 2021. Т. 28, № 2. С. 96–106. Doi: 10.34759/vst-2021-2-96-106.
6. Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft / F. V. Tanasienko, Y. N. Shevchenko, A. V. Delcov и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 445–451. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451.
7. Определяющие тепловые сопротивления в модели жидкостного контура системы терморегулирования космического аппарата / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 366–374.
8. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft // Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering. APEIE 2014. 2014. P. 591–593.
9. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2015. Vol. 93, No. 012007. P. 1-6.
10. Зуев А. А., Назаров В. П., Арнольд А. А. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя в полостях вращения газовых турбин // Вестник Московского авиац. ин-та. 2019. Т. 26, № 2. С. 99–115.
11. Определение локального коэффициента теплоотдачи с использованием модели температурного пограничного слоя с конвективной составляющей в полостях вращения ТНА ЖРД / А. А. Зуев, В. Ю. Пиунов, В. П. Назаров, А. А. Арнольд // Вестник Юж.-Урал. гос. ун-та. Серия: Машиностроение. 2019. Т. 19, № 2. С. 30–44. Doi: 10.14529/engin190203.
12. Weyburne D. W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate // Heat and Mass Transfer. 2008. Vol. 44, Iss. 7. P. 805–813. Doi: 10.1007/s00231-007-0306-z.
13. Weyburne D. W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile // Experimental Thermal and Fluid Science. 2014. Vol. 54. P. 22–28. Doi: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008.
14. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity / P. M. Patil, M. Roy, A. Shashikant et al. // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2018. Vol. 124. P. 298–306. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.052.
15. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate / S. M. Seyyedi, A. S. Dogonchi, M. Hashemi-Tilehnoee et al. // Heat Transfer – Asian Research. 2019. Vol. 48, Iss. 1. P. 182–215. Doi: 10.1002/htj.21378.
16. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations // Energy. 2019. Vol. 166. P. 267–276. Doi: 10.1016/j.energy.2018.09.186.
17. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М. И. Толстопятов, А. А. Зуев, А. А. Кишкин и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 4 (44). С. 134–139.

18. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov, A. A. Kishkin, N. A. Lavrov et al. // *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016. No. 9. P. 714–719.

References

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002, 413 p.
3. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Perfection of the system of thermal regulation of spacecraft]. *Vestnik SibSAU*. 2014, No. 3 (55), P. 185–189 (In Russ.).
4. Chebotarev V. E., Zimin I. I. [Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 532–537 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537.
5. Shilkin O. V., Kishkin A. A., Zuev A. A., Delkov A.V., Lavrov N. A. [Passive cooling system designing for a spacecraft onboard complex]. *Bulletin of the Moscow Aviation Institute*. 2021, Vol. 28, No. 2, P. 96–106 (In Russ.). Doi: 10.34759/vst-2021-2-96-106.
6. Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V., Kishkin A. A. [Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 445–451 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451.
7. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasienko F. V. et al. [Determining thermal resistances in the model of the liquid circuit of the thermal control system of the spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 366–374 (In Russ.).
8. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft. *Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE 2014*. 2014, P. 591–593.
9. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 93, No. 012007. P. 1–6.
10. Zuev A. A., Nazarov V. P., Arngol'd A. A. [Determining local heat transfer coefficient by a model of temperature boundary layer in gas turbine cavity of rotation]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo institute*. 2019, Vol. 26, No. 2, P. 99–115 (In Russ.).
11. Zuev A. A., Piunov V. U., Nazarov V. P., Arngold A. A. [Determination of the Local Heat Transfer Coefficient Using the Model of the Temperature Boundary Layer with the Convective Component in the Rotation Cavities of the LRE Turbopump]. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*. 2019, Vol. 19, No. 2, P. 30–44 (In Russ.). Doi: 10.14529/engin190203.
12. Weyburne D. W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate. *Heat and Mass Transfer*. 2008, Vol. 44, Iss. 7, P. 805–813. Doi: 10.1007/s00231-007-0306-z.
13. Weyburne D. W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014, Vol. 54, P. 22–28. Doi: 10.1016/j.exthermflusci.2014.01.008.
14. Patil P. M., Roy M., Shashikant A., Roy S., Momoniati E. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity. *Heat and Mass Transfer*. 2018, Vol. 124, P. 298–306. Doi: 10.1016/j.jheatmasstransfer.2018.03.052.
15. Seyyedi S. M., Dogonchi A. S., HashemiTilehnoee M., Ganji D. D. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate. *Heat Transfer – Asian Research*. 2019, Vol. 48, Iss. 1, P. 182–215. Doi: 10.1002/htj.21378.

16. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations. *Energy*. 2019, Vol. 166, P. 267–276. Doi: 10.1016/j.energy.2018.09.186.

17. Tolstopyatov M. I., Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhuykov D. A., Nazarov V. P. [Rectilinear uniform flow of gases with heat transfer in power plants of aircraft]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 4 (44), P. 134–139 (In Russ.).

18. Delkov A. V., Kishkin A. A., Lavrov N. A., Tanasienko F. V. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.

© Шилкин О. В., Колесников А. П., Кишкин А. А.,
Делков А. В., Шевченко Ю. Н., 2023

Шилкин Олег Валентинович – главный конструктор ОКР «СТР с ДФК», начальник сектора 3604; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: shilkin@iss-reshetnev.ru.

Колесников Анатолий Петрович – начальник отдела 360; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: shilkin@iss-reshetnev.ru.

Кишкин Александр Анатольевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: spsp99@mail.ru.

Делков Александр Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Шевченко Юлия Николаевна – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: gift_23j@mail.ru.

Shilkin Oleg Valentinovich – the main department of the ROC “STR with DFK”, the head of the sector 3604; JSC “Information Satellite Systems” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: shilkin61@mail.ru.

Kolesnikov Anatoliy Petrovich – Head of Department 360; JSC “Information Satellite Systems” named after academician M.F. Reshetnev”. E-mail: kolesnikov@iss-reshetnev.ru.

Kishkin Aleksandr Anatolevich – Dr. Sc., Professor, Head of the Department of “Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning”; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: spsp99@mail.ru.

Delkov Aleksandr Viktorovich – Ph. D., Ass. Professor, Department of “Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning”; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Shevchenko Yulia Nikolaevna – is a post-graduate student of the Department of Refrigeration, Cryogenic Equipment and Air Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: gift_23j@mail.ru .

УДК 621.785.53

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-168-176

Для цитирования: Структура поверхностного слоя высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в элионном режиме в плазме несамостоятельного дугового разряда с накалимым катодом / С. П. Ереско, Ю. Ф. Иванов, И. В. Лопатин и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 168–176. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-168-176.

For citation: Eresko S. P., Ivanov Yu. F., Lopatin I. V. et al. [Structure of the surface layer of high-chrome steel nitridated in the elion regime in the plasma of a suspended arc discharge with a heated cathode]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 168–176. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-168-176.

Структура поверхностного слоя высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в элионном режиме в плазме несамостоятельного дугового разряда с накалимым катодом

С. П. Ереско^{1*}, Ю. Ф. Иванов², И. В. Лопатин², А. А. Клопотов³, А. В. Никоненко⁴

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

²Институт сильноточной электроники СО РАН

Российская Федерация, 634055, г. Томск, просп. Академический, 2/3

³Томский государственный архитектурно-строительный университет

Российская Федерация, 634002, г. Томск, пл. Соляная, 2

⁴Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники

Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 40

*E-mail: eresko07@mail.ru

Целью настоящей работы является обнаружение закономерностей формирования структуры поверхностного слоя высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в плазме газового разряда низкого давления с использованием плазмогенератора с накалимым катодом «ПИНК». Нагревание образцов до температуры азотирования осуществляли ионной компонентой плазмы, а также электронной и ионной компонентами плазмы (элионный режим). Объектом исследования являлась жаропрочная коррозионноустойчивая сталь аустенитного класса марки 20X23H18 (зарубежный аналог AISI 310S). Актуальность исследований обусловлена сравнительно низким уровнем твердости и износостойкости сталей данного класса. Азотирование стали осуществляли на установке «ТРИО», оснащенной блоком коммутации для реализации элионного (электронного и ионного) режима обработки. Установлено, что толщина упрочненного слоя составляет 55–60 мкм и слабо зависит от метода азотирования, температуры (в интервале 793–873 К) и длительности (3–5 ч) процесса. Выявлен режим азотирования, позволяющий формировать поверхностный слой с микротвердостью 13,7 (ионный режим нагревания) и 10,8 ГПа (элионный режим нагревания). Установлено, что высокие прочностные и трибологические свойства азотированной стали обусловлены формированием в поверхностном слое нанокристаллической структуры, основными фазами которой являются нитриды железа Fe₄N и нитриды хрома CrN. Показано, что нагревание образцов до температуры азотирования в элионном режиме, использующем электронную и ионную компоненту плазмы, приводит к существенно меньшему уровню шероховатости материала по сравнению с образцами, нагревание которых при азотировании осуществляли ионной составляющей плазмы.

Ключевые слова: плазма газового разряда, элионный режим азотирования, высоколегированная сталь, шероховатость, структура, свойства.

Structure of the surface layer of high-chrome steel nitridated in the elion regime in the plasma of a suspended arc discharge with a heated cathode

S. P. Eresko^{1*}, Yu. F. Ivanov², I. V. Lopatin², A. A. Klopotov³, A. V. Nikonenko⁴

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

²Institute of High Current Electronics SB RAS
2/3, Academic prospect, Tomsk, 634055, Russian Federation

³Tomsk State University of Architecture and Building
2, Solyanaya square, Tomsk, 634002, Russian Federation

⁴Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics
40, Lenina prospect, 634050, Tomsk, Russian Federation

*E-mail: eresko07@mail.ru

The purpose of this work is to reveal the patterns of formation of the structure of the surface layer of high-chromium steel subjected to nitriding in a low-pressure gas discharge plasma using a plasma generator with a hot cathode "PINK". Heating of the samples to the nitriding temperature was carried out by the ionic component of the plasma, as well as by the electron and ionic components of the plasma (elion mode). The object of the study was heat-resistant corrosion-resistant steel of the austenitic class grade 20X23H18 (foreign analogue of AISI 310S). The relevance of research is due to the relatively low level of hardness and wear resistance of steels of this class. Nitriding of steel was carried out on the TRIO installation, retrofitted with a switching unit for implementing the aelion (electronic and ionic) processing mode. It has been established that the thickness of the hardened layer is (55–60) μm and weakly depends on the method of nitriding, temperature (in the range of 793–873 K), and duration (3–5 hours) of the process. A nitriding regime has been revealed that makes it possible to form a surface layer with a microhardness of 13.7 GPa (ionic heating mode) and 10.8 GPa (elion heating mode). It has been established that the high strength and tribological properties of nitrided steel are due to the formation of a nanocrystalline structure in the surface layer, the main phases of which are iron nitrides Fe_4N and chromium nitrides CrN . It is shown that heating the samples to the nitriding temperature in the aelion mode, which uses the electron and ion components of the plasma, leads to a significantly lower level of material roughness compared to the samples heated during nitriding by the ion component of the plasma.

Keywords: gas discharge plasma, aelion nitriding regime, high-alloy steel, roughness, structure, properties.

Введение

Использование дуговых разрядов низкого давления с накаливаемым катодом (концентрация плазмы 10^{15} – 10^{18} м^{-3} в объемах до нескольких м^3), позволяющих генерировать потоки газовой плазмы без микрокапель, осуществлять ионную очистку (травление) поверхности и разогревать обрабатываемую деталь до требуемой температуры, является перспективным для проведения процессов химико-термической обработки [1–3]. При этом, энергия ионов и их средний ток часто оказываются избыточными для ионной очистки обрабатываемой поверхности, что приводит к ее интенсивному травлению и существенному увеличению шероховатости поверхности детали [4; 5]. Для эффективного нагревания подложки в [6; 7] предложено использовать электронную компоненту плазмы разряда. Воздействие низкоэнергетичных (десятки эВ) электронов плазмы разряда с плотностями тока десятки $\text{А}/\text{см}^2$ не производит травления, однако и не обеспечивает ее очистки. Следовательно, для обеспечения нагревания подложки и ее эффективной очистки необходимо чередование воздействия на нее электронной и ионных компонент плазмы разряда. Такой режим обработки изделий назван элионным, т. е. включающим воздействие как электронной, так и ионной компонент плазмы несамостоятельного дугового разряда с накален-

ным катодом. Сравнительно низкий уровень травления поверхности позволяет рекомендовать элионный режим азотирования деталей и изделий ракетно-космической отрасли, для которых повышение уровня шероховатости поверхности недопустимо.

Целью настоящей работы является сравнительный анализ эволюции структуры высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в плазме несамостоятельного дугового разряда с накаливаемым катодом в условиях нагревания образцов до температуры азотирования, во-первых, ионной компонентой плазмы и, во-вторых, электронной и ионной компонентами плазмы.

Материал и методика исследования

Материалом исследования являлись образцы высокохромистой стали марки 20X23H18 (зарубежный аналог AISI 310S) (0,2C-1Si-2Mn-(17-20)Ni-(22-25)Cr-0.02S-0.035P, остальное – Fe, вес.%). Азотирование стали осуществляли на установке «ТРИО», оснащенной блоком коммутации для реализации элионного (электронного и ионного) режима обработки. Параллельно проводили азотирование стали в условиях ионного нагревания образцов. Азотирование проводили при температурах 723–873 К в течение 1, 3 и 5 ч. Температура образцов регулировалась коэффициентом заполнения электронной фазы. Образцы закреплялись на неподвижном держателе в центре камеры на оси источников плазмы таким образом, чтобы держатель находился под углом 60° к каждому из них, а образцы находились на лицевой стороне держателя. Исследование структуры, элементного и фазового состава модифицированной стали осуществляли методами рентгенофазового анализа и сканирующей электронной микроскопии, дефектную субструктуру модифицированного слоя стали изучали методами просвечивающей электронной дифракционной микроскопии.

Результаты исследования и их обсуждение

В работах [8–11] показано, что оптимальным с позиции увеличения твердости поверхностного слоя стали 20X23H18, не зависимо от метода нагревания образцов до температуры азотирования, является следующий режим – температура 793 К, время 3 ч. В этом случае микротвердость образцов 13,7 (ионный режим нагревания) и 10,8 ГПа (элионный режим нагревания). Твердость стали максимальна у поверхности азотирования и монотонно снижается по мере увеличения расстояния от поверхности образца. Толщина упрочненного слоя составляет 55–60 мкм и слабо зависит от метода азотирования. Трибологические испытания стали 20X23H18, подвергнутой азотированию, показали, что в условиях нагревания образцов ионами плазмы минимальное значение параметра износа (максимальная износостойкость) достигается при температуре азотирования 873 К, 3–5 ч и составляет $k = 0,45 \times 10^{-6} \text{ мм}^3/\text{Н} \times \text{м}$, что меньше параметра износа стали 20X23H18 в исходном состоянии в 350 раз. При азотировании в условиях нагревания образцов в элионном режиме минимальное значение параметра износа (максимальная износостойкость) достигается при температуре азотирования 793 К, 3 ч и составляет $k = 0,86 \times 10^{-6} \text{ мм}^3/\text{Н} \times \text{м}$, что меньше параметра износа стали 20X23H18 в исходном состоянии в ≈ 200 раз. Таким образом, азотирование стали в условиях ионного нагревания образцов позволяет достигать более высоких значений микротвердости и износостойкости по сравнению с элионным методом нагревания. Достигая максимальной твердости при ионном режиме азотирования (793 К, 3 ч), сталь теряет износостойкость, параметр износа образцов для данного режима $k = 3,44 \times 10^{-6} \text{ мм}^3/\text{Н} \times \text{м}$, что в 4 раза больше параметра износа стали при сопоставимом элионном режиме азотирования (793 К, 3 ч).

Определен уровень шероховатости поверхности образцов. Установлено, что независимо от способа нагревания образцов повышение температуры азотирования в интервале 723–873 К приводит к росту шероховатости поверхности стали [9]. Выявлено, что нагревание образцов до температуры азотирования в элионном режиме приводит к существенно меньшему (в 2,2–3,5 раза) уровню шероховатости материала по сравнению с образцами, нагревание которых при азотировании осуществляли ионной составляющей плазмы.

Очевидно, что выявленное существенное изменение микротвердости и износостойкости стали в условиях азотирования обусловлено преобразованием элементного и фазового состава, состояния дефектной субструктуры поверхностного слоя материала. Рассмотрим этот вопрос для одного режима азотирования ~ 793 К, 3 ч. Определение фазового состава азотированного слоя осуществляли методами рентгеноструктурного анализа. Установлено, что основными упрочняющими фазами стали являются нитрид железа состава Fe_4N и нитрид хрома состава CrN (рис. 1). Обнаружено, что при одинаковом фазовом составе образцы, подвергнутые азотированию в условиях нагревания двумя указанными выше методами, различаются разным количеством упрочняющих фаз. А именно, в стали, азотированной в условиях нагревания ионами плазмы, относительное суммарное содержание упрочняющих нитридных фаз достигает 89,3 масс. %; в стали при элионном азотировании $\sim 79,8$ масс. %. При этом, при ионном методе азотирования в поверхностном слое стали присутствует 79 масс. % фазы $\gamma\text{-Fe}_4\text{N}$ и 10,3 масс. % CrN (остальное $\gamma\text{-Fe}$); при элионном азотировании соотношение нитридных фаз иное: 49,7 масс. % фазы $\gamma\text{-Fe}_4\text{N}$ и 30,1 масс. % CrN .

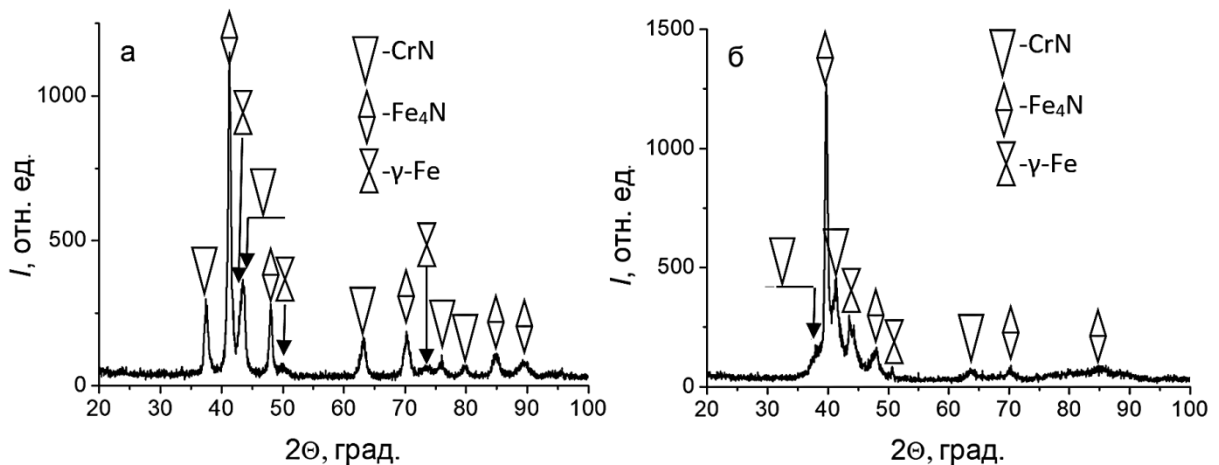


Рис. 1. Фрагменты рентгенограмм стали 20X23H18, подвергнутой азотированию в плазме газового разряда низкого давления:
 а – элионное азотирование; б – ионное азотирование. Температура азотирования 793 К, время азотирования 3 ч

Fig. 1. Fragments of X-ray diffraction patterns of 20X23H18 steel subjected to nitriding in a low-pressure gas discharge plasma:
 a – aelion nitriding; b – ion nitriding. Nitriding temperature 793 K, nitriding time 3 hours

В [12] показано, что в бинарной системе Cr-N образуется нитрид хрома CrN со структурным типом NaCl (символ Пирсона $cF8$; пространственная группа $Fm\bar{3}m$). В системе Fe-N [12; 13] установлено наличие нитридов $\gamma(\text{Fe}_4\text{N})$ (символ Пирсона $cP5$; пр. гр. $Pm\bar{3}m$), $\epsilon(\text{Fe}_3\text{N}_{1+x})$ (символ Пирсона $hP10$; пр. гр. $P6_322$), $\xi(\text{Fe}_2\text{N})$ (символ Пирсона $oP12$; пр. гр. $Pbcn$) и метастабильного нитрида Fe_{16}N_2 (Fe_8N) (азотистый мартенсит). На диаграмме состояния бинарной системы Fe-N присутствует обширная область существования нитрида $\epsilon(\text{Fe}_3\text{N}_{1+x})$ с гексагональной сингонией. Тогда как растворимость азота в $\alpha\text{-Fe}$ с ОЦК решеткой, находящейся в равновесии с $\gamma(\text{Fe}_4\text{N})$ при температуре 590 °С, составляет всего 0,4 % (ат.).

На рис. 2 приведены изотермические сечения тройных систем C-Cr-N и C-Fe-N , у которых один сплавобразующий элемент является металлом, другой элемент не металл, а третий элемент (азот) является газом. Для системы C-Cr-N (рис. 2, а) характерным является существова-

ние протяженной области гомогенности карбонитрида $\text{Cr}_2(\text{C},\text{N})$ с гексагональной структурой (символ Пирсона $hP9$; пространственная группа $P\bar{3}1m$). Наличие обширной области гомогенности карбонитрида $\text{Cr}_2(\text{C},\text{N})$ на основе нитрида Cr_2N отражает высокую растворимость углерода в этом нитриде. При этом области существования карбидов хрома Cr_3C_2 , Cr_7C_3 , Cr_{23}C_6 имеют очень ограниченные области гомогенности.

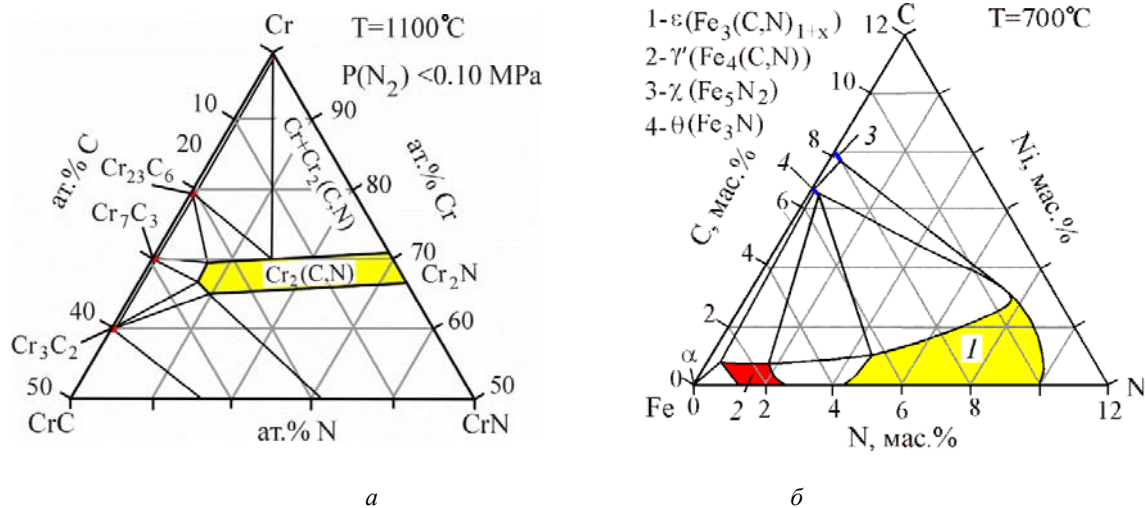


Рис. 2. Изотермические сечения тройных систем C–Cr–N в метастабильном состоянии при температуре 1100 °C и давлении $P(\text{N}_2) < 0,10$ МПа [14] (а), C–Fe–N при температуре 700 °C [15] (б)

Fig. 2. Isothermal cross sections of C–Cr–N ternary systems in the metastable state at a temperature of 1100°C and pressure $P(\text{N}_2) < 0.10$ MPa [14] (a), C–Fe–N at a temperature of 700°C [15] (b)

На рис. 2, б представлено изотермическое сечение тройной системы C–Fe–N. Видно, что области существования карбидов $\theta(\text{Fe}_3\text{C})$, $\chi(\text{Fe}_5\text{C}_2)$ имеют узкие и ограниченные области гомогенности. В тоже время в системе C–Fe–N на изотермическом сечении хорошо проявляется протяженная область гомогенности трехкомпонентного нитрида $\epsilon(\text{Fe}_3(\text{C},\text{N})_{1+x})$. Этот нитрид образован на основе двухкомпонентного нитрида $\text{Fe}_3\text{N}_{1+x}$ на стороне Fe–N изотермического треугольника. Наличие обширной области гомогенности ϵ фазы отражает высокую растворимость углерода в этом нитриде. Характерной чертой системы Fe–C–N является наличие обширных двухфазных и трехфазных областей на основе карбидов и нитридов (рис. 2, б).

Морфологию и взаимное расположение фаз в поверхностном слое стали, подвергнутой азотированию, изучали методами просвечивающей электронной дифракционной микроскопии. Установлено, что в поверхностном слое толщиной 5–6 мкм (не зависимо от метода азотирования) формируется нанокристаллическая (размер кристаллитов 20–27 нм) многофазная структура, основными фазами которой являются γ -Fe и нитриды хрома CrN и железа Fe_4N (рис. 3). При большем удалении в слое толщиной 30–37 мкм формируется структура пластинчатого типа (рис. 4). Поперечные размеры пластин изменяются в пределах от 15 до 32 нм. Анализ микроэлектрограмм позволил выявить рефлексы, принадлежащие фазам γ -Fe, CrN и Fe_4N . Данные фазы, в виде пластин, располагаются чередующимся образом γ -Fe / CrN или γ -Fe / Fe_4N .

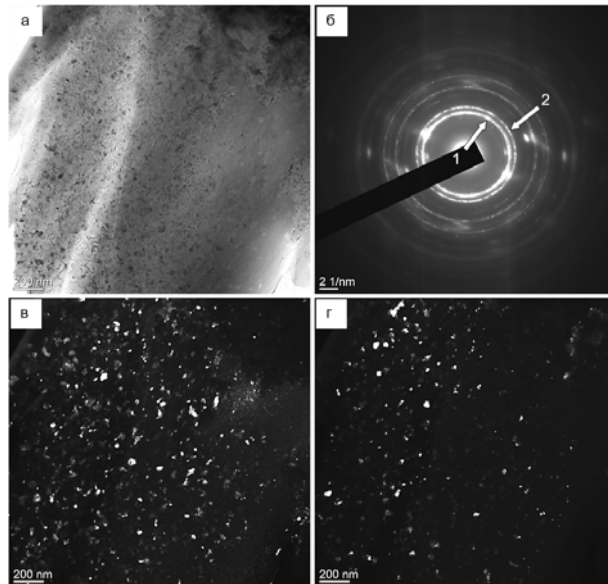


Рис. 3. Электронно-микроскопическое изображение структуры поверхностного слоя стали 20X23H18, подвергнутой азотированию в условиях нагрева образцов ионной составляющей плазмы: *a* – светлое поле; *b* – микроэлектроннограмма, полученная с данного участка фольги; *в, г* – темные поля, полученные в рефлексах $[111] \gamma\text{-Fe} + [200] \text{CrN}$ (*в*) и $[200] \gamma\text{-Fe}$ (*г*). Стрелкой указаны рефлексы (*б*), в которых получены темные поля – рефлекс № 1 (*в*) и № 2 (*г*)

Fig. 3. Electron microscopic image of the structure of the surface layer of steel 20X23H18 subjected to nitriding under conditions of heating of samples of the ionic component of the plasma:

a – bright field; *b* – microelectron diffraction pattern obtained from this section of the foil; (*c, d*) dark fields obtained in the $[111] \gamma\text{-Fe} + [200] \text{CrN}$ (*c*) and $[200] \gamma\text{-Fe}$ (*d*) reflections. In (*b*), the arrow indicates reflections in which dark fields were obtained reflection No. 1 (*c*) and reflection No. 2 (*d*)

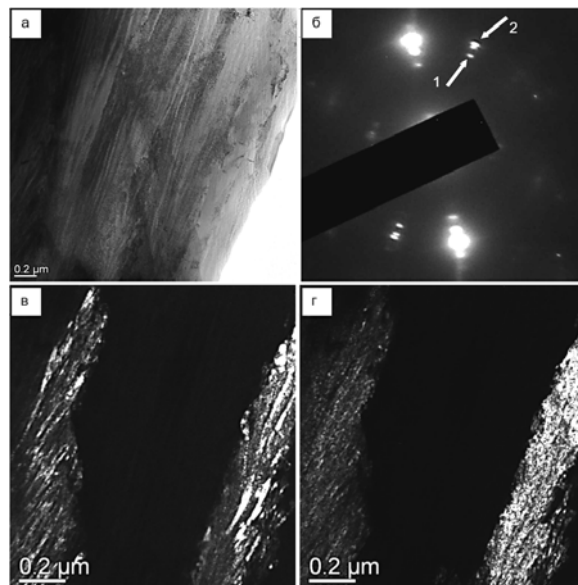


Рис. 4. Электронно-микроскопическое изображение структуры поверхностного слоя стали 20X23H18, подвергнутой азотированию в условиях нагрева образцов ионной составляющей плазмы: *a* – светлое поле; *b* – микроэлектроннограмма, полученная с данного участка фольги; *в, г* – темные поля, полученное в рефлексах $[111] \text{CrN}$ (*в*) и $[111] \gamma\text{-Fe} + [111] \text{Fe}_4\text{N}$ (*г*). Стрелкой указаны рефлексы (*б*), в которых получены темные поля – рефлекс № 1 (*в*) и № 2 (*г*)

Fig. 4. Electron microscopic image of the structure of the surface layer of steel 20X23H18 subjected to nitriding under conditions of heating of samples of the ionic component of the plasma:

a – bright field; *b* – microelectron diffraction pattern obtained from this section of the foil; (*c, d*) dark fields obtained in (*c*) $[111] \text{CrN}$ and (*d*) $[111] \gamma\text{-Fe} + [111] \text{Fe}_4\text{N}$ reflections. In (*b*), the arrow indicates the reflections in which dark fields were obtained reflection No. 1 (*c*) and reflection No. 2 (*d*)

Заключение

Выполнен сравнительный анализ эволюции структуры, механических и трибологических свойств высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в плазме несамостоятельного дугового разряда с накаливаемым катодом в условиях нагревания образцов до температуры азотирования, во-первых, ионной компонентой плазмы и, во-вторых, электронной и ионной компонентами плазмы. Установлено, что, независимо от способа нагревания образцов, твердость стали максимальна у поверхности азотирования и монотонно снижается по мере увеличения расстояния от поверхности образца. Показано, что толщина упрочненного слоя составляет 55–60 мкм и слабо зависит от метода азотирования, температуры (в интервале 793–873 К) и длительности (3–5 ч) процесса. Обнаружено, что при нагревании образцов ионами плазмы твердость упрочненного слоя (при равной толщине слоя) выше по сравнению с образцами, нагревание которых осуществлялось в электронно-ионном режиме.

Показано, что азотирование стали в условиях ионного нагревания образцов позволяет достигать более высоких значений микротвердости и износостойкости по сравнению с элионным методом нагревания. Достигая максимальной твердости при ионном режиме азотирования (793 К, 3 ч), сталь теряет износостойкость, параметр износа образцов для данного режима $k = 3,44 \cdot 10^{-6} \text{ мм}^3/\text{Н} \cdot \text{м}$, что в 4 раза больше параметра износа стали при сопоставимом элионном режиме азотирования (793 К, 3 ч). Установлено, что высокие прочностные и трибологические свойства азотированной стали обусловлены формированием в поверхностном слое нанокристаллической структуры, основными фазами которой являются нитриды железа Fe_4N и нитриды хрома CrN . Выявлено, что нагревание образцов до температуры азотирования в элионном режиме приводит к существенно меньшему (в 2,2–3,5 раза) уровню шероховатости материала по сравнению с образцами, нагревание которых при азотировании осуществляли ионной составляющей плазмы. Совокупность полученных результатов позволяет рекомендовать элионный режим азотирования стали для случая модифицирования изделий, в том числе ракетно-космической техники, не допускающих повышения уровня шероховатости поверхности.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке – грант РФФИ проект № 20-21-00111 Росатом.

Acknowledgements. The study was financially supported by the Russian Foundation for grant project №20-21-00111 Rosatom.

Библиографические ссылки

1. Wei R., Benn C. R., Cooper C. V. High Intensity Plasma Ion Nitriding of Aer Met 100 Martensitic Steel // *Plasma Process. Polym.* 2007. Vol. 4, No. 1, P. 700–706.
2. Meletis E. I. Intensified plasma-assisted processing: science and engineering // *Surface and Coatings Technology.* 2002. Vol. 149, No. 2–3. P. 95–113.
3. Азотирование конструкционных сталей в газовых разрядах низкого давления / П. М. Щанин, Н. Н. Коваль, И. М. Гончаренко и др. // *Физика и Химия обработки материалов.* 2001. № 3. С. 16–19.
4. Synthesis of plasma-nitrided Cr coatings on HT9 steel for advanced chemical barrier property in a nuclear cladding application / S. Yeo, C. M. Lee, H. Soo et al. // *Applied Surface Science.* 2022. Vol. 579. P. 152133.
5. The influence of the plasma-nitriding temperature on the microstructure evolution and surface properties of additive-manufactured 18Ni300 maraging steel / M. Godec, F. Ruiz-Zepeda, B. Podgornik et al. // *Surface and Coatings Technology.* 2022. Vol. 433. P. 128089.
6. Electron-ion-plasma modification of carbon steel / Y. H. Akhmadeev, Yu. F. Ivanov, O. V. Krysinina et al. // *High Temperature Material Processes.* 2021. No. 25(1). P. 47–55.

7. Elion method of nitriding of high-chromium stainless steel: Structure and properties / Y. Ivanov, I. Lopatin, Y. Denisova et al. // *Proceedings – 2020 7th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects, EFRE-2020*. 2020. P. 783–787.
8. Elion Method of Nitriding of High-Chromium Stainless Steel: Structure and Properties / Y. Ivanov, I. Lopatin, Y. Denisova et al. // *IEEE*. 2020. P. 783–787.
9. Азотирование высокохромистой стали в плазме несамостоятельного дугового разряда с накаливаемым катодом / Ю. Ф. Иванов, И. В. Лопатин, Е. А. Петрикова и др. // *Современные методы и технологии создания и обработки материалов : сб. науч. тр. В 2 кн. Кн. 2. Технологии и оборудование механической и физико-технической обработки. Обработка металлов давлением*. Минск : ФТИ НАН Беларуси, 2022. С. 98–106.
10. Структура и свойства высокохромистой стали, подвергнутой азотированию в плазме несамостоятельного дугового разряда с накаливаемым катодом / С. П. Ереско, Ю. Ф. Иванов, А. А. Клопотов и др. // *Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф. (09–11 ноября 2022, г. Красноярск)*. В 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2022. С. 627–629.
11. Формирование структуры, механических и трибологических свойств высокохромистой стали электронно-ионно-плазменным азотированием / С. П. Ереско, Ю. Ф. Иванов, Е. А. Петрикова и др. // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2021. Т. 22, № 4. С. 688–699.
12. Лякишев Н. П. Диаграммы состояния двойных металлических систем. М. : Машиностроение, 1996–2000. Т. 1–3.
13. Kubaschewski O. *Iron – Binary Phase Diagrams*. Berlin: Springer-Verlag, 1982. 184 p.
14. Etmayer P. Beitrag zum System Chrom-Kohlenstoff-Stickstoff. *Monatshefte für Chemie und verwandte Teileanderer // Wissenschaften*. 1966. Vol. 97. P. 1248–1257.
15. Du H. A Reevaluation of the Fe-N and Fe-C-N Systems // *Journal of Phase Equilibria*. 1993. Vol. 14, No. 6. P.682–894.

References

1. Wei R., Benn C. R., Cooper C. V. High Intensity Plasma Ion Nitriding of Aer Met 100 Martensitic Steel. *Plasma Process. Polym*, 2007, Vol. 4, No. 1, P. 700–706.
2. Meletis E. I. Intensified plasma-assisted processing: science and engineering. *Surface and Coatings Technology*. 2002, Vol. 149, No. 2–3, P. 95–113.
3. Shanin P. M., Koval N. N., Goncharenko I. M. [Nitriding of structural steels in low pressure gas discharges]. *Physics and Chemistry of Material Processing*. 2001, No 3, P. 16–19 (In Russ.).
4. Yeo S., Lee C. M., Soo H. Synthesis of plasma-nitrided Cr coatings on HT9 steel for advanced chemical barrier property in a nuclear cladding application. *Applied Surface Science*. 2022, Vol. 579, P. 152133.
5. Godec M. Ruiz-Zepeda F., Podgornik B. The influence of the plasma-nitriding temperature on the microstructure evolution and surface properties of additive-manufactured 18Ni300 maraging steel. *Surface and Coatings Technology*. 2022, Vol. 433, P. 128089.
6. Akhmadeev Y. H., Ivanov Yu. F., Krysina O. V. Electron–ion–plasma modification of carbon steel. *High Temperature Material Processes*. 2021, No. 25(1), P. 47–55.
7. Ivanov Y., Lopatin I., Denisova Y. et al. Elion method of nitriding of high-chromium stainless steel: Structure and properties. *2020 7th International Congress on Energy Fluxes and Radiation Effects, EFRE-2020*. 2020, P. 783–787.
8. Ivanov Y., Lopatin I., Denisova Y. et al. Elion Method of Nitriding of High-Chromium Stainless Steel: Structure and Properties. *IEEE*. 2020, P. 783–787.
9. Ivanov Yu. F., Lopatin I. V., Petrikova E. A. et al. *Azotirovanie vysokohromistoj stali v plazme nesamostoyatel'nogo dugovogo razryada s nakalennym katodom* [Nitriding of high-chromium steel in plasma of a non-self-sustained arc discharge with a heated cathode]. Minsk, FTI NAN, 2022. P. 98–106.

10. Eresko S. P., Ivanov Yu. F. et al. [Structure and properties of high-chromium steel subjected to nitriding in plasma of a non-self-sustained arc discharge with a heated cathode]. *Reshetnevskie chteniya: materialy XXVI Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XXVI International Scientific and Practical Conference]. November 9–11, 2022, Krasnoyarsk, under the general. ed. Yu. Yu. Loginova; Sib. state aerospace un-t. Krasnoyarsk, 2022, P. 627–629.

11. Eresko S. P., Ivanov Yu. F., Petrikova E. A. et al. [Formation of the structure, mechanical and tribological properties of high-chromium steel by electron-ion-plasma nitriding]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 4, P. 688–699 (In Russ.).

12. Lyakishev N. P. *Diagrammy sostoyaniya dvoynnykh metallicheskih sistem 1996–2000* [Dual Metal System State Diagrams]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1996–2000, Vol. 1–3.

13. Kubaschewski O. Iron – Binary Phase Diagrams. Berlin: *Springer-Verlag*. 1982, 184 p.

14. Etmayer P. Beitrag zum System Chrom-Kohlenstoff-Stickstoff. Monatshefte für Chemie und verwandte Teileanderer. *Wissenschaften*. 1966, Vol. 97, P. 1248–1257.

15. Du H. A Reevaluation of the Fe-N and Fe-C-N Systems. *Journal of Phase Equilibria*. 1993, Vol. 14, No. 6, P.682–894.

© Ереско С. П., Иванов Ю. Ф., Лопатин И. В., Клопотов А. А., Никоненко А. В., 2023

Ереско Сергей Павлович – доктор технических наук, профессор, заслуженный изобретатель Российской Федерации, член-корреспондент Академии наук ВШ РФ, профессор кафедры основ конструирования машин; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eresko07@mail.ru.

Иванов Юрий Федорович – доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник; Институт сильноточной электроники СО РАН. E-mail: yufi55@mail.ru.

Лопатин Илья Викторович – кандидат технических наук, научный сотрудник лаборатории; Институт сильноточной электроники СО РАН. E-mail: lopatin@opee.hcei.tsc.ru.

Клопотов Анатолий Анатольевич – доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры прикладной механики и материаловедения; Томский государственный архитектурно-строительный университет. E-mail: klopotovaa@tsuab.ru.

Никоненко Алиса Владимировна – кандидат технических наук, ассистент кафедры физики; Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники. E-mail: aliska-nik@mail.ru.

Eresko Sergei Pavlovich – Dr. Sc., professor, Corresponding member of Academy of Higher Education of the Russian Federation, honored inventor of the Russian Federation, Department of Fundamentals of machine design, Institute of Mechanical Engineering and Mechatronics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: eresko07@mail.ru.

Ivanov Yurii Fedorovich – Dr. Sc., assistant professor, senior scientist; Institute of High Current Electronics SB RAS. E-mail: yufi55@mail.ru.

Lopatin Ilya Viktorovich – PhD, Researcher; Institute of High Current Electronics SB RAS. E-mail: lopatin@opee.hcei.tsc.ru

KlopotovAnatolii Anatolevich – Dr. Sc., professor; Tomsk State University of Architecture and Building. E-mail: klopotovaa@tsuab.ru.

Nikonenko Alisa Vladimirovna – PhD, Assistant of the Department of Physics; Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics. E-mail: aliska-nik@mail.ru.

УДК 669.78

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-177-187

Для цитирования: Лихачев А. Н. Гибкие композиционные конструкции с управляемыми физико-механическими характеристиками // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 177–187. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-177-187.

For citation: Likhachev A. N. [Flexible composite structures with controlled physical and mechanical characteristics]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 177–187. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-177-187.

Гибкие композиционные конструкции с управляемыми физико-механическими характеристиками

А. Н. Лихачев

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова
Российская Федерация, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., 1
E-mail: alikhachev@yandex.ru

В статье представлены результаты теоретических и экспериментальных исследований, являющихся базой для разработок нового класса конструкций авиационно-космической техники, позволяющих реализовать подходы по созданию структур с изменяемыми морфологическими и функциональными характеристиками изделий. Конденсированные мягкие вещества, такие как эластомеры, гели, постепенно становятся функциональными элементами, на основе которых развивается создание мягких машин и электроники [1–3]. Исследования в данном направлении привели к созданию структур с особой архитектурой, которые являются механически совместимыми, деформируемыми и способными при определённой комбинации к восприятию и передаче сигнала, изменению своих форм и физических характеристик (теплопроводности, электропроводности и т. п.). Применение таких структур в определённом смысле моделирует многофункциональность, наблюдаемую в биологических объектах и структурах (коже, мышцах, нервной ткани) [4–7]. Создание конструкций, изменяющих свою форму, структуру и функционально-эксплуатационные характеристики в процессе работы с учётом меняющихся внешних и внутренних условий, является актуальной задачей для многих систем авиационно-космической техники. В данной работе рассмотрены морфологически изменяемые структуры, к которым можно отнести реконфигурируемые антенны, крылья летательных аппаратов (ЛА) с изменяемой формой и геометрией, гибкие робототехнические системы [8]. Применение таких систем, имеющих гибкие структурные элементы, позволяет создавать конструкции, способные преодолевать непредсказуемые препятствия за счёт своей адаптивной геометрии, вписываться в ограниченные пространства и выдерживать существенные нагрузки и вибрации. Одной из важнейших задач при разработке таких систем является организация распределённой системы актуации, связанная с проблемой создания внутренней структуры актуаторов, интегрированных в гибкую композиционную конструкцию актуаторов, выполненных из эластичных материалов.

В ряде источников [9–13] для работы термоактивных актуаторов исследовалось применение жестких наночастиц в качестве поверхностных нагревательных элементов или наполнителей для композитов, которые являются электрически чувствительными, магнитно-чувствительными и/или фотореактивными. Однако поверхностные нагревательные элементы ограничены в применении за пределами толщины в несколько сотен микрометров из-за низкой собственной теплопроводности [14]. Кроме того, жесткие компоненты существенно изменяют механические свойства создаваемой структуры, что ограничивает морфологические возможности создаваемых конструкций. Например, в [15] показано, что снижение электрического сопротивления для термонагревателя до приемлемых величин требует увеличения наполнителя до 15 % от массы структуры, при этом деформация срабатывания конструкции снижается на 35,0 %. Преодоление вышеупомянутые ограничений осуществляется путём создания материальной архитектуры, которая резко

расширяет диапазон свойств и динамических функций, разрабатываемого нагревательного элемента для актуатора. Многофункциональность достигается за счет встраивания в эластичную среду на основе полидиметилсилоксанового эластомера металлических волокон определённой конфигурации, которые обеспечивают подвижность и конформность деформируемой структуры актуатора при его функционировании. Показано, что, включение в структуру актуатора металлических волокон определённой конфигурации, не препятствуют его способности изменять форму и выполнять механическую работу в ответ на внешние раздражители. Морфинг формы в отсутствие внешней нагрузки может быть запрограммирован в структуре композита через включение в неё волокон с определёнными жесткостными и тепловыми характеристиками, такими, чтобы он мог обратимо переходить между запрограммированными морфологиями, используя электрическую или тепловую стимуляцию. Вместе эти свойства позволяют композиту демонстрировать богатое разнообразие функциональных возможностей, что позволяет ему одновременно реализовывать сенсорные и динамические характеристики.

Ключевые слова: Реконфигурируемые конструкции, морфологические характеристики, функциональные свойства, актуаторы, фазовый переход, композиционные структуры.

Flexible composite structures with controlled physical and mechanical characteristics

A. N. Likhachev

Baltic State Technical University "VOENMEH" D. F. Ustinov"
1,1st Krasnoarmeyskaya, Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation
E-mail: alikhachev@yandex.ru

The article presents the results of theoretical and experimental studies that are the basis for the development of a new class of aerospace engineering structures that allow implementing approaches to create structures with variable morphological and functional characteristics of products. Condensed soft substances, such as elastomers, gels, gradually become functional elements on the basis of which the creation of soft machines and electronics develops [1–3]. Research in this direction has led to the creation of structures with a special architecture that are mechanically compatible, deformable and capable, with a certain combination, of perceiving and transmitting a signal, changing their shapes and physical characteristics (thermal conductivity, electrical conductivity, etc.). The use of such structures in a certain sense models the multifunctionality observed in biological objects and structures (skin, muscles, nervous tissue) [4–7]. The creation of structures that change their shape, structure and change their functional and operational characteristics in the process of work, taking into account changing external and internal conditions, is an urgent task for many systems of aerospace technology. In this paper, morphologically changeable structures are considered, which include reconfigurable antennas, aircraft wings with variable shape and geometry, flexible robotic systems [8]. The use of such systems with flexible structural elements makes it possible to create structures capable of overcoming unpredictable obstacles due to their adaptive geometry, fit into limited spaces and withstand significant loads and vibrations. One of the most important tasks in the development of such systems is the organization of a distributed actuation system associated with the problem of creating an internal structure of actuators integrated into a flexible composite design of actuators made of elastic materials. In a number of works for the operation of thermoactive actuators, the use of rigid nanoparticles as surface heating elements or as fillers for composites that are electrically sensitive, magnetically sensitive and/or photoreactive has been investigated [9–13]. However, surface heating elements are limited in use beyond a thickness of several hundred micrometers due to their low intrinsic thermal conductivity [14]. In addition, rigid components significantly change the mechanical properties of the structure being created, which limits the morphological capabilities of the structures being created. For example, in [15], it is shown that reducing the electrical resistance for a thermal heater to acceptable values requires an increase in the filler to 15% of the mass of the structure, while the

deformation of the actuation of the structure is reduced by 35.0%. In this paper, overcoming the above limitations is carried out by creating a material architecture that dramatically expands the range of properties and dynamic functions of the heating element being developed for the actuator. Multifunctionality is achieved by embedding metal fibers of a certain configuration into an elastic medium based on polydimethylsiloxane elastomer, which provide mobility and conformality of the deformable structure of the actuator during its operation. It is shown that the inclusion of metal fibers of a certain configuration in the structure of the actuator does not interfere with its ability to change shape and perform mechanical work in response to external stimuli. Shape morphing in the absence of an external load can be programmed in the composite structure by including fibers with certain stiffness and thermal characteristics in it so that it can reversibly switch between programmed morphologies using electrical or thermal stimulation. Together, these properties allow the composite to demonstrate a rich variety of functionality, which allows it to simultaneously realize sensory and dynamic characteristics.

Keywords: reconfigurable structures, morphological characteristics, functional properties, actuators, phase transition, composite structures.

Введение

Проблема создания конструкций с изменяемой формой и размерами, адаптирующихся к изменяющимся внешним условиям в процессе эксплуатации изделия, является актуальной для многих задач авиационно-космической техники, таких как задачи создания крупногабаритных космических конструкций, точной настройки и коррекции оптических систем аппаратов, создания реконфигурируемых антенн и т. п. В данной работе рассмотрены морфологически изменяемые структуры, к которым можно отнести реконфигурируемые антенны, крылья ЛА с изменяемой формой и геометрией, гибкие робототехнические системы [16]. Применение таких систем, имеющих гибкие структурные элементы, позволяет создавать конструкции, способные преодолевать непредсказуемые препятствия за счёт своей адаптивной геометрии, вписываться в ограниченные пространства и выдерживать существенные нагрузки и вибрации. Одной из важнейших задач при разработке таких систем является организация распределённой системы актуации, связанная с проблемой создания внутренней структуры актуаторов, интегрированных в гибкую композиционную конструкцию. Рассмотрены основные структурные элементы таких систем, в частности архитектура нагревательного элемента (НЭ) термоактивного актуатора [17]. Разработан новый вид НЭ на основе композитного электро- и теплопроводного материала (КЭТМ). Он обладает рядом привлекательных свойств, таких как высокая удельная жесткость, высокие теплопроводность и электропроводность, хорошая демпфирующая способность и возможность регулировки свойств КЭТМ. Композиционная структура НЭ (рис. 1) состоит из эластичной матрицы на основе полидиметилсилоксана и хаотически уложенных металлических волокон, собранных в ленточную структуру. Металлические волокна могут скрепляться полимерным связующим или же оставаться не скреплёнными и изготавливаются в виде матричного материала.

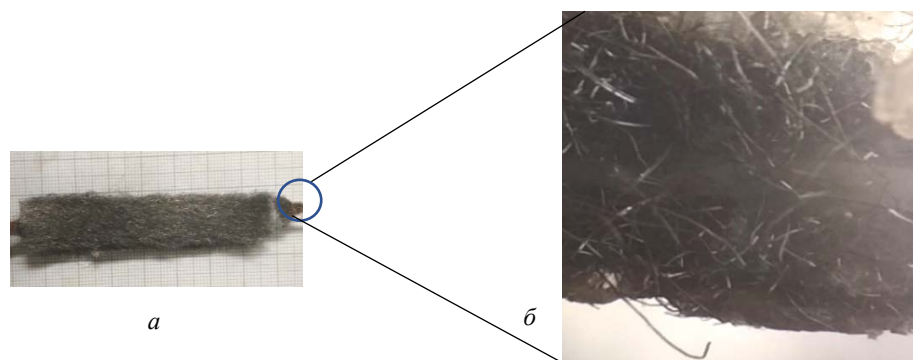


Рис. 1. Нагревательный элемент (а), микроструктура нагревательного элемента (б)

Fig. 1. Heating element (a), microstructure of the heating element (b)

Данная система предназначена для нагрева и последующего охлаждения активной структуры актуатора, что с точки зрения его работы выдвигает ряд неоднозначных требований. Она должна быть легко деформируемой в процессе работы актуатора, иметь высокую теплопроводность, позволяющую быстро нагревать и охлаждать рабочий материал актуатора, быть электропроводной, изменять свои характеристики под действием управляющего сигнала пропорционального деформации актуатора.

Постановка задачи исследования

Задачей исследования, решаемой на данном этапе, было создание инженерной аналитической методики расчёта такой структуры с оценкой влияния ключевых особенностей анизотропной структуры на ее прочность, электропроводность и теплопроводность. При этом, характерные напряжения и деформации, полученные с использованием плотности энергии деформации, были применены для определения деформации волокнистого наполнителя. Для описания стохастического волокнистого материала была построена трехмерная периодическая модель контактируемых друг с другом стержней, основанная на механике сплошной среды. Прогнозирование деформационных характеристик трехмерного массива связанных волокон является сложной задачей, особенно если они расположены нерегулярно. Для случайного распределения ориентации волокна отклонение сегмента волокна будет ограничено соседними сегментами. Предполагается, что при усреднении по объему эффекты ограничения будут сведены на нет, в этом случае общую деформацию можно предсказать путем суммирования вкладов отдельных сегментов, взятых изолированно. Чистое осевое удлинение ($\Delta X/X$) и чистое поперечное сжатие ($\Delta Z/Z$) прогнозируются в соответствии с уравнениями (1) и (2) соответственно:

$$e_x = \frac{\Delta x}{x} = \left(\frac{16F_x}{9E_f} \right) \left(\frac{L}{D} \right)^2, \quad (1)$$

$$e_z = \frac{\Delta z}{z} = \left(-\frac{16F_z}{9E_f} \right) \left(\frac{L}{D} \right)^2, \quad (2)$$

где F_x и F_z – компоненты приложенной нагрузки; E_f – модуль волокна; L , D – длина и диаметр волокна, соответственно. Результирующая деформация волоконной матрицы приводит к изменению формы, как показано на рис. 2.

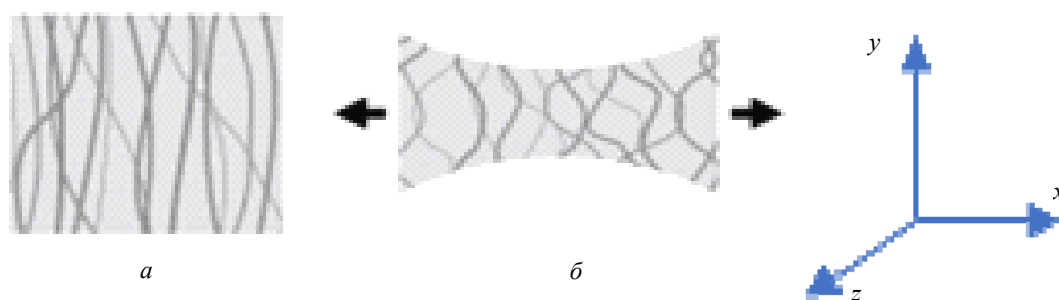


Рис. 2. Структура КЭТМ: *a* – исходная; *b* – деформированная

Fig. 2. CETM structure: *a* – initial; *b* – deformed

Прогнозируемые изменения формы, полученные с использованием уравнений (1) и (2), представлены на рис. 2 и зависят от соотношения сторон сегмента волокна, L/D . Были проведены измерения осевого удлинения для отдельной волоконной структуры, при этом соотношение сторон сегментов волокна для связанных волоконных массивов было оценено по микрофотографиям (рис. 1.) По результатам эксперимента установлено, что измеренные отклонения больше, чем предсказанные моделью, в среднем на 20–25 %. Впрочем, в данном случае не ожидается близкого согласия

с экспериментом, поскольку в действительности деформационное поведение волоконной сети является сложным, а вызванные внешним воздействием на КЭТМ изменения формы могут быть существенными. В соответствии с этим предположением электрическое сопротивление, которое является фундаментальной физической величиной, больше не является постоянным по всему образцу. В данной работе математические модели оцениваются с точки зрения электрического сопротивления, которое зависит от размера образца. При этом существенный пьезорезистивный эффект наблюдается (сопротивление меняется на порядок), когда композит подвергался одноосному растяжению или трансверсальному сжатию, что связано с перестройкой внутренней структуры конструкции и изменением характера и количества контактов электропроводящей структуры. Пьезорезистивный отклик материала можно регулировать, изменяя параметры структуры наполнителя (её анизотропию), размеры волокон (L , D), их объёмную долю в композиционном материале и жёсткость контакта между матрицей и волокнами. Анизотропия в ориентации металлических волокон приводит к анизотропии проводимости композита. Поток электрического тока через структуру КЭТМ зависит от анизотропных свойств наполнителя и различается на порядок в зависимости от того, как расположены оси большинства волокон (перпендикулярно или вдоль направления тока), что объясняет разницу в сопротивлении КЭТМ (7,6 Ом – волокна расположены параллельно направлению тока, 84 Ом – перпендикулярно). Электрическая и механическая анизотропия материала КЭТМ может быть уменьшена путем изготовления слоистого композита с осью большинства волокон каждого проводящего слоя, ориентированного в различных направлениях. Однако при этом существенно увеличивается жесткость структуры КЭТМ. Он становится похож на многослойные композиционные структуры, применяемые при создании ортотропных конструкций, обладающих высокой жесткостью. Были проведены испытания для оценки удельного сопротивления образца КЭТМ при его растяжении (рис. 3). Эти измерения были проведены с использованием четырехточечного зонда для компенсации влияния контактного сопротивления, а значения удельного сопротивления были получены путем учета геометрических изменений образца в процессе его удлинения.

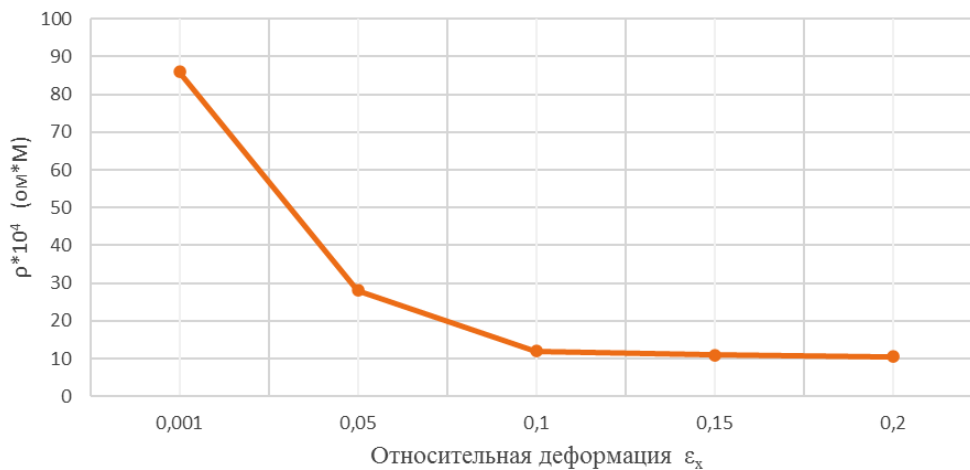


Рис. 3. Зависимость изменения сопротивления КЭТМ от величины относительной деформации при растяжении

Fig. 3. Changes in the CETM resistance from the magnitude of the relative strain under tension

Рис. 3 иллюстрирует влияние относительной деформации, возникающей при растяжении выше, описанной структуры металлических волокон, находящихся внутри силиконовой полимерной матрицы, на изменение сопротивления образца КЭТМ. Деформируемая упруго силиконовая матрица приводит к изгибу тонких податливых металлических нитей наполнителя, изменяя условия контакта отдельных волокон друг с другом, а, следовательно, и влияя на общее электрическое сопротивление исследуемого образца КЭТМ. График на рис. 3 характеризует зависимость удельного сопротивления от деформации образца, который был удлинен в направ-

лении, перпендикулярном оси большинства волокон металлического наполнителя, при этом направление тока соответствовало направлению удлинения образца. График показывает снижение удельного сопротивления с $89,0 \times 10^{-4}$ Ом*м при относительной деформации 0,001 до $10,0 \times 10^{-4}$ Ом*м, при относительной деформации равной 0,20. Последнее связано с изменением структуры материала КЭТМ, приводящей к увеличению числа контактов в структуре и их более плотной упаковке при её деформации. Проведены исследования основных структурных элементов такой системы, в частности архитектура нагревательного элемента актуатора термоактивного типа [1], основанного на использовании эластичных волокон, находящихся внутри конструктивного элемента нагревателя, выполненного из силиконового эластомера. Исследования показали, что с уменьшением диаметра волокна качество архитектуры улучшается, количество полученных контактов волокон между собой увеличивается, а длина между контактами уменьшается. Уплотнение материала структуры металлического наполнителя происходит после деформации материала, отдельного металлического волокна. При этом, благодаря пластичности зоны контакта между волокнами локализация деформации вызывает существенный изгиб волокна, выполненного из металла, в результате чего величина макроскопической деформации структуры проводящего наполнителя при заданном напряжении становится существенно больше. Было исследовано влияние начальной плотности материала на его электрические характеристики. С этой целью проведены испытания на сжатие образцов материала различной начальной плотностью (80,120 и 180 кг/м³). Несмотря на относительно невысокую электропроводность материала образца, использование стальных волокон для изготовления КЭТМ является рациональным, что связано с особенностями сочетания электрических и механических свойств такого наполнителя. Функциональная полезность такого подхода при создании деформируемого проводящего материала связана со следующими положительными качествами создаваемой структуры: а) металлические волокна обеспечивают электропроводящие пути через волоконную сеть структуры наполнителя; б) реализация высокой эластичности спутанной волоконистой структуры позволяет реализовать высокую степень деформации при нагружении без её разрушения; в) высокой модуль упругости металлических волокон позволяет создавать обратимые деформации структуры при динамическом нагружении и возвращаться к исходной геометрии КЭТМ после снятия нагрузки. Растяжимость металлической структуры КЭТМ достигается за счет изгиба отдельных тонких металлических волокон. Когда такая структура металлического наполнителя растягивается в направлении, перпендикулярном оси большинства волокон, волокна изгибаются и занимают удалённые позиции друг от друга. Жесткость при изгибе металлической структуры, предполагая, что она имеет форму стержня, определяется по формуле

$$K = \frac{EID^4}{64}, \quad (3)$$

где E – модуль упругости; I – момент инерции; EI – жесткость при изгибе, диаметр волокна равен D .

Тонкий металлический наполнитель в виде спутанных волокон был выбран, потому что жесткость при изгибе нелинейно зависит от диаметра металлического волокна и с уменьшением диаметра волокна их податливость существенно увеличивается, что благоприятно сказывается на условия функционирования такой структуры при знакопеременных нагрузках, характерных для работы актуатора, частью которого является нагреватель, выполненный из КЭТМ. В данной работе использовались металлические волокна со средним диаметром волокна ~30 мкм в качестве проводника для КЭТМ, что позволило создать проводящий композит, способный к обратимой деформации.

Разработанная структура сочетает в себе эластичность эластомеров с электропроводностью металлического проводника, создавая податливый проводящий материал, который может быть встроен в корпус деформирующейся структуры, например, мягкого робота. Предложенные решения связаны с созданием КЭТМ, способного реализовать концепцию деформируемого

эластичного нагревателя, позволяющего организовать электрический путь в любом требуемом направлении, в том числе и перпендикулярно плоскости расположения металлических волокон в эластомерной структуре. Эксперименты подтвердили, что образцы обладают высокой растяжимостью с относительным удлинением при разрыве $380 \pm 12\%$ ($n = 5$ измерения). Разрушение структуры происходило в результате расслоения между слоем эластомера и электропроводной волокнистой структурой КЭТМ. Такая устойчивость к деформации при растяжении образца превосходит требования к большинству функциональных устройств, в которых возможно использование таких элементов. Исследование образца КЭТМ на растяжение показало, что сопротивление КЭТМ незначительно изменяется при удлинении образца до 200%. Небольшое изменение сопротивления ($< 0,3$ Ом) наблюдалось, когда образец подвергали циклическому испытанию (количество циклов нагружения равно 800 при удлинении 100%). Результаты испытания показали, что, хотя сопротивление образцов менялось при начальной нагрузке ($< 1,5$ Па), это изменение снижалось при более высокой нагрузке на образец. Сопротивление КЭТМ $< 2,0$ Ом было достигнуто для всех образцов при нагрузке на сжатие $> 1,5$ Па.

Для определения теплопередачи в процессе нагрева и охлаждения НЭ была рассмотрена задача передачи тепла для волокнистой среды, ориентированной под углом θ по отношению к тепловому потоку (рис. 4). Задача рассматривается при допущении, что сплошная и дисперсная фазы (металлические волокна) имеют форму параллельных пластин (слоёв) и образуют угол θ с направлением теплового потока. Рассмотрен подход с использованием простейших моделей, система состоит из плоскопараллельных слоёв материалов, имеющих различные коэффициенты теплопроводности λ_f и λ_m для волокна и матрицы, соответственно. Процентное содержание волокон в слое равно φ . При расположении слоёв материала вдоль потока тепла теплопроводность системы будет максимальной и определяется из выражения (4)

$$\lambda_{\max} = \varphi\lambda_f + (1 - \varphi)\lambda_m. \quad (4)$$

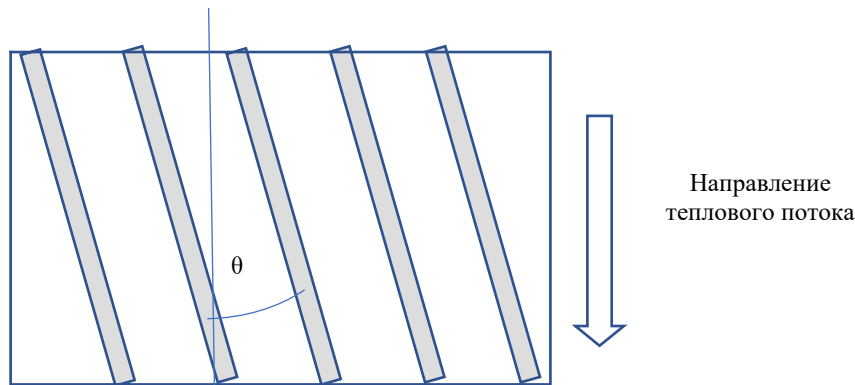


Рис. 4. Схема структуры волокнистой среды КЭТМ с заданной ориентацией

Fig. 4. Diagram of the structure of a fibrous medium of a CETM with a given orientation

В случае расположения слоёв перпендикулярно направлению теплового потока теплопроводность системы минимальна и равна

$$\lambda_{\min} = \frac{\lambda_f\lambda_m}{\varphi\lambda_m + (1 - \varphi)\lambda_f}. \quad (5)$$

В реальных структурах слои теплопроводящего материала располагаются под углом θ по отношению к тепловому потоку (рис. 4). Используя выражения (4) и (5), можно записать результирующее выражение для эффективной теплопроводности такой системы:

$$\lambda_{\text{eff}} = \sqrt{\lambda_{\max}^2 \cos^2(\theta) + \lambda_{\min}^2 \sin^2(\theta)}. \quad (6)$$

Для случая распределения волокон случайным образом использованы решения, основанные на модели двухфазной эффективной теплопроводности (модель Гамильтона) [17]:

$$\frac{\lambda_{eff}}{\lambda_m} = \frac{\alpha + (n-1) + (n-1)(\alpha-1)\varphi}{\alpha + (n-1) + (1-\alpha)\varphi}. \quad (7)$$

Здесь $\alpha = \lambda_f / \lambda_m$; n – эмпирический коэффициент формы ($n = 6$ для волокон в форме цилиндра).

При рассмотрении стохастической модели распределения волокон использовалась следующую зависимость:

$$\lambda_e = \lambda_f^\varphi \lambda_m^{1-\varphi}. \quad (8)$$

Применив подход, предложенный Толлом [18], использовано уравнение для вычисления максимальной плотности упаковки волокон без ограничений на основе статистического анализа распределения точек контакта волокна с волокном:

$$\varphi = \frac{\frac{N_0}{4}}{\frac{2}{\pi r_f f} + g + 1}, \quad (9)$$

где N_0 – количество точек контакта волокна с волокном, которое предполагается равным 8, а f и g – константы, зависящие от распределения ориентации волокна; $r_f = \frac{l_f}{d_f}$ – относительная

длина волокна зависящей от его длины l_f и диаметра d_f . Для случайного трехмерного расположения волокон уравнение (9) преобразуется в следующее:

$$\varphi = \frac{4}{r_f + 3}. \quad (10)$$

На рис. 5 представлено сравнение результатов расчёта и эксперимента по определению коэффициента эффективной теплопроводности образца КЭТМ на основе силиконового эластомера и металлических волокон при различных значениях содержания волокон φ_{max} в КЭТМ и углов ориентации волокон относительно теплового потока θ .

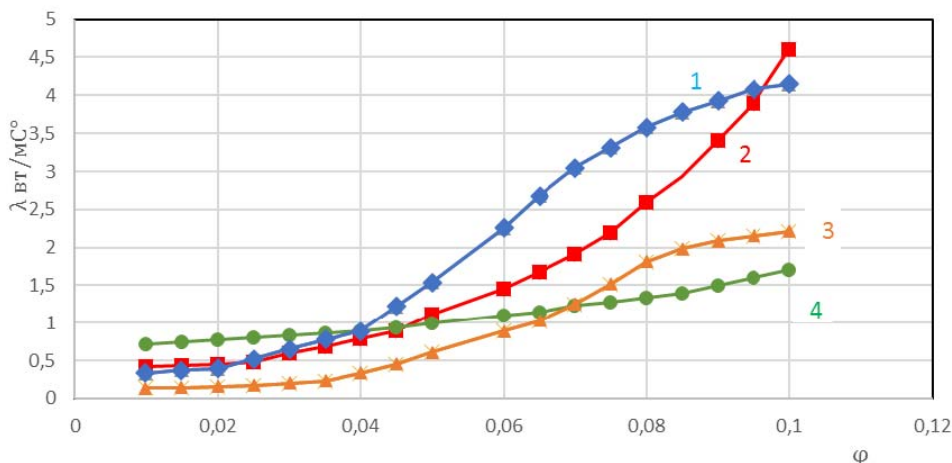


Рис. 5. Зависимость теплопроводности КЭТМ от относительного объёма волокон $\lambda_{eff} = F(\varphi)$ и угла ориентации волокна θ . Результаты экспериментальных измерений: 1 – $\theta = 0^\circ$, 3 – $\theta = 45^\circ$. Результаты расчёта: 2 – $\theta = 0^\circ$; 4 – $\theta = 45^\circ$

Fig. 5. The dependence of the thermal conductivity of the CETM on the relative volume of the fibers $\lambda_{eff} = F(\varphi)$ and the angle of orientation of the fiber – θ . Results of experimental measurements: 1 – $\theta = 0^\circ$, 3 – $\theta = 45^\circ$. Calculation results: 2 – $\theta = 0^\circ$; 4 – $\theta = 45^\circ$

Заключение

Был разработан и исследован эластично деформируемый нагревательный элемент для эластомерных актуаторов на базе силиконовых эластомеров и металлических волокон, предназначенный для использования в управляемых «интеллектуальных» композиционных конструкциях. Разработанная конструкция КЭТМ обладает низким сопротивлением электрическому току и может быть легко встроена в гибкие структуры, такие как реконфигурируемые антенны, гибкие робототехнические устройства и т. п. В отличие от обычных проводов, КЭТМ можно использовать для распределения электрического тока и потенциала по всему корпусу мягкого устройства, когда структура подвергается большим упругим деформациям (более 100 %) в процессе своего функционирования. Сочетание электропроводности, деформируемости и конформности КЭТМ позволяет создавать электрические соединения с твердыми металлическими компонентами во время их перемещения и изменения формы. Эти свойства облегчают сопряжение обычных жестких электрических элементов с мягкими устройствами, а также обеспечивают создание полностью мягких электрических устройств. Применение таких систем основе КЭТМ позволяет решить проблему создания электрических соединений для деформируемых структур с помощью эластомерного полимера. КЭТМ может быть полезным в мягкой робототехнике, где создание деформируемых электрических соединений с помощью эластомеров облегчит внедрение жестких электрических и механических компонентов в мягкие структуры. Объединение мягких приводов с электрическими компонентами на базе КЭТМ, предназначенными для встраивания в мягкие устройства, является важным шагом на пути к созданию мягких роботов, которые могут воспринимать внешнюю среду и реагировать на нее. В работе было проведено экспериментальное и теоретическое исследование кондуктивного теплообмена в эластомерной матрице с металлическим волокнистым материалом. Для теоретического исследования использовано несколько моделей приближения – Толла и Гамильтона – для расчета эффективной теплопроводности для двух направлений укладки (0° и 45°) металлических волокон в эластичной среде. С использованием сопряженного моделирования были сделаны следующие основные выводы:

1. Результаты, рассчитанные с помощью моделей Гамильтона и Толла для КЭТМ для металлических волокон, случайно распределенных в эластичной среде, удовлетворительно согласуются с результатами, полученными экспериментальным путём. Следовательно, такой подход позволяет прогнозировать эффективную теплопроводность такой структуры.

2. Эксперименты показали экспоненциальное уменьшение коэффициента теплопроводности структуры с увеличением угла между направлением теплового потока и ориентацией волокна. Предлагаемая модель не позволяет отследить такую зависимость, что указывает на необходимость её уточнения.

3. Использование подходов, основанных на многофазной модели, содержащей изолированные и проводящие волокна, позволило определить влияние объёмной доли волокон на эффективную теплопроводность композитного электро-теплопроводного материала (КЭТМ). Из представленных экспериментальных и расчётных результатов следует, что эта зависимость близка к линейной за исключением зоны с высоким содержанием металлических волокон ($\varphi > 0,06$), что указывает на нелинейность процессов образования контактов между волокнами металлического наполнителя.

Библиографические ссылки

1. White T. J., Broer D. J. Programmable and adaptive mechanics with liquid crystal polymer networks and elastomers // *Nat. Mater.* 2015. No. 14. P. 1087–1098.
2. Rich S. I., Wood R. J., Majidi C. Untethered soft robotics // *Nat. Electron.* 2018. No. 1. P. 102–112.
3. Yang C., Suo Z. Hydrogel ionotronics // *Nat. Rev. Mater.* 2018. No. 3. P. 125–142.
4. Liu Y., Pharr M., Salvatore G. A. Lab-on-skin: A review of flexible and stretchable electronics for wearable health monitoring // *ACS Nano.* 2017. No. 11. P. 9614–9635.

5. Behl M., Razzaq M. Y., Lendlein A. Multifunctional shape-memory polymers // *Adv. Mater.* 2010. No. 22. P. 3388–3410.
6. Mirvakili S. M., Hunter I. W. Artificial muscles: Mechanisms, applications, and challenges // *Adv. Mater.* 2018. No. 30. P. 1704407.
7. Jeon S.-J., Hauser A. W., Hayward R. C. Shape-morphing materials from stimuli-responsive hydrogel hybrids // *Acc. Chem. Res.* 2017. No. 50. P. 161–169.
8. Wermter H., Finkelmann H. Liquid crystalline elastomers as artificial muscles // *e-Polymers.* 2001. No. 1. P. 013.
9. Actuation of liquid crystal elastomers reprocessed with carbon nanoparticles / M. Chambers, B. Zalar, M. Remškar et al. // *Appl. Phys. Lett.* 2006. No. 89. P. 243116.
10. Nematic elastomers with aligned carbon nanotubes: New electromechanical actuators / S. Courty, J. Mine, A. R. Tajbakhsh, E. M. Terentjev // *Europhys. Lett. (EPL)*. 2003. No. 64. P. 654–660.
11. Carbon-nanotube sensitized nematic elastomer composites for IR-visible photo-actuation / J. E. Marshall, Y. Ji, N. Torras et al. // *Soft Matter*. 2012. No. 8. P. 1570–1574.
12. Liquid crystal elastomer actuators: Synthesis, alignment, and applications / R. S. Kularatne, H. Kim, J. M. Boothby, T. H. Ware // *J. Polym. Sci. Part B Polym. Phys.* 2017. No. 55. P. 395–411.
13. Shahinpoor M. “Electrically activated artificial muscles made with liquid crystal elastomers” in *Smart Structures and Materials 2000: Electroactive Polymer Actuators and Devices (EAPAD)* (International Society for Optics and Photonics. 2000. Vol. 3987. P. 187–193.
14. Reversible infrared actuation of carbon nanotube–liquid crystalline elastomer nanocomposites / L. Yang, K. Setyowati, A. Li et al. // *Adv. Mater.* 2008. No. 20. P. 2271–2275.
15. Electromechanically responsive liquid crystal elastomer nano-composites for active cell culture / A. Agrawal et al. // *ACS Macro Lett.* 2016. No. 5. P. 1386–1390.
16. Лихачёв А. Н. Исследование создания деформируемых гибких композиционных структур с изменяемой жесткостью на основе гидравлических принципов // *Актуальные проблемы защиты и безопасности : тр. XXV Всерос. науч.-практ. конф. РАРАН. Т. 1. Вооружение, военная и специальная техника.* 2022. С. 93–96.
17. Лихачёв А. Н. Экспериментально-теоретические исследования создания морфинговых композиционных конструкций на основе управляемого гибкого каркаса с изменяемой жесткостью // *Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конфер. (10–13 ноября, 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмч. ун-т. Красноярск, 2021. С. 100–101.*
18. Jagjiwanram, Singh R. Effective thermal conductivity of highly porous two-phase systems // *Applied Thermal Engineering.* 2004. Vol. 24. P. 2727–2735.
19. Toll S. Packing Mechanics of Fiber Reinforcements // *Polymer Engineering and Science.* 1998. Vol. 38, No. 8. P. 1337–1350.

References

1. White T. J., Broer D. J. Programmable and adaptive mechanics with liquid crystal polymer networks and elastomers. *Nat. Mater.* 2015, No. 14, P. 1087–1098.
2. Rich S. I., Wood R. J., Majidi C. Untethered soft robotics. *Nat. Electron.* 2018, No. 1, P. 102–112.
3. Yang C., Suo Z. Hydrogel iontronics. *Nat. Rev. Mater.* 2018, No. 3, P. 125–142.
4. Liu Y., Pharr M., Salvatore G. A. Lab-on-skin: A review of flexible and stretchable electronics for wearable health monitoring. *ACS Nano.* 2017, No. 11, P. 9614–9635.
5. Behl M., Razzaq M. Y., Lendlein A. Multifunctional shape-memory polymers. *Adv. Mater.* 2010, No. 22, P. 3388–3410.
6. Mirvakili S. M., Hunter I. W. Artificial muscles: Mechanisms, applications, and challenges. *Adv. Mater.* 2018, No. 30, P. 1704407.
7. Jeon S.-J., Hauser A. W., Hayward R. C. Shape-morphing materials from stimuli-responsive hydrogel hybrids. *Acc. Chem. Res.* 2017, No. 50, P. 161–169.

8. Wermter H., Finkelmann H. Liquid crystalline elastomers as artificial muscles. *e-Polymers*. 2001, No. 1, P. 013.
9. Chambers M., Zalar B., Remškar M. et al Actuation of liquid crystal elastomers reprocessed with carbon nanoparticles. *Appl. Phys. Lett.* 2006, No. 89, P. 243116.
10. Courty S., Mine J., Tajbakhsh A. R., Terentjev E. M. Nematic elastomers with aligned carbon nanotubes: New electromechanical actuators. *Europhys. Lett. (EPL)*. 2003, No. 64, P. 654–660.
11. Marshall J. E., Ji Y., Torras N. et al. Carbon-nanotube sensitized nematic elastomer composites for IR-visible photo-actuation. *Soft Matter*. 2012, No. 8, P. 1570–1574.
12. Kularatne R. S., Kim H., Boothby J. M., Ware T. H. Liquid crystal elastomer actuators: Synthesis, alignment, and applications. *J. Polym. Sci. Part B Polym. Phys.* 2017, No. 55, P. 395–411.
13. Shahinpoor M. “Electrically activated artificial muscles made with liquid crystal elastomers” in Smart Structures and Materials 2000: *Electroactive Polymer Actuators and Devices (EAPAD)* (*International Society for Optics and Photonics*. 2000, Vol. 3987, P. 187–193.
14. Yang L., Setyowati K., Li A. et al. Reversible infrared actuation of carbon nanotube–liquid crystalline elastomer nanocomposites. *Adv. Mater.* 2008, No. 20, P. 2271–2275.
15. Agrawal A. et al. Electromechanically responsive liquid crystal elastomer nano-composites for active cell culture. *ACS Macro Lett.* 2016, No. 5, P. 1386–1390.
16. Likhachev A. N. [Research on the creation of deformable flexible composite structures with variable stiffness based on hydraulic principles]. *Aktual'nye problemy zashchity i bezopasnosti : tr. XXV Vseross. nauch.-prakt. konf. RARAN. T. 1. Vooruzhenie, voennaya i spetsial'naya tekhnika* [Actual problems of protection and safety: tr. XXV All-Russian. scientific-practical. conf. RARAN. T. 1. Armament, military and special equipment]. 2022, P. 93–96 (In Russ.).
17. Likhachev A. N. [Experimental and theoretical studies of the creation of morphing composite structures based on a controlled flexible frame with variable stiffness]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXV Mezhdunar. nauch. konfer.* [Reshetnev readings: materials of the XXV Intern. scientific conf.]. (November 10–13, 2021, Krasnoyarsk): at 2 pm / under the general ed. Yu. Yu. Loginova; Sib. state aerospace un-t. Krasnoyarsk, 2021, P. 100–101 (In Russ.).
18. Jagjiwanram, Singh R. Effective thermal conductivity of highly porous two-phase systems. *Applied Thermal Engineering*. 2004, Vol. 24, P. 2727–2735.
19. Toll S. Packing Mechanics of Fiber Reinforcements. *Polymer Engineering and Science*. 1998, Vol. 38, No. 8, P. 1337–1350.

© Лихачев А. Н., 2023

Лихачёв Алексей Николаевич – доктор технических наук, доцент, директор НОЦ КМК; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: alikhachev@yandex.ru.

Likhachev Alexey Nikolaevich – Dr. Sc., Associate Professor, Director of REC CMC; Baltic State Technical University “VOENMEH” named after D. F. Ustinov. E-mail: alikhachev@yandex.ru.

УДК 620.1:669.295

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-188-194

Для цитирования: Руденко М. С., Гирн А. В., Михеев А. Е., Тайгин В. Б. Лазерная обработка титановых сплавов для увеличения прочности клеевого соединения с углепластиком // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 188–194. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-188-194.

For citation: Rudenko M. S., Girn A. V., Mikheev A. E., Taigin V. B. [Laser processing of titanium alloys to increase the strength of adhesive joint with cfrp]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 188–194. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-188-194.

Лазерная обработка титановых сплавов для увеличения прочности клеевого соединения с углепластиком

М. С. Руденко^{1*}, А. В. Гирн¹, А. Е. Михеев¹, В. Б. Тайгин²

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

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

*E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru

Титановые сплавы являются трудносклеиваемыми материалами, по причине того, что на их поверхности всегда присутствует тонкая оксидная пленка, препятствующая образованию межатомных и межмолекулярных связей между клеем и подложкой. В силовых конструкциях космических аппаратов (КА) часто используют клеевое соединение титанового сплава с композиционным материалом. Но прочность таких узлов относительно мала по сравнению с механическим соединением. Цель данной работы заключается в увеличении прочности клеевого соединения за счет лазерной обработки рабочей поверхности титанового сплава под склейку. Текстурирование поверхности титанового сплава ОТ-4 проводилось на иттербиевом импульсном волоконном лазере на 4 режимах обработки. Обработанная поверхность склеивалась с углепластиком КМУ-4 по площади 300 мм² трехкомпонентным клеем ВК-9. Испытание на прочность клеевого соединения проводилось на разрывной машине Eurotest T-50 и показало, что прочность образцов с лазерной обработкой увеличилась более чем на 80 % относительно среднего значения механического шлифования. Наибольшее значение прочности на сдвиг показали образцы с лазерной обработкой № 1 и 3. Это связано с увеличением площади склеивания поверхности, а также механическим запиранием клея в микрорельефе структуры. Увеличение прочности на сдвиг, вызванное лазерной обработкой поверхности, представляет собой смешанный эффект увеличения площади поверхности, механического запирания клея и изменения химического состава поверхности. Химический состав структуры поверхности под воздействием лазерного сканирования постепенно трансформируется из Ti и Ti₂O₃ в кристаллический TiO₂. Характер разрушения клеевого соединения у образцов с лазерной обработкой преимущественно когезионный, но также наблюдались образцы с разрушением материала углепластика, т. е. сдвиговые напряжения в композиционном материале превосходили адгезионную прочность. Влияние предварительной обработки композиционного материала на прочность клеевого соединения в этой работе не рассматривалось.

Ключевые слова: лазерная обработка, прочность клеевого соединения, титановый сплав, углепластик.

Laser processing of titanium alloys to increase the strength of adhesive joint with cfrp

M. S. Rudenko^{1*}, A. V. Girn¹, A. E. Mikheev¹, V. B. Taigin²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabockii prospect, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
²JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru

Titanium alloys are hard-to-bond materials due to the fact that a thin oxide film is always present on their surface, which prevents the formation of interatomic and intermolecular bonds between the adhesive and the substrate. In the load-bearing structures of spacecraft (SC), an adhesive bond between a titanium alloy and a composite material is often used. But the strength of such knots is relatively small compared to the mechanical connection. The purpose of this work is to increase the strength of the adhesive joint, due to laser processing of the working surface of the titanium alloy for gluing. Texturing of the surface of the titanium alloy OT-4 was carried out on an ytterbium pulsed fiber laser in 4 processing modes. The treated surface was glued with KMU-4 carbon fiber over an area of 300 mm² using a VK-9 three-component adhesive. The adhesive strength test was carried out on a Eurotest T-50 tensile tester. The test showed that the strength of the laser-treated samples increased by more than 80% relative to the average value of mechanical grinding. The highest value of shear strength was shown by samples with laser processing No. 1 and No. 3. This is due to the greatest increase in the area of bonding of the surface, as well as the mechanical locking of the adhesive in the microrelief of the structure. The increase in shear strength caused by laser surface treatment is a mixed effect of increasing surface area, mechanically locking the adhesive, and changing the surface chemistry. The chemical composition of the surface structure under the influence of laser scanning is gradually transformed from Ti and Ti₂O₃ to crystalline TiO₂. The nature of the destruction of the adhesive joint in the samples with laser processing is predominantly cohesive, but samples with the destruction of the carbon fiber material were also observed, that is, the shear stress in the composite material exceeded the adhesive strength. The effect of pretreatment of the composite material on the strength of the adhesive joint was not considered in this work.

Keywords: laser processing, adhesive strength, titanium alloy, carbon fiber.

Введение

Титановые сплавы широко используют в качестве элементов крепления, шарниров, силовых элементов в космическом аппарате (КА). В частности, титановые сплавы используются для создания неразъёмных клеевых соединений углепластиковых конструкций. Поскольку традиционные методы соединения (сварка, пайка), применяемые для металлических деталей, не могут быть использованы для деталей из композиционных материалов (КМ) или усложняют конструкцию (резьбовые, клепанные соединения и др.) [1–3], КМ приклеивают к металлическим элементам, через которые обеспечивается соединение. На рис. 1 представлен фитинг замка зачехловки КА, который представляет собой клеевую пару «титан – углепластик».

Несмотря на видимые преимущества клевого соединения, прочность таких узлов довольно низкая. Это связано с тем, что титановые сплавы относятся к трудносклеиваемым материалам, так как на поверхности сплава всегда находится тонкая оксидная пленка, которая препятствует образованию межатомных и межмолекулярных связей между клеем и подложкой. Увеличить адгезионную прочность титановых сплавов можно с помощью предварительной обработки перед склеиванием. Методы обработки титана для увеличения адгезионной прочности при склеивании рассмотрены в работах [4; 5]. Лазерная обработка является перспективным методом увеличения адгезионной прочности титанового сплава [6]. Данный метод обладает высокой производительностью и стабильностью свойств обработанной поверхности, а также, в отличие от химических

методов обработки поверхности, экологической чистотой процесса. В работах [7–11] рассмотрены механизмы лазерной обработки на металлах (Al, Ti) лазерами различных типов.

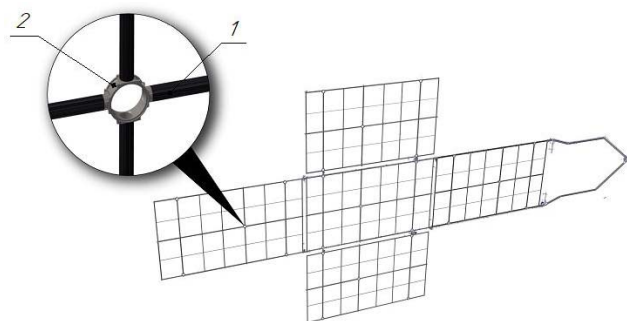


Рис. 1. Механическое устройство батареи солнечной:
1 – силовой трубчатый элемент (углепластик); 2 – фитинг (титановый сплав)

Fig. 1. Mechanical device of solar battery:
1 – power tubular element (carbon fiber); 2 – fitting (titanium alloy)

Ранее были проведены исследования [12; 13], где определялось влияние метода обработки поверхности титанового сплава на прочность клеевого соединения пары «титан – титан». Было выявлено, что лазерная абляция поверхности положительно влияет на адгезионную прочность поверхности титанового сплава.

Эксперимент

В данном исследовании использовались образцы титанового сплава ОТ-4 размерами 70×20×2 мм и образцы двунаправленного углепластика КМУ-4 размерами 70×20×2 мм. Образцы склеивались трехкомпонентным клеем ВК-9 (ОСТ 1-90281–86) внахлест. Склеивание проводилось согласно ОСТ 92-0949-74. Площадь клеевого соединения $S = 300 \text{ мм}^2$. Для обеспечения статистической надежности испытывалась партия из 5 образцов. Геометрические размеры образца для испытаний представлены на рис. 2.

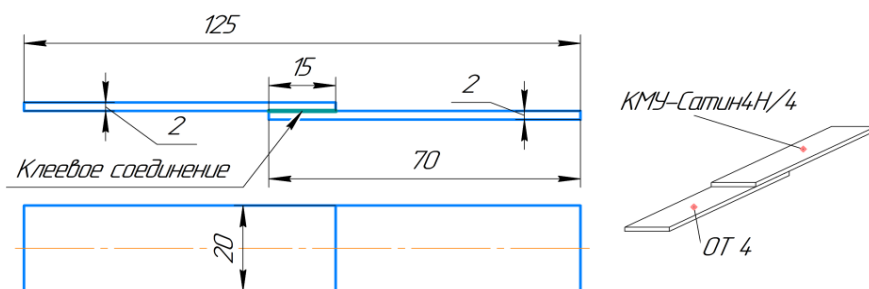


Рис. 2. Геометрические размеры образца клеевого соединения титана с углепластиком

Fig. 2. Geometrical dimensions of the sample of adhesive joint of titanium with carbon fiber

Для определения прочности клеевого соединения пары «титан – углепластик» проводились испытания на сдвиг (англ. Single-Lap Shear Test). Механическое испытание проводилось через 24 ч после склеивания на универсальной разрывной машине (Eurotest T-50, S.A.E.IBERTEST, Испания) со скоростью 5 мм/мин.

Лазерная обработка поверхности проводилась на иттербиевом импульсном волоконном лазере (IPG, YLPM-1 – 4×200-20-20). В предыдущем исследовании [13] выявлены характерные текстуры поверхности, которые были взяты за основу в этой работе. Режимы лазерной обработки представлены в табл. 1. Длина волны лазера 1,064 мкм, частота следования импульсов 40

кГц, энергия в импульсе 0,5 мДж. Схема перемещения лазерного луча является двунаправленной штриховкой по одной оси. Микроструктура поверхности титанового сплава в зависимости от режима обработки представлена на рис. 3.

Таблица 1

Параметры лазерной обработки поверхности титанового сплава

№ режима	1	3	12	13
Мощность лазера, Вт	10	20	20	10
Скорость обработки, мм/с	200	200	200	400
Количества полос на 1 мм	15	15	25	25

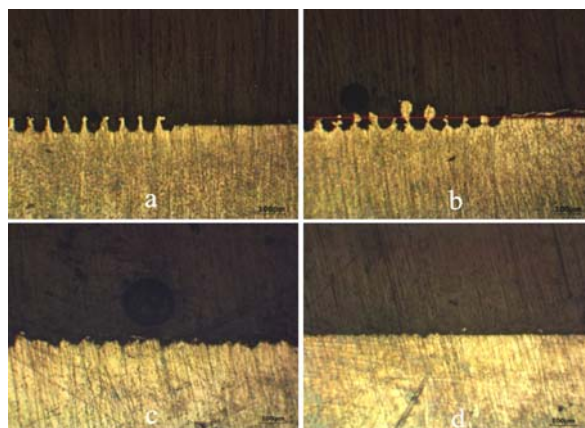


Рис. 3. Микроструктура поверхности титана при лазерной обработке:
a – режим № 1; *b* – режим № 3; *c* – режим № 12; *d* – режим № 13

Fig. 3. The microstructure of the titanium surface during laser processing:
a – mode № 1; *b* – mode № 3; *c* – mode № 12; *d* – mode № 13

Для сравнения, были изготовлены и испытаны на сдвиг образцы с механическими методами обработки поверхности титанового сплава: ручное шлифование поверхности в двух направлениях и с пескоструйной обработкой. Шероховатость обработанной поверхности измеряли профилометром (TR110, TIME Group Inc., Китай). Результаты шероховатости поверхности представлены в табл. 2. Среднее значение шероховатости углепластика составляет 0,85 мкм.

На рис. 4 представлены результаты средних значений прочности на сдвиг клеевых соединений.

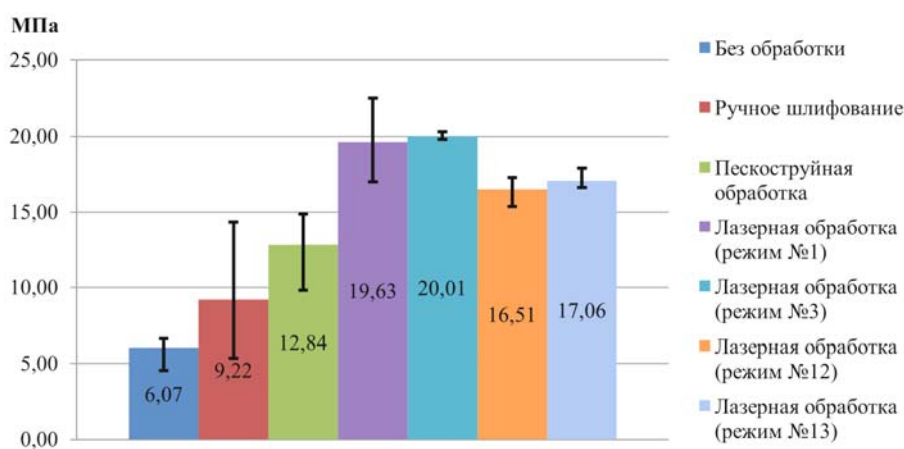


Рис. 4. Результаты испытаний прочности образцов на сдвиг

Fig. 4. Results of testing the strength of specimens for shear

**Значение шероховатости поверхности титанового сплава
с разными методами обработки перед склеиванием**

Метод обработки	Ti без обработки	Ручное шлифование	Пескоструйная обработка	Лазерная обработка, режим № 1	Лазерная обработка, режим № 3	Лазерная обработка, режим № 12	Лазерная обработка, режим № 13
Ra, мкм	0,78	1,23	1,15	6,5	9,65	5,37	1,76

Результаты и обсуждения

По рис. 2 видно, что лазерная обработка поверхности титанового сплава благоприятно влияет на прочность клеевого соединения пары «титан – углепластик». Если сравнивать результаты, то лазерная обработка увеличила прочность более чем на 160 % по сравнению с необработанной поверхностью. Так как на производстве перед склеиванием металла и композиционного материала металл механически обрабатывается для увеличения площади сцепления, будет правильней сравнивать прочность образцов с лазерной обработкой со значением образцов с ручным шлифованием. Следовательно, прочность образцов с лазерной обработкой увеличилась более чем на 80 % относительно среднего значения механического шлифования.

Наибольшее значение прочности на сдвиг показали образцы с лазерной обработкой № 1 и 3. Это связано с наибольшим увеличением площади склеивания поверхности, а также механического запираания клея в микрорельефе структуры. Режим № 13, имея незначительное увеличение площади поверхности, что видно из шероховатости поверхности, показал значительный прирост прочности клеевого соединения. Это значит, что улучшение прочности на сдвиг, вызванное лазерной обработкой поверхности, представляет собой смешанный эффект увеличения площади поверхности, механического запираания клея и изменения химического состава поверхности. Химический состав структуры поверхности под воздействием лазерного сканирования постепенно трансформируется из Ti и Ti₂O₃ в кристаллический TiO₂. Лазерная обработка способствует превращению металлических элементов и оксидов с низкой валентностью в оксид с высокой валентностью [14; 15], что способствует связи клея и поверхности.

Характер разрушения клеевого соединения у образцов с лазерной обработкой преимущественно когезионный, но также наблюдались образцы с разрушением материала углепластика, т. е. сдвиговые напряжения в композиционном материале превосходили адгезионную прочность. Характер разрушения у образцов без обработки, с ручной шлифовкой и пескоструйной обработкой показал адгезионное и смешанное разрушение. Стоит отметить, что испытания образцов с ручной шлифовкой показали сильный разброс значений, что указывает на малую надежность данного метода склеивания.

Если сравнивать результаты предыдущего исследования [5] с представленными, то можно наблюдать уменьшение прочности клеевого соединения у одинаковых режимов лазерной обработки на 25 %, что связано с влиянием подготовки углепластика перед склеиванием.

Заключение

Исследование показало, что лазерная обработка поверхности титанового сплава перед склеиванием с углепластиком увеличивает клеевую прочность более чем на 80 %, по сравнению с современной технологией склеивания (механическая обработка). Наибольший показатель прочности показали образцы с режимами обработки, которые обеспечивают наибольшую площадь склеивания (режим № 1 и 3).

Библиографические ссылки

1. The influence of surface treatment on the tensile properties of carbon fiber-reinforced epoxy composites-bonded joints / G. Yang, T. Yang, W. Yuan, Y. Du // Composites Part B. 2019. Vol. 160. P. 446–456.
2. Molitor T. Young. Investigations into the use of excimer laser irradiation as a titanium alloy surface treatment in a metal to composite adhesive bond // International Journal of Adhesion & Adhesives. 2004. Vol. 24. P. 127–134.

3. Способ подготовки поверхности металлических фитингов к склеиванию с трубами из композиционных материалов / В. Е. Ануфриенко, М. В. Волков, И. О. Надеин, А. А. Филипов // Решетневские чтения: материалы XXVI Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2022. Ч. 1. С. 6–8.
4. Сибилева С. В., Каримова С. А. Обработка поверхности титановых сплавов для обеспечения адгезионных свойств (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2013. № S2. С. 25–35.
5. Laser ablation surface preparation for adhesive bonding of carbon fiber reinforced epoxy composites / L. Palmieri Frank, A. Belcher Marcus, J. Christopher et al. // International Journal of Adhesion & Adhesives. 2016. Vol. 68. P. 95–101.
6. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification / E. G. Baburaj, D. Starikov, J. Evans et al. // Int. J. Adhes. Adhes. 2007. Vol. 27. P. 268–276.
7. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review / Junying Mina, Hailang Wana, Blair E. Carlson et al. // Optics and Laser Technology. 2020. Vol. 128. P. 106188.
8. Nanosecond laser ablation for improving the strength of CFRTP and aluminum alloy adhesively bonded joints / Ziwei Feng, Hongyun Zhao, Caiwang Tan et al. // Composite Structures. 2021. Vol. 274. P. 114369.
9. Moroni F., Musiari F., Favi C. Influence of the laser ablation surface pre-treatment over the ageing resistance of metallic adhesively bonded joints // International Journal of Adhesion & Adhesives. 2021. Vol. 105, P. 102764.
10. Effect of laser spot overlap ratio on surface characteristics and adhesive bonding strength of an Al alloy processed by nanosecond pulsed laser / H. Wan, J. Min, J. Lin et al. // Journal of Manufacturing Processes. 2021. Vol. 62. P. 555–565.
11. Controllable hydrophilic titanium surface with micro-protrusion or micro-groove processed by femtosecond laser direct writing / W. He, P. Yao, D. Chu et al. // Optics and Laser Technology. 2022. Vol. 152. P. 108282. Doi: 10.1016/j.optlastec.2022.108082.
12. Способы повышения адгезии клевого соединения титанового сплава / М. С. Руденко, С. В. Марченко, Д. В. Раводина и др. // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2021. Ч. 1. С. 52–54.
13. Влияние лазерной обработки поверхности титановых образцов на адгезионную прочность клеевых соединений / А. В. Гирн, М. С. Руденко, В. Б. Тайгин и др. // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6, № 2. С. 90–99. Doi: 10.26732/j.st.2022.2.03
14. Study on the surface properties and biocompatibility of nanosecond laser patterned titanium alloy / Y. Wang, M. Zhang, K. Li et al. // Optics and Laser Technology. 2021. Vol. 139. P. 106987.
15. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser // Y. Wang, J. Zhang, K. Li, J. Hu // Journal of Materials Science & Technology. 2021. Vol. 94. P. 136–146.

References

1. Yang G., Yang T., Yuan W., Du Y. The influence of surface treatment on the tensile properties of carbon fiber-reinforced epoxy composites-bonded joints. *Composites Part B*. 2019, Vol. 160, P. 446–456.
2. Molitor T. Young. Investigations into the use of excimer laser irradiation as a titanium alloy surface treatment in a metal to composite adhesive bond. *International Journal of Adhesion & Adhesives*. 2004, Vol. 24, P. 127–134.
3. Anufrienko V. E., Volkov M. V., Nadein I. O., Filipov A. A. [A method of preparing the surface of metal fittings for gluing with pipes made of composite materials]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVI Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings: materials of the XXVI Intern. scientific-practical. conf.]. Krasnoyarsk, 2022, No. 1, P. 6–8 (In Russ.).
4. Sibileva S. V., Karimova S. A. [Surface treatment of titanium alloys to ensure adhesion properties (review)]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*. 2013, No. S2, P. 25–35 (In Russ.).
5. Frank L. Palmieri, Marcus A. Belcher, Christopher J. et al. Laser ablation surface preparation for adhesive bonding of carbon fiber reinforced epoxy composites. *International Journal of Adhesion & Adhesives*. 2016, Vol. 68, P. 95–101.
6. Baburaj E. G., Starikov D., Evans J., Shafeev G. A., Bensaoula A. Enhancement of adhesive joint strength by laser surface modification. *Int. J. Adhes. Adhes.* 2007, Vol. 27, P. 268–276.

7. Junying Mina, Hailang Wana, Blair E. Carlson et al. Application of laser ablation in adhesive bonding of metallic materials: A review. *Optics and Laser Technology*. 2020, Vol. 128, P. 106188.
8. Ziwei Feng, Hongyun Zhao, Caiwang Tan et al. Nanosecond laser ablation for improving the strength of CFRTP and aluminum alloy adhesively bonded joints. *Composite Structures*. 2021, Vol. 274, P. 114369.
9. Moroni F., Musiari F., Favi C. Influence of the laser ablation surface pre-treatment over the ageing resistance of metallic adhesively bonded joints. *International Journal of Adhesion & Adhesives*. 2021, Vol. 105, P. 102764.
10. Hailang Wan, Junying Min, Jianping Lin et al. Effect of laser spot overlap ratio on surface characteristics and adhesive bonding strength of an Al alloy processed by nanosecond pulsed laser. *Journal of Manufacturing Processes*. 2021, Vol. 62, P. 555–565.
11. Wanying He, Peng Yao, Dongkai Chu et al. Controllable hydrophilic titanium surface with micro-protrusion or micro-groove processed by femtosecond laser direct writing. *Optics and Laser Technology*. 2022, Vol. 152, P. 108282.
12. Rudenko M. S., Marchenko S. V., Ravodina D. V., Girn A. V., Mikheev A. E. [Methods for increasing the adhesion of a titanium alloy adhesive joint]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXV Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev Readings: Materials of the XXV Intern. scientific-practical. conf.]. Krasnoyarsk, 2021, No. 1, P. 52–54 (In Russ.).
13. Girn A. V., Rudenko M. S., Taygin V. B., Mikheev A. E., Ravodina D. V. [Effect of laser surface treatment of titanium samples on the adhesive strength of adhesive joints]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2022, Vol. 6, No. 2, P. 90–99. Doi: 10.26732/j.st.2022.2.03 (In Russ.).
14. Yifei Wang, Meiju Zhang, Kangmei Li et al. Study on the surface properties and biocompatibility of nanosecond laser patterned titanium alloy. *Optics and Laser Technology*. 2021, Vol. 139, P. 106987.
15. Yifei Wang, Jing Zhang, Kangmei Li, Jun Hu. Surface characterization and biocompatibility of isotropic microstructure prepared by UV laser. *Journal of Materials Science & Technology*. 2021, Vol. 94, P. 136–146.

© Руденко М. С., Гирн А. В., Михеев А. Е., Тайгин В. Б., 2023

Руденко Михаил Сергеевич – старший преподаватель кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Тайгин Виталий Борисович – начальник сектора отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: taygin@iss-reshetnev.ru.

Rudenko Mikhail Sergeevich – Senior Lecturer of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rudenko_ms@sibsau.ru.

Girn Alexey Vasilievich – Cand. Sc., Associate Professor, Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Mikheev Anatoly Egorovich – Dr. Sc., Professor, Head of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: michla@mail.ru.

Taygin Vitaly Borisovich – head of the sector of the department for the development of antenna systems and the assembly of payloads of spacecraft; JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: taygin@iss-reshetnev.ru.

УДК 537.312:538.911'956

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-195-203

Для цитирования: Влияние магнитного поля на диэлектрические характеристики в сульфиде марганца, замещенного тулием / Харьков А. М., Аплеснин С. С., Коновалов С. О. и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 195–203. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-195-203.

For citation: Kharkov A. M., Aplesnin S. S., Konovalov S. O. et al. [Influence of magnetic field on the dielectric characteristics in manganese sulfide substituted with thulium]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 195–203. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-195-203.

Влияние магнитного поля на диэлектрические характеристики в сульфиде марганца, замещенного тулием

А. М. Харьков, С. С. Аплеснин, С. О. Коновалов, А. Н. Павлова, О. С. Никитинский

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

Исследуются свойства твердого раствора сульфида марганца, замещенного тулием, приготовленного плавлением исходных чистых образцов сульфида марганца и сульфида тулия. Проведен рентгеноструктурный анализ. Определена гранецентрированная кубическая решетка, найдено уменьшение интенсивности пиков. Проведены измерения диэлектрической проницаемости в интервале частот $10\text{--}10^6$ Гц и температур $300\text{--}500$ К в магнитных полях до 12 кЭ в твердых растворах $Tm_xMn_{1-x}S$ ($0 < x < 0,15$). Из частотной зависимости диэлектрической проницаемости найдено время релаксации и механизм релаксации дипольных моментов. Исключен ток утечки, оценен вклад миграционной поляризации, обусловленной зарядами в области с химическим фазовым расслоением. Действительная и мнимая компоненты диэлектрической проницаемости образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ описываются в модели Дебая. Максимум мнимой компоненты диэлектрической проницаемости смещается в сторону высоких частот при нагревании и время релаксации описывается функцией Аррениуса. Диэлектрические потери вызваны электрон-фононным взаимодействием. Найдена частота кроссовера от Дебаевской релаксации к релаксационной проводимости, связанной с поглощением и испусканием фононов. Частота кроссовера растет при нагревании образца по степенному закону. В магнитном поле диэлектрическая проницаемость уменьшается и наибольшее изменение $2,5\%$ достигается при $T = 450$ К. При остальных температурах магнетоемкость не превышает $0,5\%$. Смещение максимума мнимой компоненты диэлектрической проницаемости к низким частотам в магнитном поле приводит к изменению знака диэлектрических потерь с положительного на отрицательное. Установлено качественное отличие $\varepsilon(\omega)$ в окрестности концентрации протекания ионов тулия по ГЦК решетке, где диэлектрическая проницаемость не описывается в модели Дебая и магнетоемкость отсутствует. Определен механизм снижения диэлектрических потерь в магнитном поле.

Ключевые слова: диэлектрическая проницаемость, время релаксации, модель Дебая, магнетоемкость.

Influence of magnetic field on the dielectric characteristics in manganese sulfide substituted with thulium

A. M. Kharkov, S. S. Aplesnin, S. O. Konovalov, A. N. Pavlova, O. S. Nikitinskiy

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

The properties of a solid solution of thulium-substituted manganese sulfide prepared by melting the initial pure samples of manganese sulfide and thulium sulfide are studied. X-ray diffraction analysis was carried out. The face-centered cubic lattice is determined, and the decrease in the intensity of the peaks is found. Dielectric permittivity was measured in the frequency range 10^2 – 10^6 Hz and temperatures 300–500 K in magnetic fields up to 12 kOe in $Tm_xMn_{1-x}S$ solid solutions ($0 < x < 0,15$). From the frequency dependence of the permittivity, the relaxation time and the relaxation mechanism of the dipole moments are found. The leakage current is excluded, and the contribution of migration polarization due to charges in the region with chemical phase separation is estimated. The real and imaginary components of the permittivity of $Tm_xMn_{1-x}S$ samples are described in the Debye model. The maximum of the imaginary component of the permittivity shifts towards higher frequencies upon heating, and the relaxation time is described by the Arrhenius function. Dielectric losses are caused by electron-phonon interaction. The frequency of the crossover from Debye relaxation to relaxation conduction associated with the absorption and emission of phonons is found. The crossover frequency increases as the sample is heated according to a power law. In a magnetic field, the permittivity decreases and the largest change of 2.5 % is achieved at $T = 450$ K. At other temperatures, the magnetocapacitance does not exceed 0.5 %. The shift of the maximum of the imaginary component of the permittivity to low frequencies in a magnetic field leads to a change in the sign of dielectric losses from positive to negative. A qualitative difference in $\varepsilon(\omega)$ is established in the vicinity of the concentration of thulium ion flow through the FCC lattice, where the permittivity is not described in the Debye model and there is no magnetocapacitance. The mechanism for reducing dielectric losses in a magnetic field is determined.

Keywords: permittivity, relaxation time, Debye model, magnetocapacitance.

Введение

В космических аппаратах электроника функционирует в экстремальных условиях, где изменения температур происходят в интервале сотни градусов. Необходимо найти материалы, например, на основе мультиферроиков, которые смогут проявить стабильность работы в этих условиях.

Материалы, в которых проявляется взаимосвязь магнитных и электрических свойств [1–4], магнитоэлектрики и мультиферроики [5–8], представляют интерес как с фундаментальной, так и прикладной точек зрения. Особое внимание привлекают материалы, обнаруживающие магнитоэлектрические свойства в области комнатных и более высоких температур в связи с практическим применением в микроэлектронике для записи и хранения информации. К таким изученным материалам относится феррит висмута $BiFeO_3$ [9–11]. Эффект гигантской магнетоемкости наблюдался в $LuFe_2O_4$ [12] при комнатной температуре и объясняется флуктуацией заряда с разной величиной спина в ионах Fe^{2+} и Fe^{3+} в результате снятия вырождения между двумя типами зарядового порядка внешним магнитным полем.

Магнетоемкость в электрически неоднородной среде может быть обусловлена эффектом Максвелла – Вагнера [13] в результате тензорного характера взаимодействия носителей тока с магнитным и электрическим полем и смешивания продольных и поперечных компонент проводимости. В модели магнетоемкость положительна при условии, что размер электрической неоднородности на порядок превышает длину свободного пробега электрона, время измерения $1/\omega$ превышает время рассеяния и матрица является диэлектрической [14].

Как изменится магнетоемкость в электрически неоднородных полупроводниках с компенсацией заряда областей с химическим фазовым расслоением, остается неясным. В этом случае необходимо учитывать подвижность электронов и дырок, кулоновское взаимодействие и рекомбинацию зарядов. В твердых растворах $Tm_xMn_{1-x}S$ выше комнатной температуры обнаружен магнитоимпеданс, в частности, рост реактивного сопротивления в магнитном поле. Этот эффект может быть обусловлен изменением емкости и индуктивности образца под действием магнитного поля [15; 16].

Цель исследования – установить тип электрической поляризации, механизм релаксации, влияние магнитного поля на диэлектрические характеристики и диэлектрические потери при

электронном допировании полупроводников в зависимости от размера электрической неоднородности, которая определяется концентрацией замещения разновалентных ионов.

Результаты и обсуждение

Твердые растворы $Tm_xMn_{1-x}S$ ($0 < x < 0,15$) приготовлены методом плавления исходных поликристаллических сульфидов марганца и сульфидов тулия [16]. Рентгеноструктурный анализ, выполненный на установке ДРОН-3, установил кубическую решетку типа NaCl. На рис. 1 представлена дифракционная картина твердого раствора $Tm_xMn_{1-x}S$. С ростом концентрации замещения марганца ионами тулия интенсивность пиков уменьшается, что связано с некогерентным рассеянием.

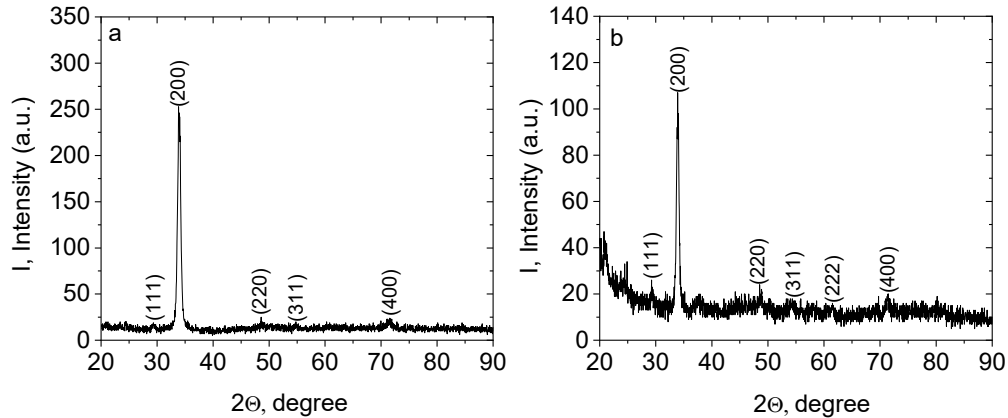


Рис. 1. Рентгенограммы твердых растворов $Tm_xMn_{1-x}S$ для концентраций $x = 0,05$ (a), $x = 0,1$ (b)

Fig. 1. X-ray diffraction patterns of the $Tm_xMn_{1-x}S$ solid solutions for concentrations $x = 0.05$ (a), $x = 0.1$ (b).

Диэлектрическая проницаемость и диэлектрические потери определены из измерения емкости и тангенса угла потерь, измеренных на приборе АМ-3028, компонентный анализатор в диапазоне частот 10^2 – 10^6 Гц при температурах 300–500 К. Магнитоемкость образца определялась как

$$\Delta\varepsilon = \frac{C(H) - C(0)}{C(0)}, \quad (1)$$

где $C(H)$ – емкость образца, измеренного в магнитном поле $H = 12$ кЭ, приложенном параллельно пластинам конденсатора; $C(0)$ – емкость без магнитного поля. Для исключения токов утечки между образцом и пластинами конденсатора помещалась слюда, толщиной несколько микрометров.

Из частотной зависимости диэлектрической проницаемости можно оценить время релаксации и механизм релаксации дипольных моментов [17–19]. Исключение тока утечки позволит оценить вклад миграционной поляризации, обусловленной зарядами в области с химическим фазовым расслоением и размером этой области при приближении к точке протекания ионов тулия по решетке.

На рис. 2 представлены частотные зависимости реальной и мнимой части диэлектрической проницаемости от температуры. На частотной зависимости $\varepsilon(\omega)$ можно выделить две области частот: низкочастотную $\omega < \omega_c$ и высокочастотную $\omega > \omega_c$. В низкочастотной области $\varepsilon(\omega)$ описывается соотношением Дебая с максимумом диэлектрических потерь:

$$\text{Re}(\varepsilon) = \varepsilon_0 + \frac{\chi_0}{1 + (\omega\tau_c)^2}, \quad (2)$$

$$\text{Im}(\varepsilon) = \frac{\chi_0\omega\tau_c}{1 + (\omega\tau_c)^2}, \quad (3)$$

где ϵ_0 – высокочастотный вклад в проницаемость; χ_0 – статическая восприимчивость диполей. Максимум $\text{Im}(\epsilon(\omega))$ смещается в сторону высоких частот при нагревании и время релаксации, найденное из соотношения $\omega\tau_c = 1$, описывается функцией Аррениуса $\tau = \tau_0 \exp(\Delta E/kT)$, где ΔE – энергия активации, $\Delta E = 0,55$ эВ. В области высоких частот $\omega > \omega_c$ комплексная диэлектрическая проницаемость линейно зависит от частоты.

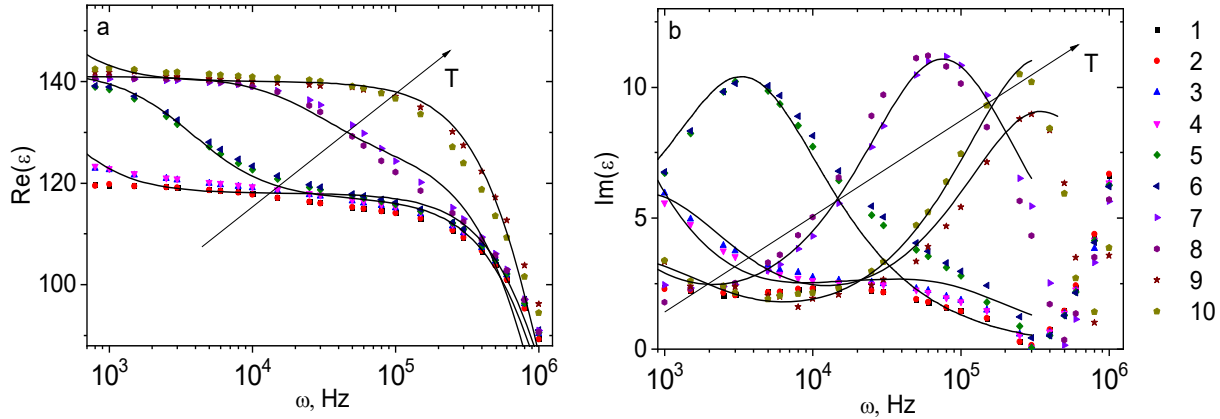


Рис. 2. Действительная $\text{Re}(\epsilon)$ (a) и мнимая $\text{Im}(\epsilon)$ (b) компоненты диэлектрической проницаемости образца $\text{Tm}_{0,05}\text{Mn}_{0,95}\text{S}$ без поля $H = 0$ кЭ при температурах $T = 300$ (1), 350 (3), 400 (5), 450 (7), 500 (9) К и в магнитном поле $H = 8$ кЭ при температурах $T = 300$ (2), 350 (4), 400 (6), 450 (8), 500 (10) К на частоте ω . Диэлектрическая проницаемость в модели Дебая (сплошная линия) (a, b)

Fig. 2. The real $\text{Re}(\epsilon)$ (a) and imaginary $\text{Im}(\epsilon)$ (b) parts of the permittivity of the sample $\text{Tm}_{0,05}\text{Mn}_{0,95}\text{S}$ without field $H = 0$ kOe at temperatures $T = 300$ (1), 350 (3), 400 (5), 450 (7), 500 (9) K and in magnetic field $H = 8$ kOe at temperatures $T = 300$ (2), 350 (4), 400 (6), 450 (8), 500 (10) K on the frequency ω . The permittivity in the Debye model (solid line) (a, b)

Диэлектрические потери вызваны электрон-фононным взаимодействием. Мнимая часть диэлектрической проницаемости связана с вещественной частью оптической проводимости σ соотношением $\text{Im}(\epsilon) = \sigma/\omega$. В неупорядоченных полупроводниках с прыжковым типом проводимости может реализоваться резонансный и релаксационный механизм проводимости. Если энергия кулоновского отталкивания электронов, расположенных на расстоянии R , меньше тепловой энергии $e^2/\epsilon R \ll kT$, то превалирует релаксационная оптическая проводимость [20]:

$$\sigma(\omega) = \frac{1}{3} \pi^2 e^2 a g^2 h \omega^2 R^4, \quad (4)$$

где a – радиус локализации электрона; g – электронная плотность состояний на уровне Ферми. В этом случае $\text{Im}(\epsilon) = A\omega$. Частота кроссовера ω_c от Дебаевской релаксации к релаксационной проводимости, связанной с поглощением и испусканием фононов, обусловлена радиусом локализации электрона и электронной плотностью состояний g . Если предположить, что электрон локализован в области химического фазового расслоения, созданного ионами тулия, и радиус локализации не зависит от температуры, то рост ω_c выше 400 К связан с увеличением электронной плотности состояний на уровне химпотенциала $g \sim T^2$.

В магнитном поле время Дебаевской релаксации увеличивается, точка перегиба $\text{Re}(\epsilon)$ и максимум $\text{Im}(\epsilon)$ смещается в сторону низких частот. В результате диэлектрическая проницаемость уменьшается в магнитном поле при $\omega\tau = 1$ на 0,5, 2,4 и 3,3 % при $T = 400, 450$ и 500 К. Более существенные изменения обнаружены в тангенсе угла диэлектрических потерь, который зависит от активных потерь, в результате увеличения рассеяния электронов на локальных деформациях и фононах в области расположения ионов тулия. Диэлектрические потери возрастают на 14 и 36 % при $T = 450$ и 500 К и уменьшаются до 15 % в области низких частот при $T = 350$ и 400 К.

С ростом концентрации увеличивается радиус локализации электронов, связанных с ионами тулия. На рис. 3 изображены компоненты диэлектрической проницаемости образца $Tm_xMn_{1-x}S$ от частоты для концентрации $x = 0,1$. В этих образцах также реализуется Дебаевской и электрон-фононный механизм релаксации индуцированной электрической поляризации [21]. При нагревании максимум $Im(\epsilon)$ смещается в область высоких частот. Энергия активации $\Delta E = 0,2$ эВ (1550 см^{-1}) в два раза меньше, чем для $x = 0,05$. Частота кроссовера, найденная из минимума $Im(\epsilon(\omega))$, растет при нагревании образца по степенному закону $\omega_c \sim T^{3/2}$.

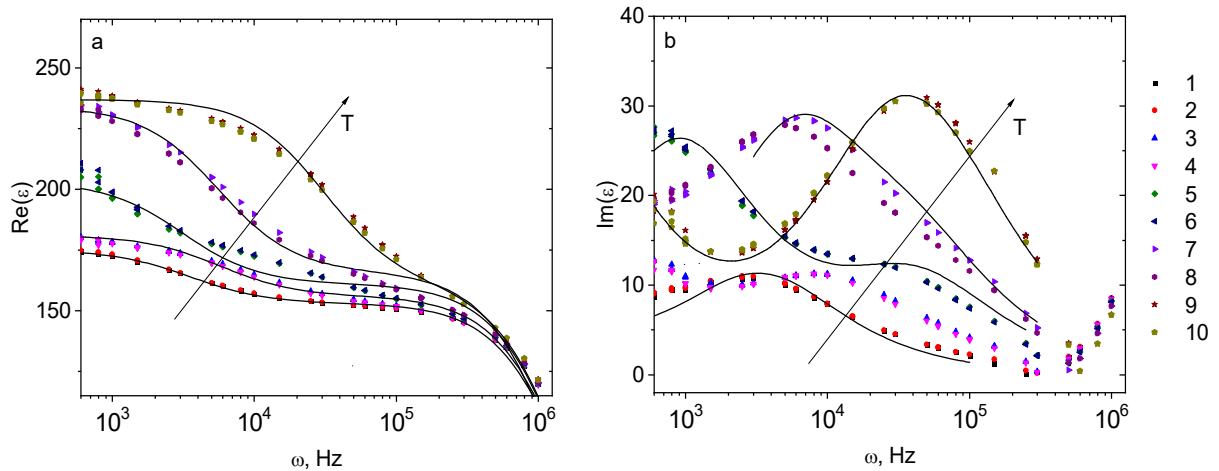


Рис. 3. Действительная $Re(\epsilon)$ (a) и мнимая $Im(\epsilon)$ (b) компоненты диэлектрической проницаемости образца $Tm_{0,1}Mn_{0,9}S$ без поля $H = 0$ кЭ при температурах $T = 300$ (1), 350 (3), 400 (5), 450 (7), 500 (9) К и в магнитном поле $H = 8$ кЭ при температурах $T = 300$ (2), 350 (4), 400 (6), 450 (8), 500 (10) К на частоте ω . Диэлектрическая проницаемость в модели Дебая (сплошная линия) (a, b)

Fig. 3. The real $Re(\epsilon)$ (a) and imaginary $Im(\epsilon)$ (b) parts of the permittivity of the sample $Tm_{0,1}Mn_{0,9}S$ without field $H = 0$ kOe at temperatures $T = 300$ (1), 350 (3), 400 (5), 450 (7), 500 (9) K and in a magnetic field $H = 8$ kOe at temperatures $T = 300$ (2), 350 (4), 400 (6), 450 (8), 500 (10) K on the frequency ω . The permittivity in the Debye model (solid line) (a, b)

Возможно, это связано со смещением химпотенциала по температуре и увеличением электронной плотности $g \sim T^{3/4}$. В магнитном поле диэлектрическая проницаемость уменьшается и наибольшее изменение $\Delta\epsilon = 2,5 \%$ достигается при $T = 450$ К. При остальных температурах магнитоёмкость не превышает $0,5 \%$. Смещение максимума мнимой компоненты диэлектрической проницаемости к низким частотам в магнитном поле приводит к изменению знака диэлектрических потерь с положительного на отрицательное с $\delta(Im(\epsilon)) = 0,024$ до $-0,08$ при $T = 450$ К.

При приближении к концентрации протекания ионов тулия на ГЦК решетке $x_c = 0,17$ [22] частотная зависимость $\epsilon(\omega)$ качественно меняется (рис. 4). В интервале частот $10^2 - 10^6$ Гц диэлектрическая проницаемость не описывается в модели Дебая. Протекание обменных связей Tm-Tm по решетке приводит к шунтированию обкладок конденсатора и отсутствию миграционной поляризации на границе раздела ионов Mn-Tm. Рост $\epsilon(\omega)$ ниже 100 Гц вызван накоплением зарядов вблизи пластин конденсатора. Мнимая компонента диэлектрической проницаемости уменьшается в магнитном поле до 9 % при $T = 450$ и 500 К в результате уменьшения проводимости $\sigma(H, \omega) < \sigma(0, \omega)$ (рис. 4, c).

Частота, при которой диэлектрическая проницаемость обусловлена релаксационной проводимостью за счет фононов, не зависит от температуры. Это связано с сохранением электронной плотности состояний на уровне химпотенциала при нагревании. Для концентрации $x = 0,15$ магнитоёмкость отсутствует ($\Delta\epsilon < 0,005$). Снижение диэлектрических потерь в магнитном поле вызвано уменьшением проводимости.

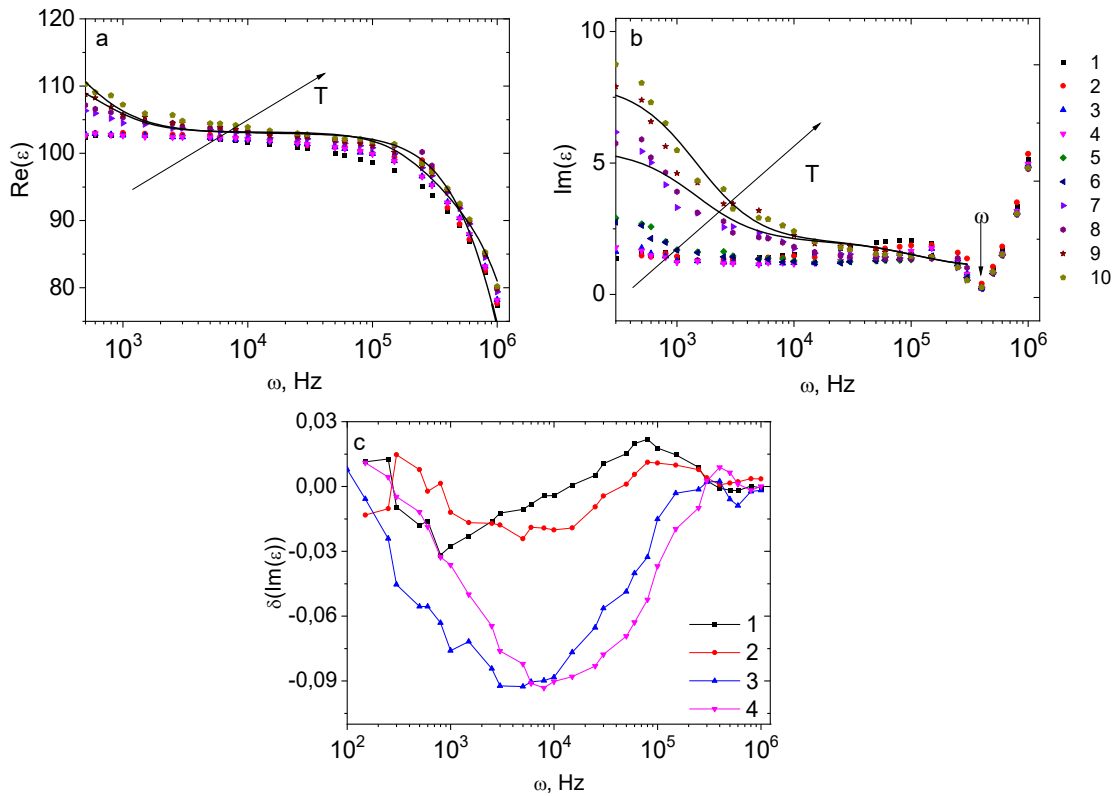


Рис. 4. Действительная $\text{Re}(\epsilon)$ (a) и мнимая $\text{Im}(\epsilon)$ (b) компоненты диэлектрической проницаемости образца $\text{Tm}_{0.15}\text{Mn}_{0.85}\text{S}$ без поля $H = 0$ кЭ при температурах $T = 300$ (1), 350 (3), 400 (5), 450 (7), 500 (9) К и в магнитном поле $H = 8$ кЭ при температурах $T = 300$ (2), 350 (4), 400 (6), 450 (8), 500 (10) К на частоте ω . Диэлектрическая проницаемость в модели Дебая (сплошная линия) (a, b). Относительное изменение мнимой части диэлектрической проницаемости $\delta(\text{Im}(\epsilon))$ в магнитном поле $H = 8$ кЭ при температурах $T = 350$ (1), 400 (2), 450 (3), 500 (4) К в зависимости от частоты ω (c)

Fig. 4. The real $\text{Re}(\epsilon)$ (a) and imaginary $\text{Im}(\epsilon)$ (b) parts of the permittivity of the sample $\text{Tm}_{0.15}\text{Mn}_{0.85}\text{S}$ without field $H = 0$ kOe at temperatures $T = 300$ K(1), 350 K(3), 400 K(5), 450 K(7), 500 K(9) and in magnetic field $H = 8$ kOe at temperatures $T = 300$ K(2), 350 K(4), 400 K(6), 450 K(8), 500 K(10) on the frequency ω . The permittivity in the Debye model (solid line) (a, b). The relative change of the imaginary part of the permittivity $\delta(\text{Im}(\epsilon))$ in magnetic field $H = 8$ kOe at temperatures $T=350$ K(1), 400K(2), 450K(3), 500K(4) versus frequency ω (c)

Заключение

Диэлектрическая проницаемость в интервале частот до одного мегагерца при электронном допировании в $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ обусловлена миграционной поляризацией локализованных электронов и релаксационной проводимостью. В модели Дебая найдено время релаксации электрической поляризации, которая имеет активационный характер и описывается законом Аррениуса. В окрестности концентрации протекания ионов тулия по решетке исчезает вклад миграционной поляризации и диэлектрические характеристики обусловлены релаксационной проводимостью в области высоких частот, интервал которых не зависит от температуры. В магнитном поле диэлектрическая проницаемость уменьшается на несколько процентов и практически не меняется в образце с концентрацией вблизи концентрации протекания. Увеличение времени релаксации в магнитном поле приводит к сдвигу максимума диэлектрических потерь в область низких частот и смене знака диэлектрических потерь в магнитном поле по частоте. Найдена высокая индуктивность образца в магнитном поле.

Библиографические ссылки

1. Корреляция магнитных и транспортных свойств с полиморфными переходами в пиро-
статанате 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. Eerenstein W., Mathur N. D., Scott J. F. Multiferroic and magnetoelectric materials. Nature
2006. Vol. 442. P. 759.
3. A Strain-Driven Morphotropic Phase Boundary in BiFeO_3 / R. J. Zeches, M. D. Rossell,
J. X. Zhang et al. // Science. 2009. Vol. 326. P. 977.
4. Спин-зависимый транспорт в монокристалле $\alpha\text{-MnS}$ / С. С. Аплеснин, Л. И. Рябинкина,
Г. М. Абрамова и др. // Физика твёрдого тела. 2004. Т. 46, № 11. С. 2000–2005.
5. 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.
6. Взаимосвязь магнитных и электрических свойств халькогенидов $\text{MnSe}_{1-x}\text{Te}_x$ / С. С. Ап-
леснин, О. Н. Бандурина, Л. И. Рябинкина и др. // Известия РАН. Серия Физическая. 2010.
Т. 74, № 5. С. 741–743.
7. Colossal Magnetoresistance Without $\text{Mn}^{3+}/\text{Mn}^{4+}$ Double Exchange in the Stoichiometric
Pyrochlore $\text{Tl}_2\text{Mn}_2\text{O}_7$ / M. A. Subramanian, B. H. Toby et al. // Science. 1996. Vol. 273. P. 81.
8. Spaldin A. N., Cheong S.-W., Ramesh R. Multiferroics: Past present and future // Phys. Today
2010. Vol. 63. P. 38.
9. Interfacial-Strain Controlled Ferroelectricity in Self-Assembled BiFeO_3 Nanostructures /
J. F. Song, S. H. Zhuang, M. Martin et al. // Adv. Funct. Mater. 2021. Vol. 31. P. 2102311.
10. Zhang C. C., Dai J. Q., Liang X. L. Enhanced ferroelectric properties of (Zn, Ti) equivalent co-
doped BiFeO_3 films prepared via the sol-gel method // Ceram. Int. 2021. Vol. 47. P. 16776.
11. Chemical pressure exerted by rare earth substitution in BiFeO_3 : Effect on crystal symmetry,
band structure and magnetism / F. Mumtaz, S. Nasir, G. H. Jaffari, S. I. Shah // J. Alloy. Compd. 2021.
Vol. 876. P. 160178.
12. Charge and spin ordering process in the mixed-valence system LuFe_2O_4 : Charge ordering /
Y. Yamada, K. Kitsuda, S. Nohdo, N. Ikeda // Phys. Rev. B 2000. Vol. 62. P. 12167.
13. Maxwell J. C. Treatise on Electricity and Magnetism // 3rd ed. Dover. New York. 1991.
P. 5–531.
14. Parish M. M., Littlewood P. B. Magnetocapacitance in Nonmagnetic Composite Media // Phys.
Rev. Lett. 2008. Vol. 101. P. 166602.
15. Магнитотранспортные эффекты и электронное фазовое расслоение в сульфидах марган-
ца с электрон-дырочным допированием / О. Б. Романова, С. С. Аплеснин, М. Н. Ситников,
Л. В. Удод // ЖЭТФ. 2021. Т. 159. С. 1–14. Doi: 10.31857/S0044451021030000.
16. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance
in the spin-disordered $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solution / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al.
// Phys. Status Solidi B. 2019. Vol. 256. P. 1900043. Doi: 10.1002/pssb.201900043.
17. Dipole relaxation process and giant dielectric permittivity in Eu^{3+} -doped CdMoO_4 single
crystal / B. Sawicki, E. Tomaszewicz, T. Gron et al. // J. Materiomics. 2021. Vol. 7, Is. 4. P. 845.
18. Coexistence of the electric polarization and conductive current in the bismuth–neodymium
ferrite garnet films / S. S. Aplesnin, A. N. Masyugin, M. N. Volochaev, T. Ishibashi // J Mater Sci:
Mater Electron. 2021. Vol. 32. P. 3766. Doi: 10.1007/s10854-020-05121-9.
19. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2\text{Sn}_2\text{O}_7$ / L. V. Udod,
S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, M. S. Molokeev // Phys. Sol. Stat. 2014. Vol. 56, Is. 7. P. 1315.
20. Efros A. L. On the theory of a.c. conduction in amorphous semiconductors and chalcogenide
glasses // Philos. Mag. B. 1981. Vol. 43. P. 829.
21. Aplesnin S. S. Nonadiabatic interaction of acoustic phonons with spins $S = 1/2$ in the two-
dimensional Heisenberg model // JETP. 2003. Vol. 97, Is. 5. P. 969.

22. Magnetism without Magnetic Ions: Percolation, Exchange, and Formation Energies of Magnetism-Promoting Intrinsic Defects in CaO / J. Osorio-Guillen, S. Lany, S. V. Barabash, A. Zunger // *Phys. Rev. Lett.* 2006. Vol. 96. P. 107203.

References

1. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. et al. [Correlation of magnetic and transport properties with polymorphic transitions in bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{1-x}\text{Cr}_x)_2\text{O}_7$]. *Solid State Physics*. 2015, Vol. 57, Is. 8, P. 1590–1595 (In Russ.).
2. Eerenstein W., Mathur N. D., Scott J. F. Multiferroic and magnetoelectric materials. *Nature*. 2006, Vol. 442, P. 759.
3. Zeches R. J., Rossell M. D., Zhang J. X. et al. A Strain-Driven Morphotropic Phase Boundary in BiFeO_3 . *Science*. 2009, Vol. 326, P. 977.
4. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Abramova G. M. et al. [Spin-dependent transport in a single crystal $\alpha\text{-MnS}$]. *Solid State Physics*. 2004, Vol. 46, No. 11, P. 2000–2005 (In Russ.).
5. Petrakovskiy G. A., Ryabinkina L. I., Velikanov D. A. et al. [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.).
6. Aplesnin S. S., Bandurina O. N., Ryabinkina L. I., Romanova O. B. et al. [The relationship of magnetic and electrical properties of chalcogenides $\text{MnSe}_{1-x}\text{Te}_x$]. *News of the Russian Academy of Sciences. Physical Series*. 2010, Vol. 74, No. 5, P. 741–743 (In Russ.).
7. Subramanian M. A., Toby B. H., Ramirez A. P. et al. Colossal Magnetoresistance Without $\text{Mn}^{3+}/\text{Mn}^{4+}$ Double Exchange in the Stoichiometric Pyrochlore $\text{Tl}_2\text{Mn}_2\text{O}_7$. *Science*. 1996, Vol. 273, P. 81.
8. Spaldin A. N., Cheong S.-W., Ramesh R. Multiferroics: Past present and future. *Phys. Today*. 2010, Vol. 63, P. 38.
9. Song J. F., Zhuang S. H., Martin M. et al. Interfacial-Strain Controlled Ferroelectricity in Self-Assembled BiFeO_3 Nanostructures. *Adv. Funct. Mater.* 2021, Vol. 31, P. 2102311.
10. Zhang C. C., Dai J. Q., Liang X. L. Enhanced ferroelectric properties of (Zn, Ti) equivalent co-doped BiFeO_3 films prepared via the sol-gel method. *Ceram. Int.* 2021. Vol. 47. P. 16776.
11. Mumtaz F., Nasir S., Jaffari G. H. et al. Chemical pressure exerted by rare earth substitution in BiFeO_3 : Effect on crystal symmetry, band structure and magnetism. *J. Alloy. Compd.* 2021, Vol. 876, P. 160178.
12. Yamada Y., Kitsuda K., Nohdo S., Ikeda N. Charge and spin ordering process in the mixed-valence system LuFe_2O_4 : Charge ordering. *Phys. Rev. B* 2000, Vol. 62, P. 12167.
13. Maxwell J. C. Treatise on Electricity and Magnetism. 3rd ed., Dover, New York, 1991, P. 5–531.
14. Parish M. M., Littlewood P. B. Magnetocapacitance in Nonmagnetic Composite Media. *Phys. Rev. Lett.* 2008, Vol. 101, P. 166602.
15. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Udod L. V. [Magnetotransport effects and electron phase separation in manganese sulfides with electron-hole doping]. *ZhETF*. 2021, Vol. 159, P. 1–14 (In Russ.). Doi: 10.31857/S0044451021030000.
16. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M. et al. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance in the spin-disordered $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solution. *Phys. Status Solidi B*. 2019, Vol. 256, P. 1900043. Doi: 10.1002/pssb.201900043.
17. Sawicki B., Tomaszewicz E., Gron T. et al. Dipole relaxation process and giant dielectric permittivity in Eu^{3+} -doped CdMoO_4 single crystal. *J. Materiomics*. 2021, Vol. 7, No. 4, P. 845.
18. Aplesnin S. S., Masyugin A. N., Volochaev M. N., Ishibashi T. Coexistence of the electric polarization and conductive current in the bismuth–neodymium ferrite garnet films. *J Mater Sci: Mater Electron*. 2021, Vol. 32, P. 3766–3781. Doi: <https://doi.org/10.1007/s10854-020-05121-9>.

19. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Molokeev M. S. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2\text{Sn}_2\text{O}_7$. *Phys. Sol. Stat.* 2014, Vol. 56, No. 7, P. 1315.
20. Efros A. L. On the theory of a.c. conduction in amorphous semiconductors and chalcogenide glasses. *Philos. Mag. B.* 1981, Vol. 43, P. 829.
21. Aplesnin S. S. Nonadiabatic interaction of acoustic phonons with spins $S = 1/2$ in the two-dimensional Heisenberg model. *ZhETF.* 2003, Vol. 97, No. 5, P. 969.
22. Osorio-Guillen J., Lany S., Barabash S. V., Zunger A. Magnetism without Magnetic Ions: Percolation, Exchange, and Formation Energies of Magnetism-Promoting Intrinsic Defects in CaO. *Phys. Rev. Lett.* 2006, Vol. 96, P. 107203.

© Харьков А. М., Аплеснин С. С., Коновалов С. О.,
Павлова А. Н., Никитинский О. С., 2023

Харьков Антон Михайлович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Аплеснин Сергей Степанович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

Коновалов Степан Олегович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: oleg@yandex.ru.

Павлова Александра Николаевна – кандидат физико-математических наук, старший преподаватель кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sashely2008@rambler.ru.

Никитинский Олег Сергеевич – студент института информатики и телекоммуникаций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: onikitinsky@yandex.ru.

Kharkov Anton Mikhailovich – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Aplesnin Sergey Stepanovich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

Konovalev Stepan Olegovich – post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: oleg@yandex.ru.

Pavlova Aleksandra Nikolaevna – Cand. Sc., Senior Lecturer of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sashely2008@rambler.ru.

Nikitinskiy Oleg Sergeevich – student of the Institute of Informatics and Telecommunications; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: onikitinsky@yandex.ru.

УДК 621.9.048

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-204-210

Для цитирования: Шестаков И. Я., Шестаков В. И., Ремизов И. А. Коэффициент эрозии электроконтактной обработки металлов вибрирующим электродом-инструментом в электролите // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 204–210. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-204-210.

For citation: Shestakov I. Y., Shestakov V. I., Remizov I. A. [Erosion coefficient of electrocontact processing of metals by a vibrating electrode-tool in electrolyte]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 204–210. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-204-210.

Коэффициент эрозии электроконтактной обработки металлов вибрирующим электродом-инструментом в электролите

И. Я. Шестаков^{1*}, В. И. Шестаков¹, И. А. Ремизов²

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

²Красноярский государственный медицинский университет имени профессора В. Ф. Войно-Ясенецкого
Российская Федерация, 660022, г. Красноярск, ул. Партизана Железняка, 1

*E-mail: yakovlevish@mail.ru

Технологические показатели электроконтактной обработки металлов вибрирующим электродом-инструментом в электролите исследованы достаточно полно. Знание коэффициента эрозии этого метода обработки позволит оценить производительность электроконтактной обработки заранее, на этапе технологической подготовки производства.

В статье представлена методика проведения эксперимента, описана установка на основе линейного электродинамического двигателя, которая позволяет создать вибрацию электрода-инструмента и проток электролита в межэлектродном зазоре. Показаны результаты экспериментальных исследований в виде графика зависимости коэффициента эрозии металла от скорости воды в межэлектродном зазоре при различных плотностях тока. На основании результатов и ранее проведённых исследований сделано предположение, что коэффициент эрозии зависит прямо пропорционально от напряжения в межэлектродном зазоре и обратно пропорционально от объёмной теплоёмкости металла и его температуры плавления. На основании теории электрических контактов и с учётом особенностей электроконтактной обработки в электролите уточнено определение напряжения в зоне контакта. Теоретическое значение коэффициента эрозии превышает экспериментальное значение в два и более раз.

Ключевые слова: коэффициент эрозии, электроконтактная обработка, вибрирующий электрод-инструмент, электролит, плотность тока, напряжение плавления.

Erosion coefficient of electrocontact processing of metals by a vibrating electrode-tool in electrolyte

I. Y. Shestakov^{1*}, V. I. Shestakov¹, I. A. Remizov²

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

²Krasnoyarsk State Medical University named after Professor V. F. Voyno-Yasensky
1, Partizan Zheleznyaka St., Krasnoyarsk, 660022, Russian Federation

E-mail: yakovlevish@mail.ru

Technological indicators of electrocontact processing of metals with a vibrating electrode-tool in an electrolyte have been studied quite fully. Knowledge of the erosion coefficient of this processing method will allow us to evaluate the performance of electrocontact processing in advance, at the stage of technological preparation of production.

The article presents the methodology of the experiment, describes the installation based on a linear electrodynamic motor, which allows you to create a vibration of the electrode-tool and electrolyte flow in the interelectrode gap. The results of experimental studies are shown in the form of a graph of the dependence of the metal erosion coefficient on the water velocity in the interelectrode gap at various current densities. Based on the results and previous studies, it was assumed that the erosion coefficient depends in direct proportion to the voltage in the interelectrode gap and inversely proportional to the volumetric heat capacity of the metal and its melting temperature. Based on the theory of electrical contacts and taking into account the features of electrocontact processing in the electrolyte, the definition of voltage in the contact zone has been refined. The theoretical value of the erosion coefficient exceeds the experimental value by two or more times.

Keywords: erosion coefficient, electrocontact processing, vibrating electrode-tool, electrolyte, current density, melting voltage.

Введение

В производстве деталей летательных аппаратов используются копировально-прошивочные операции, осуществляемые электрофизическими и электрохимическими методами обработки металлов [1–4].

Эти операции могут осуществляться электро-контактной обработкой вибрирующим электродом-инструментом как на воздухе, так и в электролите [5–8].

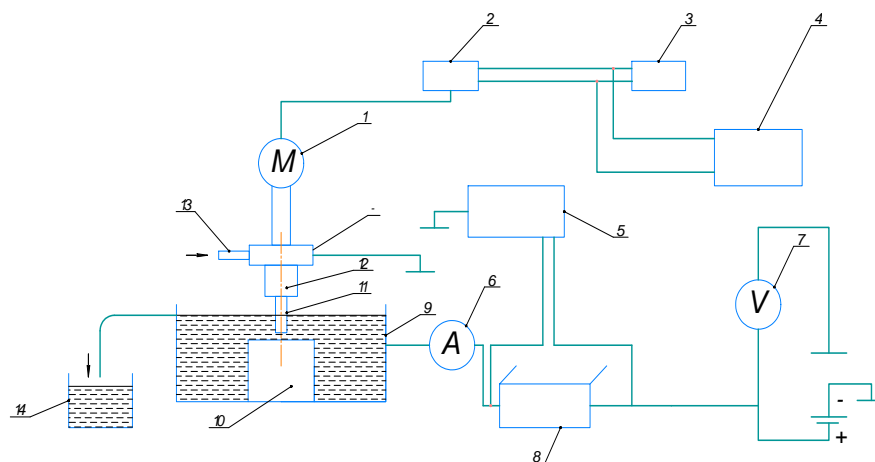


Рис. 1. Установка на основе линейного электродинамического двигателя:
 1 – линейный электродинамический двигатель; 2, 3 – генераторы импульсов; 4 – блок питания электродинамического двигателя; 5 – осциллограф; 6 – амперметр; 7 – вольтметр; 8 – шунт; 9 – ванна; 10 – заготовка; 11 – электрод-инструмент; 12 – приспособление; 13 – штуцер входной; 14 – ёмкость мерная

Fig. 1. Installation based on a linear electrodynamic motor:
 1 – linear electrodynamic motor; 2, 3 – pulse generators; 4 – power supply for an electrodynamic motor; 5 – oscilloscope; 6 – ammeter; 7 – voltmeter; 8 – shunt; 9 – bath; 10 – workpiece; 11 – electrode-tool; 12 – device; 13 – inlet fitting; 14 – dimensional capacity

В вышеуказанных работах исследованы технологические показатели метода (производительность, износостойкость электрода-инструмента, шероховатость обрабатываемой поверхности, точность копирования). Однако при электроконтактной обработке важным параметром является коэффициент эрозии, позволяющий рассчитать производительность способа на этапе технологической подготовки производства. Коэффициент эрозии при электроконтактной обра-

ботке вращающимся электродом-инструментом рассмотрен в работе [9], однако исследования коэффициента эрозии электро-обработки вибрирующим катодом-инструментом отсутствуют.

Для опытов использовалась установка для электро-обработки на базе электродинамического привода [10], которая была усовершенствована с целью обеспечения проточного режима электролита через электрод-инструмент (см. рис. 1).

В качестве электролита была выбрана вода, являющаяся слабым электролитом [11; 12]. Вода обладает следующими преимуществами: малая стоимость, доступность, невоспламеняемость, возможность повышения культуры производства. Электроэрозионная обработка в воде при одинаковой энергии импульса сопровождается уменьшением износа электрода-инструмента, улучшением качества поверхности [13].

Методика исследований

В качестве электрода-инструмента используется медная трубка, наружный диаметр которой равен 7,9 мм, внутренний – 5,8 мм. Заготовка (10) из стали ХВГ устанавливается в ванну (9). Электрод-инструмент (11) фиксируется в приспособлении (12) с зазором 2–3 мм от заготовки. В ванну заливается вода на 15–20 мм выше уровня заготовки. Через штуцер (13) подаётся вода в электрод-инструмент (11) и включается электродинамический привод (1). Затем подаётся постоянное напряжение на электрод-инструмент и заготовку. В процессе опыта фиксируются средние значения тока и напряжения, объём электролита, прошедшего через межэлектродный зазор с помощью мерной ёмкости (14), время обработки. После обработки измеряются размеры круглого паза – глубина и диаметр.

Плотность тока рассчитывается по известному выражению

$$i = \frac{I_{\text{ср}}}{S},$$

где $I_{\text{ср}}$ – среднее значение тока, А; S – площадь поперечного сечения электрода, м².

Расход РЖ, протекающей через электрод-инструмент за время обработки, определяется

$$Q = p = \frac{V}{\tau},$$

где V – объём воды, протекающей за время обработки, м³; τ – время обработки, с.

Площадь, ограниченная внутренним диаметром электрода-инструмента (ЭИ) и величиной межэлектродного зазора (МЭЗа), рассчитывается следующим образом:

$$S_6 = l \cdot \delta,$$

где l – длина окружности, м; δ – действующее значение межэлектродного зазора по аналогии с переменным электрическим синусоидальным напряжением, м,

$$\delta = 0,707 \cdot 2 \cdot A,$$

где A – амплитуда колебаний ЭИ.

Средняя скорость движения электролита в МЭЗе:

$$v = Q / S_6.$$

Коэффициент эрозии рассчитывается по формуле

$$K_{\text{эр}} = V_{\text{ме}} / I_{\text{ср}} \cdot \tau,$$

где $V_{\text{ме}}$ – объём снятого металла.

Результаты исследований

По результатам расчётов построен график зависимости коэффициента эрозии от скорости воды в межэлектродном зазоре (рис. 2) при различных плотностях тока.

Из рис. 2 следует, что увеличение скорости движения воды в межэлектродном зазоре приводит к росту коэффициента эрозии. Это можно объяснить улучшением выноса продуктов эрозии из зоны обработки, так как конвективный массоперенос прямо пропорционален скорости потока воды.

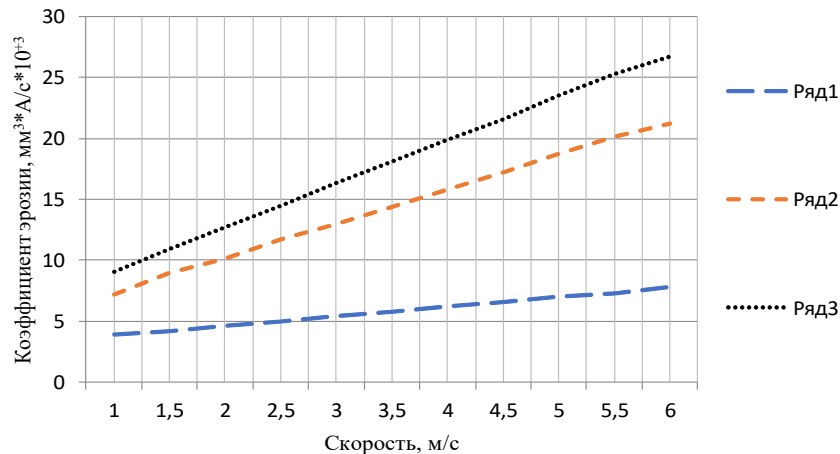


Рис. 2. Зависимость коэффициента эрозии металла от скорости воды в межэлектродном зазоре при различных плотностях тока: ряд 1 – 44 А/см²; ряд 2 – 91 А/см²; ряд 3 – 97 А/см²

Fig. 2. Dependence of the metal erosion coefficient on the water velocity in the interelectrode gap at different current densities: row 1 – 44 А/см², row 2 – 91 А/см², row 3 – 97 А/см²

Из графика видно, что коэффициент эрозии металла при электроконтактной обработке вибрирующим электродом-инструментом зависит от плотности тока. В свою очередь плотность тока прямо пропорциональна напряжённости электрического поля

$$i = \sigma * E, \tag{1}$$

где σ – удельная электропроводность электролита. Напряжённость электрического поля определяется выражением

$$E = U / \delta, \tag{2}$$

где U – напряжение на электродах.

Из выражений (1), (2) следует, что коэффициент эрозии электроконтактной обработки металлов вибрирующим электродом-инструментом зависит прямо пропорционально от напряжения на электродах. Напряжение на электродах складывается из падений напряжений в прикатодной и прианодной областях и слое электролита [14].

В работе [9] сделан вывод, что коэффициент эрозии зависит от удельной объёмной теплоёмкости обрабатываемого металла. Следовательно, указанная зависимость обратно пропорциональная. Такая же зависимость коэффициента эрозии наблюдается и от температуры плавления обрабатываемого металла. С учётом вышеизложенного можно представить зависимость теоретического коэффициента эрозии от теплофизических свойств обрабатываемого металла и падения напряжения на контакте выражением

$$K_T = U_{\text{п}} / C_v * T, \tag{3}$$

где K_T – теоретический коэффициент эрозии обрабатываемого металла, м³/А*с; $U_{\text{п}}$ – падение напряжения на контакте в прианодной области, В; C_v – удельная объёмная теплоёмкость обрабатываемого металла, Дж/м³К; T – температура плавления обрабатываемого металла, К.

Падение напряжения на контакте, при котором температура в месте контактирования достигает температуры плавления металла, называется напряжением плавления [15]. Следует заметить, что, по мнению автора [16], температура плавления при контакте металлов является наивысшей, которая допустима в твёрдом контакте, и увеличение напряжения приводит лишь к сплавлению контактов. В нашем случае сплавление электродов не происходит из-за кратковременности контактирования.

Продукты эрозии, полученные в результате электроконтактной обработки, имеют преимущественно шарообразную форму и окислённую поверхность, что свидетельствует о расплавлении обрабатываемого металла [7].

Известно, что теплоёмкость металлов и сплавов с увеличением температуры увеличивается. Теплоёмкость магнитных сталей вблизи ферромагнитного фазового перехода возрастает на 40 %

по сравнению с теплоёмкостью при комнатной температуре [17]. Обрабатываемая заготовка из стали ХВГ содержит не более 3 % легирующих компонентов, поэтому теплоёмкость материала будет определяться железом. В справочнике [18] приведены формула и коэффициенты для расчёта удельной мольной теплоёмкости железа в интервале температур от 273 до 2142 К. Используя известные соотношения, была рассчитана удельная объёмная теплоёмкость железа в указанном интервале температур. Результаты расчётов приведены на рис. 3.

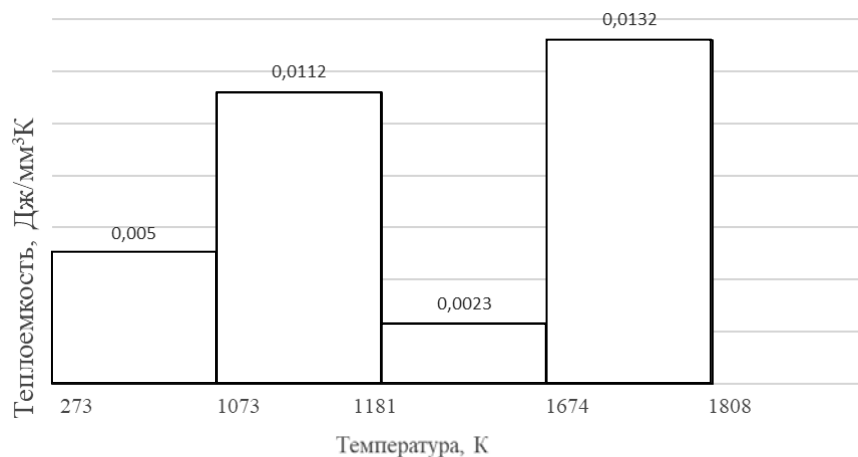


Рис. 3. Зависимость теплоемкости железа от температуры

Fig. 3. The dependence of the heat capacity of iron on temperature

Умножая теплоёмкость на интервал температур и суммируя результаты, найдём общую площадь. Разделив эту площадь на весь интервал температур 1535 К, получим среднюю объёмную теплоёмкость равную 0,0054 Дж/мм³К.

Напряжение плавления железа дано в справочнике [19] $U = 0,6$ В, температура плавления железа [18] $T = 1811$ К. После подстановки данных в выражение (3) получим $K_T = 0,06$ м³/А*с. Из сравнения данных, приведенных на рис. 2, следует, что опытные значения коэффициента эрозии в 2–3 раза меньше теоретического значения. Увеличить данный коэффициент можно, увеличив плотность тока и скорость движения электролита в зазоре. Плотность тока определяется напряжением (формулы (1) и (2)). Однако увеличение напряжения ограничено переходом электроконтактной обработки в размерную обработку дугой. При размерной обработке дугой напряжение на электродах должно быть не менее 20–30 В [20; 21].

Заключение

Коэффициент эрозии, используемый для оценки стойкости контактов при электрической эрозии, может использоваться для оценки эффективности электроконтактной обработки вибрирующим электродом-инструментом в электролите. Экспериментальное значение коэффициента эрозии меньше теоретического, что свидетельствует о необходимости исследований для совершенствования рассматриваемого метода обработки.

Библиографические ссылки

1. Технология электрохимической обработки деталей в авиадвигателестроении / В. А. Шманев, В. Г. Филимошин, А. Х. Каримов и др. М. : Машиностроение, 1986. 168 с.
2. Справочник по электрофизическим и электрохимическим методам обработки / Г. Л. Амитан, И. А. Байсупов, Ю. М. Барон и др. / под общ. ред. В. А. Волосатого. Л. : Машиностроение, 1988. 719 с.
3. Крымов В. В., Елисеев Ю. С., Зудин К. И. Производство газотурбинных двигателей. М. : Машиностроение/ Машиностроение-Полет, 2002. 376 с.
4. Технология производства жидкостных ракетных двигателей / В. А. Моисеев, В. А. Тарасов, В. А. Колмыков, А. С. Филимонов / под ред. В. А. Моисеева и В. А. Тарасова. М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 381 с.

5. Шестаков И. Я., Рубанов С. В., Золотых Е. И. Исследование электроконтактной обработки при вибрации электрода-инструмента // *Материалы, технологии, конструкции*. Красноярск : САА, 1996. С. 28–32.
6. Шестаков И. Я., Стрюк А. И., Миленин В. Н. Электро-контактное прошивание заклёпок // *Перспективные материалы, технологии, конструкции, экономика*. 2003. Вып. 9. С. 81–84.
7. Шестаков И. Я., Стрюк А. И., Цуканов А. В. Импульсная электро-обработка вибрирующим электродом-инструментом // *Вестник СибГАУ*. 2004. № 5. С. 253–258.
8. Шестаков И. Я., Артюкова О. Е., Ремизов И. А. Особенности электро-контактно-химической обработки вибрирующим электродом-инструментом // *Вестник СибГАУ*. 2013. № 1(47). С. 175–177.
9. Шестаков И. Я., Шестаков В. И., Ремизов И. А. Коэффициент эрозии при электроконтактной обработке металлов // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2022. Т. 23, № 2. С. 337–346.
10. Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Артюкова О. Е. Конструирование исследовательской установки для электрообработки на базе электродинамического привода // *Вестник СибГАУ*. 2010. № 4(30). С. 133–137.
11. Робинсон Р., Стокс Р. Растворы электролитов. М. : ИЛ, 1963. 436 с.
12. Салем Р. Р. Теоретическая электрохимия. М. : Вузовская книга, 2001. 328 с.
13. Ставицкий Б. И., Конулин С. В. К вопросу об оптимальной форме холостых импульсов напряжения и рабочих импульсов тока при прецизионной электроискровой обработке в воде // *Электронная обработка материалов*. 1979. № 3. С. 5–8.
14. Мороз И. И., Алексеев Г. А., Водяницкий О. А. и др. Электрохимическая обработка металлов. М. : Машиностроение, 1969. 208 с.
15. Новиков Ю. Н. Теория и расчёт электрических аппаратов. Л. : Энергоатомиздат, 1986. 479 с.
16. Хольм Р. Электрические контакты. М. : Издательство иностранная литература. 1961. 464 с.
17. Физические величины: Справочник / А. П. Бабичев, Н.А. Бабушкина, А. М. Братковский и др. ; под ред. И.С. Григорьева, Е. З. Мейлихова. М. : Энергоатомиздат, 1991. 1232 с.
18. Свойства элементов. В 2 ч. Ч. 1. Физические свойства : справочник / Т. В. Андреева, А. С. Болгар, М. В. Власова и др. ; под ред. Г. В. Самсонова. М. : Металлургия, 1976. 600 с.
19. Материалы в приборостроении и автоматике : справочник / под ред. Ю. М. Пятина. М.: Машиностроение, 1982. 528 с.
20. Мещеряков Н. Г. Высокопроизводительная размерная обработка дугowymi разрядами. М. : Машиностроение, 1991. 40 с.
21. Носуленко В. И., Мещеряков Г. Н. Размерная обработка металлов // *Электронная обработка материалов*. 1981. № 1. С. 19–22.

References

1. Shmanev V. A., Filimoshin V. G., Karimov A. Kh. et al. *Tekhnologiya elektrohimicheskoy obrabotki detalej v avia-dvigatellestroenii* [Technology of electrochemical processing of parts in aircraft engine building]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 168 p.
2. Amitan G. L., Bajsupov I. A., Baron Y. M. *Spravochnik po elektrofizicheskim i elektrohimicheskim metodam obrabotki* [Reference book on electrophysical and electrochemical processing methods]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1988, 719 p.
3. Krymov V. V., Eliseev Yu. S., Zudin K. I. *Proizvodstvo gazoturbinnnyh dvigateley* [Production of gas turbine engines.] Moscow, Mashinostroenie, Mashinostroenie-Flight Publ., 2002, 376 p.
4. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A., Filimonov A. S. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnyh raketnyh dvigateley* [Technology for the production of liquid rocket engines]. Moscow, MSTU im. N. E. Bauman Publ., 2008, 381 p.
5. Shestakov I. Ya., Rubanov S. V., Zolotykh E. I. [Research of electrocontact processing at vibration of an electrode-tool]. *Materials, technologies, designs*. Krasnoyarsk, 1996, P. 28–32 (In Russ.).

6. Shestakov I. Ya., Stryuk A. I., Milenin V. N. [Electro-contact stitching of rivets]. *Perspective materials, technologies, designs, economics*. 2003, Is. 9, P. 81–84 (In Russ.).
7. Shestakov I. Ya., Stryuk A. I., Tsukanov A. V. [Pulse electro-processing with a vibrating electrode-tool]. *Vestnik SibGAU*. 2004, No. 5, P. 253–258 (In Russ.).
8. Shestakov I. Ya., Artyukova O. E., Remizov I. A. [Features of electro-contact-chemical treatment with a vibrating electrode-tool]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 1 (47), P. 175–177 (In Russ.).
9. Shestakov I. Ya., Shestakov V. I., Remizov I. A. [Erosion coefficient in electrocontact processing of metals]. *Vestnik SAZH*. 2022, No. 2, P. 337–346 (In Russ.).
10. Fadeev A. A., Shestakov I. Ya., Artyukova O. E. [Designing a research facility for electrical processing based on an electrodynamic drive]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 133–137 (In Russ.).
11. Robinson R., Stokes R. *Rastvory elektrolitov* [Electrolyte solutions]. Moscow, IL Publ., 1963, 436 p.
12. Salem R. R. *Teoreticheskaya elektrokhimiya* [Theoretical electrochemistry]. Moscow, Vuzovskaya kniga Publ., 2001, 328 p.
13. Stavitsky B. I., Konulin S. V. [On the question of the optimal form of idle voltage pulses and working current pulses during precision electrospark machining in water]. *Electronic processing of materials*. 1979, No. 3, P. 5–8 (In Russ.).
14. Moroz I. I., Alekseev G. A., Vodyanitsky O. A. et al. *Elektrokhimicheskaya obrabotka metallov* [Electrochemical treatment of metals]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 208 p.
15. Novikov Yu. N. *Teoriya i raschyot elektricheskikh apparatov* [Theory and calculation of electrical apparatus]. Leningrad, Energoatomizdat Publ., 1986, 479 p.
16. Holm R. *Elektricheskie kontakty* [Electric contacts]. Moscow, Foreign Literature Publ., 1961, 464 p.
17. Babichev A. P., Babushkina N. A., Bratkovsky A. M. et al. *Fizicheskie velichiny. Spravochnik* [Physical quantities. Handbook]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, 1232 p.
18. Andreeva T. V., Bolgar A. S., Vlasova M. V. et al. *Svoystva elementov. V 2 chastyah. Ch. 1. Fizicheskie svoystva. Spravochnik* [Properties of elements. In 2 parts. Part 1. Physical properties. Handbook]. Moscow, Metallurgy Publ., 1976, 600 p.
19. *Materialy v priborostroenii i avtomatike. Spravochnik* [Materials in instrument making and automation. Handbook]. Ed. Yu. M. Pyatina. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, 528 p.
20. Meshcheryakov N. G. *Vysokoproizvoditel'naya razmernaya obrabotka dugovymi razryadami* [High-performance dimensional processing by arc discharges]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 40 p.
21. Nosulenko V. I., Meshcheryakov G. N. [Dimensional processing of metals]. *Electronic processing of materials*. 1981, No. 1, P. 19–22 (In Russ.).

© Шестаков И. Я., Шестаков В. И., Ремизов И. А., 2023

Шестаков Иван Яковлевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры электронной техники и телекоммуникаций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Шестаков Владислав Иванович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: pn3vm4t@gmail.com.

Ремизов Игорь Анатольевич – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры медицинской и биологической физики; Красноярский государственный медицинский университет имени профессора В. Ф. Войно-Ясенецкого. E-mail: rector@krsk.info.

Shestakov Ivan Yakovlevich – Dr. Sc., Associate Professor, Professor of the Department of Electronic Engineering and Telecommunications; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Shestakov Vladislav Ivanovich – post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: pn3vm4t@gmail.com.

Remizov Igor Anatolyevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Medical and Biological Physics; Krasnoyarsk State Medical University named after Professor V. F. Voyno-Yasenetsky. E-mail: rector@krsk.info.
