ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Том Vol. 23, № 1

КРАСНОЯРСК 2022

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Tom 23, № 1

Красноярск 2022

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 23, № 1

Главный редактор

Сенашов Сергей Иванович, 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)

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Аплеснин С. С., доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) 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 (AO «NCC») 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., 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., доктор физико-математических наук, профессор (ИВМ СО РАН)

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

Васильев С. Н., академик РАН, доктор физикоматематических наук, профессор (Москва) Дегерменджи А. Г., академик РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск) Дегтерев А. С., доктор технических наук, профессор (Красноярск) Калвода Л., кандидат наук, доцент (Прага, Чехия) Колмыков В. А., кандидат технических наук, профессор (Химки) Краточвилова И., доктор, доцент (Прага, Чехия) Краус И., профессор (Прага, Чехия) Лопатин А. В., доктор технических наук, профессор (Красноярск) Лю Т., профессор (Пекин, Китай) Минкер В., доктор, профессор (Ульм, Германия) Миронов В. Л., член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск) Павера Р., доцент (Братислава, Словакия) Семенкин Е. С., доктор технических наук, профессор (Красноярск) Тестоедов Н. А., член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор (Железногорск) Фошнер М., доктор, доцент (Марибор, Словения) Чжанг Ш., доктор (Тяньцзинь, Китай) Шабанов В. Ф., академик РАН, доктор физикоматематических наук, профессор (Красноярск) Швиденко А., доктор инженерных наук, профессор (Лаксенбург, Австрия) Эйя Х., доктор инженерных наук, профессор (Тронхейм, Норвегия)

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 23, No 1

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

Deputy Chief Editors Loginov Y. Y., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Murygin A. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

EDITORIAL BOARD

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

Kalvoda L., Cand.Sc.-Ing., Associate Professor (Prague, Czech Republic)

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

Kratochvilova I., Dr.-Ing., Associate Professor (Prague, Czech Republic)

Kraus I., Sc.D., Professor (Prague, Czech Republic)

Lopatin A. V., Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

Liu T., Ph.D., Professor (Beijing, China)

Minker W., Dr.-Ing., Professor (Ulm, Germany)

Mironov V. L., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

Pawera R., Associate Professor (Bratislava, Slovakia)

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

Testoedov N. A., Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Zheleznogorsk)

Fošner M., Ph.D. Associate Professor (Maribor, Slovenia)

Zhang S., Ph.D. (Tianjin, China)

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

Shvidenko A., Dr.-Ing., Professor (Laxenburg, Austria)

Oye H., Dr.-Ing, Professor (Trondheim, Norway)

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

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

ISSN 2712-8970

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» - 39263.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Входит в перечень журналов ВАК по следующим научным специальностям:

05.07.02 Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов (технические);

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

05.07.07 Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем (технические);

05.13.01 Системный анализ, управление и обработка информации (по отраслям) (технические);

05.13.11 Математическое и программное обеспечение вычислительных машин, комплексов и компьютерных сетей (физико-математические науки).

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

l раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника. 3 раздел. Технологические процессы и материалы.

о раздел. технологические процессы и материалы.

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

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

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

Учредитель и издатель

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

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

Редактор Н. Н. Голоскокова
Ответственный редактор английского текста М. В. Савельева
Оригинал-макет и верстка Л. В. Звонаревой
Подписано в печать 25.03.2022. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 16,3.
Уч.-изд. л. 16,0. Тираж 100 экз. Заказ 3200. С 419/22.
Редакционно-издательский отдел СибГУ им. М.Ф. Решетнева.
Отпечатано в редакционно-издательском центре СибГУ им. М.Ф. Решетнева.
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.
Дата выхода в свет: 20.04.2022. 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:

05.07.02 Engineering, Design and Manufacturing of Aircraft (Engineering);

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

05.07.07 Control and Testing of Aircraft and its Systems (Engineering);

05.13.01 System Analysis, Management and Information Processing (branch-wise) (Engineering);

05.13.11 Mathematical Support and Software for Computers, Computer Systems and Computer Networks (Physical and Mathematical 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 been 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 Av., Krasnoyarsk,

660037, Russian Federation.

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

Editor N. N. GOLOSKOKOVA Executive editor (English Language) M. V. SAVELYEVA Layout original L. V. ZVONAREVA Signed (for printing): 25.03.2022. Format 70×108/16. Offset Paper. Print flat. 16,3. Published sheets 16,0. 100 copies. Order 3200. C 419/22. Printing and Publication Department Reshetnev University. Printed in the Department of copying and duplicating equipment Reshetnev University. 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk,

660037, Russian Federation.

Date of publication: 20.04.2022. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Кошелев П. Е., Юев А. А., Коноплев Ю. В., Толмачев А. С., Тишков А. И.	
Применение системы технического зрения, реконструирующей трехмерную форму	
объектов космической техники	8
Мусонов В. М., Романов А. П. Уменьшение погрешностей местоопределений	
объектов радионавигационной системы	21
Плешкова Т. С., Становов В. В. Сравнение методов кластеризации данных	
для автоматического определения грануляции в генетической нечеткой системе	33
Шуринова Д. А., Коваленко А. Н., Мурыгин А. В., Суворов А. Г. Определение	
критериев контрольных параметров приборов и алгоритма их определения	
для методики приёмо-сдаточных испытаний	43

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Бегишев А. М., Журавлев В. Ю., Назаров В. П., Торгашин А. С. Анализ	
напряженно-деформированного состояния призматической опоры	
рычажно-градуировочного устройства стенда испытаний ЖРД	54
Грачева Е. А., Синьковский Ф. К., Снытко Д. В., Замяти Д. А. Исследование	
метода, основанного на влиянии воздействия звуковых волн на сетеполотно,	
для измерения усилия натяжения сетеполотна на крупногабаритных рефлекторах	64
Зимин В. Н., Крылов А. В., Филиппов В. С., Шахвердов А. О. Привод из материала	
с эффектом памяти формы для трансформируемых космических конструкций	73
Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Исследование напряженного состояния	
и оценка устойчивости анизогридной цилиндрической оболочки при изменении	
параметров реберной структуры при статическом нагружении	81
Копылов Е. А., Лобанов Д. К., Мизрах Е. А. Автоматизированный стенд	
для электрических испытаний и диагностики ресурсных характеристик	
литий-ионных аккумуляторов	93
Тишков А. И., Коноплев Ю. В., Юев А. А., Кошелев П. Е., Захаров С. А.	
Перспективы применения комбинированного накопителя электроэнергии	
космического применения	105
Чеботарев В. Е., Фаткулин Р. Ф., Воронцова Е. О., Шангина Е. А.,	
Баландина Т. Н. Методические принципы проектирования космического аппарата	
на предельное энергообеспечение полезной нагрузки	116

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Удод Л. В., Аплеснин С. С., Абдельбаки Х., Коновалов С. О. Импеданс	
и диэлектрические свойства станнатов Bi ₂ Sn _{2-x} Fe _x O ₇	130

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Koshelev P. E., Yuev A. A., Konoplev Yu. V., Tolmachev A. S., Tishkov A. I.

Application of the computer vision system reconstructing the three-dimensional form
of space technology objects
Musonov V. M., Romanov A. P. Errors reduction in the location of objects
of the radio navigation system
Pleshkova T. S., Stanovov V. V. Comparison of data clustering methods for automatic
determination of granulation in a genetic fuzzy system
Shurinova D. A., Kovalenko A. N., Myrygin A. V., Suvorov A. G. Determination
of criteria for assessing the conformity of the refrigerator unit with the control parameters,
the algorithm of their definition

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Begishev A. M., Zhuravlev V. Y., Nazarov V. P., Torgashi A. S. Analysis	
of the stress-deformed state of the prismatic support of the lever-grading device	
of test stands for liquid rocket engines	54
Gracheva E. A., Sin'kovskiy F. K., Snytko D. V., Zamyatin D. A. Research	
of the method based on the influence of sound waves on the metal-mesh for measuring	
the tension force of the metal-mesh on large-sized reflectors	64
Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. Actuator made	
of a material with a shape memory effect for transformable space structures	73
Kovalchuk L. M., Burnysheva T. V. Investigation of the stress state and assessment	
of the stability of an anisogrid cylindrical shell when changing the parameters	
of the rib structure under static loading	81
Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrakh E. A. Automated stand for electrical	
testing and diagnostics of life characteristics of lithium-ion batteries	
Tishkov A. I., Konoplev Yu. V., Yuev A. A., Koshelev P. E., Zakharov S. A.	
Prospects of application of the combined storage space application	105
Chebotarev V. E., Fatkulin R. F., Vorontsova E. O., Shangina E. A.,	
Balandina T. N. Methodological principles of space vehicle design for the maximum	
energy supply of the payload	116

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Udod L. V., Aplesnin S. S., Abdelbaki H., Konovalov S. O. Impedance	
and dielectric properties of Bi ₂ Sn _{2-x} Fe _x O ₇ stannates	130



INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ





УДК 004.032.26 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-8-20

Для цитирования: Применение системы технического зрения, реконструирующей трехмерную форму объектов космической техники / П. Е. Кошелев, А. А. Юев, Ю. В. Коноплев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 8–20. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-8-20.

For citation: Koshelev P. E., Yuev A. A., Konoplev Yu. V., Tolmachev A. S., Tishkov A. I. Application of the computer vision system reconstructing the three-dimensional form of space technology objects. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 8–20. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-8-20.

Применение системы технического зрения, реконструирующей трехмерную форму объектов космической техники

П. Е. Кошелев^{*}, А. А. Юев, Ю. В. Коноплев, А. С. Толмачев, А. И. Тишков

Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1 *E-mail: switchcompany@yandex.ru

Тенденции развития промышленности в области космических аппаратов (КА) ставят все более сложные задачи перед мехатронными системами. Ввиду усложнения процессов компоновки КТК и солнечных батарей, текущие методы раскрытия конструкций становятся менее надежными и актуальными. Помимо этого, развитие орбитальных станций приводит к возникновению целого спектра задач. Одним из перспективных подходов является использование мехатронных манипуляторов, однако, функциональность их применения сильно ограничена заранее определенными при разработке алгоритмами перемещения исполнительного органа и манипуляций над объектами. В связи с этим, возникает необходимость в проработке новых подходов к нахождению и определению формы целевого объекта, для дальнейшего просчета алгоритма его взаимодействия со схватом мехатронного манипулятора.

В статье приводится метод реконструкции трехмерной формы объектов, основанный на применении системы технического зрения. Для получения пространственных характеристик сцены используется стереокамера. На основе полученных данных, сцена разбивается на несколько независимых геометрических поверхностей, с последующей поэтапной обработкой нейросетевыми алгоритмами. На каждом из этапов алгоритма происходит извлечение требуемых параметров целевых объектов. В качестве архитектуры нейронной сети используется YOLACT EDGE, осуществляющая семантическую сегментацию и классификацию объектов. Отдельной задачей можно вынести соотнесение пространственных характеристик целевых объектов и замещающей трехмерной модели. Для обеспечения этого соотнесения архитектура нейронной сети была дополнена ветвью «Маска опорных точек», обеспечивающей прогноз позиций опорных точек объектов, однозначно определяющих пространственные характеристики целевого объекта.

В результате, полученная система способна обеспечить построение трехмерной карты зоны обметания в режиме реального времени. Кроме того, на основе полученной телеметрической информации возможен просчет траектории движения исполнительного органа манипулятора и его взаимодействия с объектами.

Ключевые слова: система технического зрения, машинное обучение, стереозрение, обнаружение объектов.

Application of the computer vision system reconstructing the three-dimensional form of space technology objects

P. E. Koshelev^{*}, A. A. Yuev, Yu. V. Konoplev, A. S. Tolmachev, A. I. Tishkov

Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova 1, 1st Krasnoarmeyskaya St., St. Petersburg, 190005, Russian Federation *E-mail: switchcompany@yandex.ru

Trends in the development of the spacecraft (SC) industry present increasingly complex tasks for mechatronic systems. Due to the complexity of the assembly processes of large-sized transformable structures and solar panels, the current methods of opening structures are becoming less reliable and relevant. The development of orbital stations in addition leads to a whole range of new tasks. Using mechatronic manipulators is one of the promising approaches. However, the functionality of their application is severely limited by the algorithms for moving the executive body and manipulating objects, predetermined during development. In this regard, there is a need to develop new approaches to finding and determining the shape of the target object, for further calculation of the algorithm for its interaction with the mechatronic manipulator gripper.

The article presents a method for reconstructing the three-dimensional shape of objects, based on using a machine vision system. A stereo camera is used to obtain the scene's spatial characteristics. Based on the data obtained, the scene is divided into several independent geometric surfaces, followed by staged processing by neural network algorithms. The required parameters of the target objects are extracted at each stage of the algorithm. YolactEdge is used as a neural network architecture, which performs semantic segmentation and classification of objects. A separate task can be the correlation of the spatial characteristics of the target objects and the replacement three-dimensional model. To ensure this correlation, the neural network architecture was supplemented with a keypoint detection branch which provides a prediction of the positions of the reference points of objects that uniquely determine the spatial characteristics of the target object.

As a result, the system obtained is able to provide the construction of a three-dimensional map of the turning radius area in real time. In addition, based on the received telemetric information, it is possible to calculate the trajectory of the manipulator's executive body and its interaction with objects.

Keywords: computer vision system, machine learning, stereo vision, objects detection.

Введение

В настоящее время в космической области все большее применение находят робототехнические манипуляторы, выполняющие вспомогательную работу по ремонту, транспортировке и обслуживанию модулей космических станций. Ярким примером является используемая на МКС мобильная система обслуживания, состоящая из управляемых вручную манипуляторов Canadarm-2 и Dextre, выполняющая вышеперечисленные функции [1].

С другой стороны, в области перспективных проектов акцент все больше смещается на автономное робототехническое сервисное обслуживание, трактуемое в широком смысле и подразумевающее также роботизированные монтажные операции применительно к весьма широкому классу объектов, в том числе не приспособленных изначально к такому обслуживанию. При этом предполагаемые автономные робототехнические средства, являясь существенно более сложными по сравнению с использующимися на текущий момент на орбите устройствами, не только не имеют эксплуатируемых аналогов, но нацелены при этом на надежное решение весьма сложных комплексных задач [2].

Существенным ограничением в работе текущих автономных мехатронных устройств является то, что их функционирование строго ограничено заранее определяемыми при разработке алгоритмами перемещения и манипуляций над объектами [3]. Подобные ограничения не позволяют добиться автономности и гибкости функционального применения, а также оставляют необходимость в перестройке существующих алгоритмов управления при изменении условий эксплуатации и поставленных задач.

В связи с этим возникает необходимость в разработке новых подходов к нахождению и определению формы целевого объекта, для дальнейшего просчета алгоритма оптимального взаимодействия со схватом мехатронного манипулятора. Одним из перспективных подходов является применение системы технического зрения, основанной на искусственных нейронных сетях, с применением стереокамеры [4].

Предлагаемый подход предполагает обработку входящего видеопотока с последующим обнаружением и реконструкцией трехмерной формы искомых объектов, получением информации о положении их в пространстве относительно манипулятора, а также определение опорных точек на моделях объектов для дальнейшей генерации алгоритма перемещения исполнительного органа и захвата манипулятором объектов [5].

1. Применяемые подходы и методы

На текущей момент в области решения задачи реконструкции трёхмерной карты окружающего пространства предложено несколько перспективных решений. Однако каждое из них основывается на устоявшихся подходах, лишь прорабатывая и совершенствуя их использованием новых технологий. Подобный подход позволяет добиться улучшения показателей качества и скорости реконструкции, но при этом не решает задачу глобально.

Предложенный метод в статье [6] решает сразу несколько задач – это сегментация и классификация объектов, а также реконструкция трехмерной сцены при наличии на ней не статичных объектов (изменяющих свое положение). Посредством работы стереокамеры считываются пространственные характеристики, на основе которых система разделяет сцену с помощью сверточных нейронных сетей на несколько поверхностей. Полученные поверхности обрабатываются с помощью статичных или не статичных методов ICP и реконструируются с помощью инкрементного слияния карт глубины. Предложенная система показывает хорошие результаты в условиях реконструкции нестатичных сцен. Однако полученная трехмерная карта имеет зашумления, а также пустые зоны, так как с помощью заполнения вокселями реконструируется только видимая стереокамерой поверхность объектов.

Вторым примечательным проектом является [7]. Авторами был разработан мобильный робот-манипулятор, оснащенный 2D-камерой и стереокамерой. Полученная система предназначена для реализации автономного процесса производства небольших изделий на нескольких удаленных друг от друга станках. Ключевой особенностью является применение нейронной сети PointVoxel-RCNN [8], основывающейся на обнаружении объектов на карте глубины со стереокамеры. Помимо обнаружения и классификации, нейросеть также способна восстановить трехмерную форму объектов методом подбора наиболее подходящего по габаритам параллелепипеда. Недостатками предложенного подхода является достаточно высокая сложность подготовки набора данных и обучения сети (так как осуществляется на основе облака трехмерных точек), а также низкая точность реконструкции трёхмерной формы объектов.

2. Предлагаемый метод реконструкции трехмерной карты

В приведенной статье представляется более совершенный подход, позволяющий реконструировать трёхмерную карту зоны обметания для робототехнической системы. Полученная карта содержит достоверно воссозданные трёхмерные модели целевых объектов с сохранением габаритных показателей, а также объекты-препятствия. Приводимый в статье метод разбивает сцену на несколько независимых геометрических поверхностей с последующей поэтапной обработкой нейросетевыми алгоритмами для извлечения требуемых параметров целевых объектов. На рис. 1 представлена обобщенная схема алгоритма реконструкции сцены по видеопотоку, которую «семантически» можно разделить на 5 этапов обработки.



Рис. 1. Схема предлагаемого метода реконструкции трёхмерной карты

Fig. 1. Scheme of the proposed method of reconstruction of the three-dimensional map

1. Получение пространственных и «цветовых» данных сцены в виде двух независимых слоев: RGB-видеопотока и карты глубины.

2. Декомпозиция сцены на целевые объекты и фоновую поверхность.

3. Определение замещающей трехмерной модели и пространственных характеристик целевых объектов.

4. Расчет характеристик замещающей модели.

5. Комплексирование полученных данных в единую трехмерную сцену.

2.1. Получение характеристик сцены

Задача определения пространственных характеристик зоны обметания манипулятора решается посредством применения стереокамеры [9]. Подобные устройства состоят из пары камер, равноудаленных от центральной оптической оси, что позволяет на основе аппарата триангуляции получить облако трехмерных точек. Полученное облако представляет собой массив значений и содержит расстояние для каждого пикселя от камеры до видимых объектов. Однако рассматриваемый метод содержит и проблемы, связанные с неравномерным распределением и структурной неоднозначностью между целевыми объектами и фоном. Для их решения предлагается использовать дополнительный метод определения целевых объектов по RGBвидеопотоку с модуля стереокамеры.

2.2. Декомпозиция сцены

Одним из эффективных методов решения является применение сверточных нейронных сетей, позволяющих классифицировать и сегментировать контуры объектов на RGB-видеопотоке. Нейронная сеть обучается до необходимого уровня минимизации функции ошибки на подготовленном вручную наборе изображений с уже классифицированными и сегментированными объектами [10]. Представленный метод был выбран исходя из того, что, по сравнению с другими алгоритмами обнаружения объектов, обладает несколькими важными преимуществами [11]. Первое – достаточно высокая робастность к изменениям условий функционирования, таким как масштабирование, сдвиг, деформация и частичное перекрытие объектов, а также изменение уровня освещенности. Вторым достоинством является высокая точность классификации и сегментации объектов при правильном обучении нейросети.

На данный момент разработано множество различных архитектур нейронных сетей, каждая из которых имеет свои достоинства и недостатки. Однако спектр выбора сильно ограничен, так как следует учитывать специфику условий функционирования. Выполнение задачи управления манипулятором требует от системы достаточно высокой скорости обработки информации,

а применение в космической области накладывает существенные ограничения на массогабаритные показатели аппаратной части.

Наибольшего прогресса в области скорости обработки добились в архитектуре YOLACT [12]. В ней разделяют сегментацию экземпляра на две параллельные задачи. В первой задаче используются сверточные сети для генерации набора масок-прототипов одинакового размера для каждого изображения, а в выходных данных используется функция ReLU для нелинеаризации. Вторая задача – обнаружение объектов на основе якоря. Он содержит три ветви: первая ветвь используется для прогнозирования коэффициентов маски для каждого прототипа, вторая – для прогнозирования достоверности категорий экземпляров, а третья – для прогнозирования координат ограничивающей рамки.

Однако сеть YOLACT требует достаточно высокой вычислительной мощности, что сказывается на необходимости использования затратной аппаратной части. Поэтому предлагается использовать модифицированную архитектуру YOLACT EDGE, способную на небольших периферийных устройствах (например, Jetson AGX Xavier) в режиме реального времени обрабатывать (классифицировать и сегментировать) до 80 типов объектов на 2D-изображениях [13]. В архитектуру YOLACT внесено несколько ключевых изменений. Первое – на уровне алгоритмов используются возможности механизма оптимизации Nvidia TensorRT для квантования параметров сети до меньшего количества битов. Второе – изменение затрагивает системный уровень, используя кадровую избыточность видеопотока для переработки и распространения признаков на следующие кадры видеопотока, чтобы дорогостоящие вычисления опорных признаков нейронной сети не вычислялись полностью для каждого кадра.

2.3. Определение замещающей модели

Как отмечалось ранее, задачей алгоритма является повышение гибкости функционирования системы управления манипулятором. Однако для достижения этой цели недостаточно обнаружить объект, необходимо также определить оптимальный алгоритм манипуляций над ним, что требует учета его геометрической формы и центра масс. Для решения такой задачи комплекса данных с нейронной сети и стереокамеры может быть недостаточно, так как при попытке прямой реконструкции сцены могут возникнуть пустые области у реконструированного объекта. На рис. 2, a, δ приведен пример образования пустых областей, выделенных красным цветом.



Рис. 2. Пример образования пустых областей Fig. 2. An example of the formation of empty areas

Подобная особенность вызвана тем, что система имеет представление только о видимой части сцены, что приводит к большим неточностям в построении трёхмерной формы объекта (облако трёхмерных точек также является зашумленным) либо к необходимости кругового рассмотрения объекта стереокамерой. Как видно на рис. 3, *a*, *в*, метод прямой реконструкции не всегда обеспечивает достаточную плотность покрытия поверхности объекта трехмерными точками, что особенно заметно при видимости только одной стороны объекта. Также видно, что при изменении пространственного положения объекта или стереокамеры, итоговая плотность находится в большой зависимости от уровня перпендикулярности плоскости объекта сильно зашумлена, однако, при изменении положения камеры, реконструкция становится все более плотной (рис. 3, *б*, *в*).



Рис. 3. Пример прямой реконструкции объекта Fig. 3. Example of direct reconstruction of an object

Для решения приведенной проблемы предлагается, вместо попытки прямой реконструкции формы объекта, использовать замещающую трёхмерную модель, подобранную в соответствии с классифицированным объектом. Подобный подход позволит не только упростить реконструкцию сцены и объектов на ней (так как система будет способна реконструировать видимые объекты при единичном осмотре), но и повысить гибкость алгоритма захвата объекта, что обеспечивается наличием полной трёхмерной модели, на основе которой лучше просчитывается траектория, по сравнению с зашумленной приблизительной воксельной моделью. Рассматриваемый подход предполагает решение трех задач: определение метода реконструкции объекта, соотнесение положения и габаритов замещающей модели и целевого объекта.

2.4. Реконструкция трехмерной формы

Обнаруженные целевые объекты реконструируются на трёхмерной карте робототехнического манипулятора с помощью замены на аналогичную трехмерную модель. Рассматриваемый метод предполагает подготовку необходимого набора данных, позволяющих сформировать трехмерную модель.

Одним из методов формирования является использование полностью идентичной трехмерной модели, позволяющей добиться высокой точности воспроизведения целевого объекта. Однако такой подход имеет существенный недостаток, так как модель формируется заранее и является цельной. Поэтому, в случае воспроизведения объекта сложной формы, трехмерная модель будет иметь множество деталей, необходимых только для просчета непосредственного взаимодействия манипулятора с самим объектом, а в случае присутствия большого количества сложных объектов на сцене существенно увеличатся ресурсные затраты.

В связи с этим предлагается осуществлять реконструкцию целевого объекта с помощью геометрических примитивов на основе подготовленного шаблона воспроизведения. Предлагаемое решение имеет следующие достоинства: сокращение количества требуемой памяти для хранения моделей (так как хранится лишь описание их структуры); возможность в режиме реального времени варьировать степень детализации реконструкции объекта в зависимости от требований к системе. Например, при просчете общих траекторий движения манипулятора не требуется точное (детализированное) представление об окружающих объектах. Однако на этапе взаимодействия с целевым объектом более точные детали могут существенно повлиять на построение алгоритма взаимодействия с объектом. Еще одним преимуществом является возможность соотнесения точечных деталей трехмерной модели объекта (кнопка, переключатель, разъем) с их функциональным назначением, что позволяет реализовывать боле прогрессивные алгоритмы взаимодействия с объектами.

2.5. Объект-препятствие

Также следует учитывать вероятность возникновения объектов на сцене, отсутствующих в обучающей выборке, вследствие чего не распознанных нейронной сетью. При штатной работе подобные объекты не представляют интерес и не учитываются системой. Однако в случае, когда подобный объект пересекается с траекторией движения манипулятора или визуально перекрывает целевые объекты, он классифицируется как объект-препятствие и требует учета при построении трёхмерной карты и просчете траектории движения манипулятора. В связи с этим возникает дополнительная задача обнаружения и определения формы подобных объектов.

Так как распознавание объектов-препятствий изначально не предусмотрено системой, обнаружение возможно только по косвенным признакам. Таковые признаки могут быть обнаружены в двух случаях: 1) когда объект-препятствие частично перекрывает целевой объект (вследствие чего объект будет распознан, но с меньшим процентом идентификации нейронной сети); 2) когда объект-препятствие полностью перекрывает целевой объект, где он реконструирован на трехмерной карте.

В независимости от косвенного признака, реконструкция объекта-препятствия происходит на основе остаточного слоя (слой без целевых объектов). Представленный слой получается после применения операции симметрической разности между слоями карта глубины и сегментированные объекты. Область возникновения косвенного признака сопоставляется с остаточным слоем, в результате чего рассчитывается приблизительный контур объекта-препятствия, который дополнительно обрабатывается алгоритмом Min-Cut. Описанный принцип кратко продемонстрирован на рис. 4, где синим контуром выделена область возникновения косвенного признака, позволяющая распространить маску сегментации на объект-препятствия.



Рис. 4. Определение формы объекта-препятствия Fig. 4. Determining the shape of the obstacle object

2.6. Опорные точки

Для дальнейшей реконструкции трехмерной карты необходимо определить пространственные характеристики (ориентация и габариты) целевых объектов. Важно учесть, что нейронные сети классифицируют и сегментируют объект как единое целое, «семантически» не различая

его поверхности, в связи с чем необходимо разработать дополнительный метод обнаружения отличительных признаков объекта, однозначно определяющих пространственные характеристики целевого объекта.

Представленную задачу предлагается решить методом определения опорных точек. В качестве точек могут выступать различные области геометрического изменения поверхности объекта (грани, углы и прочие визуально выраженные места) (рис. 5).

Модели глубокого обучения могут быть способными прогнозировать местоположение опорных точек. В такой постановке речь идет о решении задачи регрессионного анализа. В этом случае в качестве независимых входных параметров выступают пиксели изображения



Рис. 5. Опорные точки объекта Fig. 5. Keypoint object

целевого объекта, а зависимыми входными параметрами являются координаты опорных точек объекта, для чего архитектуру нейронной сети необходимо модифицировать дополнительным выходным слоем «Маска опорных точек». Полученная архитектура представлена на рис. 6.



Рис. 6. Модифицированная архитектура сверточной нейронной сети

Fig. 6. Modified convolutional neural network architecture

Таким образом, метод расчета характеристик замещающей модели принимает на вход три слоя: карту сегментации объектов, карту признаков опорных точек и карту глубины. Для получения карты признаков опорных точек на вход нейронной сети подается слой RGB-изображения, выходными данными является массив значений

$$\left[N \times k\right]_f,\tag{1}$$

где N – количество обнаруженных нейронной сетью целевых объектов; k – список обнаруженных опорных точек каждого из объектов, представляющий собой карту вероятности присутствия на RGB-изображении.

Каждый элемент массива (1) состоит из трех подэлементов: x, y, p. Переменные x, y являются координатами опорной точки на RGB-изображении, элемент $p \in (0,1]$ определяет вероятность существования опорной точки.

Для дальнейшего преобразования в трехмерную поверхность используется карта глубины, на которую проецируются данные из массива (1). В результате получается слой приблизительной оценки объектов, на основе которого уже можно приблизительно оценить пространственные и габаритные характеристики целевых объектов.

Однако следует учитывать, что полученная маска сегментации с помощью YOLACT EDGE может быть зашумлена и неизбежно возникновение несоответствия между RGB-изображением и картой глубины. Поэтому сегментация на полученном слое 2 дополнительно уточняется на основе метода геометрической постобработки карты глубины, для чего применяется кластеризация облака трехмерных точек с помощью алгоритма Min-Cut [14].

Представленный метод предназначен для сегментации объектов в облаке трехмерных точек, каждая отдельная точка рассматривается как вершина. При объединении соседних вершин ребрами образуется поверхность объекта. Учитывая некоторые вершины как приоритеты переднего плана, метод вырезает объект переднего плана из облака трехмерных точек на основе результатов вычислений веса ребер. На вход Min-Cut подаются данные обнаруженных опорных точек массива (1) в качестве приоритета переднего плана, а также слой сегментированных объектов для ограничения области обработки в пределах целевого объекта. Для оценки веса ребер необходимо определить два параметра уравнения: стоимость сглаживания ребер и фоновый штраф Р

$$C = e^{-\left(\frac{l}{\sigma}\right)^2},\tag{2}$$

где l – длинна ребра (чем удаленнее вершины друг от друга, тем больше вероятность того, что они не будут соединены); σ – параметр, определяемый пользователем.

Фоновый штраф – это вес точек, связанных с точками переднего плана. При этом для совместной точки J(Jx, Jy, Jz) задается входной параметр r – максимальный горизонтальный (плоскость X-Y) радиус объектов переднего плана, тогда для соседней точки J(x, y, z) ее фоновый штраф равен

$$P = \frac{\sqrt{(x - J_x)^2 + (y - J_y)^2}}{r}.$$
 (3)

После применения метода Min-Cut на выходе получается слой итоговой оценки характеристик объектов, на основе которого уже можно проводить точную оценку пространственных и габаритных показателей обнаруженных объектов.

2.7. Метрика для оценки обнаружения опорных точек

Задача обнаружения опорных точек объекта является относительно новым направлением в области нейронных сетей, поэтому необходимо обозначить методики оценки результатов их работы. Для оценки обнаружения опорных точек используется метрика, называемая сходством опорных точек объекта (OKS). Метрика количественно оценивает близость предсказанного положения опорной тоски, относительно истинной (ожидаемой) позиции. Значение OKS приближается к 1 по мере приближения предсказанной опорной точки к истинному положению. Формула для оценки выглядит следующим образом:

$$OKS = \exp\left(-\frac{d_i^2}{2_s^2 k_i^2}\right),\tag{4}$$

где d_i – евклидово расстояние между предсказанным и истинным положением; *s* – масштаб объекта и k_i – константа для конкретной опорной точки (мера стандартного отклонения конкретной опорной точки от ожидаемого местоположения).

Переменная *s* относится к масштабу объекта. Чем больше объект, тем менее строго должна оцениваться ошибка определения позиции опорной точки. Подобный метод обеспечивается тем, что, если объект большой, то допустимо предсказать опорную точку немного в стороне от истинной опорной точки. Однако, если объект маленький, небольшое отклонение от истины может привести к тому, что предсказанная опорная точка окажется вне объекта.

Особенность метрики OKS заключается в том, что для всех предсказанных опорных точек, находящихся на определенном радиальном расстоянии от истинного положения, оценка метрики будет равнозначна. На рис. 7 представлен наглядный пример оценки обнаружения опорной точки «кнопка».



Рис. 7. Пример оценки метрикой OKS

Fig. 7. An example of an assessment by the OKS metric

На рис. 7 зеленая точка отражает желаемое положение опорной точки (в качестве примера была выбрана кнопка), а каждая из трех синих точек – возможные примеры положения предсказанной опорной точки. Таким образом, на приведенном примере предсказанным опорным точкам соответствуют три концентрических круга.

2.8. Определение пространственных характеристик

Как отмечалось в главе 2.3, после проведения реконструкции трёхмерной формы объекта, необходимо также соотнести пространственное положение и габариты замещающей модели и целевого объекта.

Решение первой задачи основывается на обработке полученного с выхода нейронной сети слоя опорных точек, а также карты глубины. Пространственное положение обнаруженных опорных точек целевого объекта сопоставляется с аналогичными точками на полученной трехмерной модели, что позволяет определить ее ориентацию. В свою очередь, позиция вычисляется исходя из преобразования локальных координат карты глубины (так как положение считается относительно стереокамеры) в глобальные с помощью классического подхода на основе матриц перехода [15; 16].

Схема алгоритма решения второй задачи представлена на рис. 8. Алгоритм определения габаритов объекта заключается в следующем: на основе сегментированного контура целевого объекта определяется искомая область проведения расчетов на карте глубины, после чего

рассматриваемая область сопоставляется с расположением опорных точек, что позволяет определить длину граней объекта, на основе которых вычисляется коэффициент масштабирования замещающей трехмерной модели.



Рис. 8. Схема алгоритма определения габаритов замещающей модели

Fig. 8. Schematic of the algorithm for determining the dimensions of the replacement model

Заключение

В представленной работе предложен подход к реконструкции трехмерной формы объектов, на основе системы технического зрения. Благодаря применению современных методов на основе сверточных нейронных сетей и камеры стереозрения, система способна в режиме реального времени отслеживать пространственное положение целевых объектов зоны обметания манипулятора, вместе с тем реконструируя трёхмерную карту. Кроме того, на основе полученной телеметрической информации возможен просчет алгоритмов управления и взаимодействия исполнительного органа с объектами.

Полученная система позволяет расширить спектр возможного применения в космической области робототехнических систем, за счет высокого уровня функциональной адаптивности и робастности к изменениям условий эксплуатирования, благодаря чему может использоваться в составе мехатронного манипулятора при раскрытии солнечных панелей или КТК в качестве вспомогательной и/или экстренной системы. Наличие системы распознавания обеспечивает анализ окружающего пространства, тем самым предоставляя обратную связь процесса раскрытия элементов конструкции, обеспечивая возможность устранения неполадок в случае возникновения внештатных ситуаций. Например, в случае некорректного раскрытия какой-либо части конструкции, система способна подстроить алгоритм управления манипулятором, что позволит исправить возникшие неполадки и нивелировать возможные последствия.

Библиографические ссылки

1. Белоножко П. П. Космическая робототехника: Опыт и перспективы развития // ВКС. 2018. № 1 (94). С. 84–93.

2. Белоножко П. П. Космическая робототехника для монтажа и сервиса. Потенциальные задачи, концепции перспективных систем // ВКС. 2019. № 2 (99). С. 84–97.

3. Алгоритмы управления движением схвата манипулятора / Н. Д. Беклемишев и др. // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2017. № 47. 36 С.

4. Буянов А. А., Власов А. И. Макеев С. С. Исследование нейросетевых алгоритмов, применяемых для распознавания образов // Молодые ученые – науке, технологиям и профобразованию для устойчивого развития проблемы и новые решения : 2-я Междунар. конф. СН. 2000. С. 22–25.

5. Медведев М. В., Кирпичников А. П. Трехмерная реконструкция объектов в системе технического зрения мобильного робота // Вестник Казанского технологич. ун-та. 2014. № 15. С. 326–330.

6. SplitFusion: Simultaneous tracking and mapping for non-rigid scenes / Li Y. et al. // IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems. 2020. P. 5128–5134.

7. Zhou Z. et al. Learning-based object detection and localization for a mobile robot manipulator in SME production // Robot. Comput. Integr. Manuf. 2022. No. 73. P. 102229–102241.

8. Shi S. et al. PV-RCNN: Point-voxel feature set abstraction for 3D object detection // Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 2020. P. 10529–10538.

9. Oh J.K., Lee S., Lee C.H. Stereo vision based automation for a bin-picking solution // Int. J. Control. Autom. Syst. 2012. No.10. P. 362–373.

10. Клехо Д. Ю., Карелина Е. Б. Батыев Ю. П. Использование технологии сверточных нейронных сетей в сегментации объектов изображения // Вестник МГУЛ – Лесной вестник. 2021. Vol. 25, No. 1. Р. 140–145.

11. Макаренко А. А. Калайда В. Т. Методика локализации изображения лица для систем видеоконтроля на основе нейронной сети // Известия ТПУ. 2006. № 8 (309). С. 113–117.

12. Bolya D. et al. YOLACT: Real-time instance segmentation // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. 2019. P. 9157–9166.

13. Liu H. et al. YolactEdge: Real-time Instance Segmentation on the Edge. 2021. P. 9579–9585.

14. Golovinskiy A., Funkhouser T. Min-cut based segmentation of point clouds // 2009 IEEE 12th International Conference on Computer Vision Workshops, ICCV Workshops. 2009. P. 39–46.

15. Luu T. H., Tran T. H. 3D vision for mobile robot manipulator on detecting and tracking target // ICCAS 2015 – 2015 15th International Conference on Control, Automation and Systems, Proceedings. 2015. P. 1560–1565.

16. Хомченко В. Г. Робототехнические системы. Омск : ОмГТУ, 2016. 195 с.

References

1. Belonozhko P. P. [Space Robotics: Experience and Development Prospects]. *VKS*. 2018, Vol. 94, No. 1, P. 84–93 (In Russ.).

2. Belonozhko P. P. [Space robotics for installation and service. Potential tasks, advanced systems concepts]. *VKS*. 2019, Vol. 99, No. 2, P. 84–97 (In Russ.).

3. Beklemishev N. D. et al. Algoritmy upravleniya dvizheniem skhvata manipulyatora [Motion control algorithms of the manipulator clamp]. *Preprinty IPM im. M. V. Keldysha.* 2017, No. 47, 36 p.

4. Buyanov A. A., Vlasov A. I. Makeev S. S. [Research on neural network algorithms used for pattern recognition]. *Molodye uchenye – nauke, tekhnologiyam i profobrazovaniyu dlya ustoychivogo razvitiya problemy i novye resheniya 2-ya Mezhdunar. konf. SN.* [Young Scientists to Science, Technology, and Vocational Education for Sustainable Development: Problems and New Solutions]. 2000, P. 22–25 (In Russ.).

5. Medvedev M. V., Kirpichnikov A. P. [Three-dimensional reconstruction of objects in the vision system of a mobile robot]. *Vestnik Kazanskogo tekhnologicheskogo universiteta*. 2014, No. 15. P. 326–330 (In Russ.).

6. Li Y. et al. SplitFusion: Simultaneous tracking and mapping for non-rigid scenes. *IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*. 2020, P. 5128–5134.

7. Zhou Z. et al. Learning-based object detection and localization for a mobile robot manipulator in SME production. *Robot. Comput. Integr. Manuf.* 2022, No. 73. P. 102229–102241.

8. Shi S. et al. PV-RCNN: Point-voxel feature set abstraction for 3D object detection. *Proceedings* of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2020, P. 10529–10538.

9. Oh J. K., Lee S., Lee C. H. Stereo vision based automation for a bin-picking solution. *Int. J. Control. Autom. Syst.* 2012, No. 10, P. 362–373.

10. Klekho D. Yu., Karelina E. B. Batyev Yu.P. [USING CONVOLUTIONAL NEURAL NETWORK TECHNOLOGY IN IMAGE OBJECT SEGMENTATION]. *Vestnik MGUL – Lesnoy vestnik*. 2021, Vol. 25, No. 1, P. 140–145 (In Russ.).

11. Makarenko, A. A., Kalayda V. T. [Face Image Detection Method for Video Monitoring Systems Based on Neural Network]. *Izvestiya TPU*. 2006, Vol. 309, No. 8, P. 113–117 (In Russ.).

12. Bolya D. et al. YOLACT: Real-time instance segmentation. *Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision*, 2019, P. 9157–9166.

13. Liu H. et al. YolactEdge: Real-time Instance Segmentation on the Edge. *arXiv preprint arXiv*, 2021. Available at: https://arxiv.org/abs/2012.12259.

14. Golovinskiy A., Funkhouser T. Min-cut based segmentation of point clouds. *IEEE 12th International Conference on Computer Vision Workshops, ICCV Workshops,* 2009, P. 39–46.

15. Luu T. H., Tran T. H. 3D vision for mobile robot manipulator on detecting and tracking target. *ICCAS 2015 – 2015 15th International Conference on Control, Automation and Systems, Proceedings*, 2015, P. 1560–1565.

16. Khomchenko V. G. *Robototekhnicheskie sistemy*. [Robotics systems]. Omsk, OmGTU Publ., 2016, 195 p.

© Кошелев П. Е., Юев А. А., Коноплев Ю. В., Толмачев А. С., Тишков А. И., 2022

Кошелев Павел Евгеньевич – магистрант, инженер; Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: switchcompany@yandex.ru.

Юев Алексей Андреевич – аспирант, младший научный сотрудник, инженер; Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: betterthanjms@gmail.com.

Коноплев Юрий Вячеславович – аспирант, младший научный сотрудник, ассистент, инженер; Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: sz11079812@mail.ru.

Толмачев Александр Сергеевич – аспирант, научный сотрудник; Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: pifonepaf@gmail.com.

Тишков Александр Игоревич – аспирант, младший научный сотрудник, инженер; Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова. E-mail: tishko-sash@yandex.ru.

Koshelev Pavel Evgen'evich – Master's Degree Student, engineer; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova. E-mail: switchcompany@yandex.ru.

Yuev Aleksey Andreevich – PhD student, junior researcher, engineer; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova. E-mail: betterthanjms@gmail.com.

Konoplev Yuriy Vyacheslavovich – PhD student, junior researcher, assistant professor, engineer; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova. E-mail: urzig_eastwood@mail.ru.

Tolmachev Aleksandr Sergeevich – PhD student, research scientist; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova. E-mail: pifonepaf@gmail.com.

Tishkov Aleksandr Igorevich – PhD student, junior researcher, engineer; Baltic State Technical University "Voenmeh" named after D. F. Ustinova. E-mail: tishko-sash@yandex.ru.

УДК 631.365.22 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-21-32

Для цитирования: Мусонов В. М., Романов А. П. Уменьшение погрешностей местоопределений объектов радионавигационной системы // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 21–32. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-21-32.

For citation: Musonov V. M., Romanov A. P. Errors reduction in the location of objects of the radio navigation system. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 21–32. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-21-32.

Уменьшение погрешностей местоопределений объектов радионавигационной системы

В. М. Мусонов^{*}, А. П. Романов

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

В представленной работе рассмотрен метод повышения точности местоопределения бортовой станции по сигналам радионавигационных систем наземного базирования. В радионавигационной системе на основе излучения сигнала ведущей опорной станцией производится приём сигналов ведомыми опорными станциями с определением моментов их прихода относительно собственных шкал времени. С другой стороны, на основе излучения сигналов ведомыми опорными станциями производится приём сигналов ведущей опорной станцией с определением моментов их прихода относительно собственной шкалы времени. Согласно измеренным моментам прихода излучённых сигналов, вычисляются временные поправки к шкалам времени ведомых опорных станций относительно ведущей опорной станции. Так как вычисление временной поправки производится за время не более 10 с, то исключаются случайные составляющие, обусловленные непостоянством скорости распространения поверхностной электромагнитной волны в следствие непостоянства параметров окружающей среды и параметров приповерхностного слоя участка распространения электромагнитной волны. При превышении вычисленного значения временной поправки длительности тактового интервала формируемого сигнала проводят коррекцию момента (с точностью до такта) формирования модулирующего кода сигнала, излучаемого ведомой опорной станцией, и коррекцию вычисленного значения временной поправки на величину скорректированных ранее длительностей тактов. Откорректированные значения временных поправок (предварительно закодированных) передаются каждой из ведомых опорных станций в составе их навигационных сигналов. Потребитель навигационной информации принимает сигналы, излучённые опорными станциями, через декодирование выделяет из сигналов опорных станций информацию о рассогласовании временных шкал и проводит измерения радионавигационных параметров с повышенной точностью, обусловленной компенсацией погрешности несинхронности сигналов излучения ведомых опорных станций радионавигационной системы.

Ключевые слова: радионавигационная система, опорные станции, бортовая станция, точность измерение координат.

Errors reduction in the location of objects of the radio navigation system

V. M. Musonov^{*}, A. P. Romanov

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

In the present paper, a method for improving the accuracy of the dead reckoning position of a board station based on signals from ground-based radio navigation systems is considered. In the radio navigation system, based on the radiation of the signal by the master fixed station, signals are received by the slave fixed stations with the determination of the moments of their arrival relative to their own time scales. On the other hand, based on the radio frequency radiation of signals by the slave fixed stations, signals are received by the master fixed station with the determination of the moments of their arrival relative to their own time scale. According to the measured moments of arrival of the radio frequency radiation signals, time corrections to the time scales of the slave fixed stations relative to the master fixed station are calculated. Since the time correction is calculated for a time of no more than 10 seconds, a random components are excluded due to the variability of the propagation velocity of the surface electromagnetic wave due to the variability of the environmental parameters and the parameters of the near-surface layer of the electromagnetic wave propagation area. If the calculated value of the time correction of the duration of the clock interval of the generated signal is exceeded, the moment correction (up to a clock) of the formation of the modulating code of the signal radiated by the slave fixed station is carried out and the calculated value of the time correction is corrected by the value of the previously corrected clock durations. The corrected values of the time corrections (pre-coded) are transmitted to each of the slave fixed stations as part of their navigation signals. The navigation information user receives the radio navigation signals radiated by the fixed stations, through decoding highlights information about the mismatch of time scales from the signals of the fixed stations and measures the radio navigation parameters with heightened accuracy due to compensation for the error of the outof-sync radiation signals of the slave fixed stations of the radio navigation system.

Keywords: radio navigation system, fixed station, board station, accuracy of the dead reckoning position.

Введение

Несмотря на значительные успехи, достигнутые в области координатно-временного обеспечения при помощи спутниковых радионавигационных систем (СРНС), радионавигационные системы (РНС) наземного базирования продолжают играть немаловажную роль в координатном обеспечении объектов авиации, наземных транспортных средств и объектов морского базирования.

В настоящее время к РНС наземного базирования предъявляются повышенные требования к точности и достоверности радионавигационных определений, кроме того, РНС должны позволять решать задачи наземной поддержки потребителей СРНС. Такая поддержка может быть реализована путем возложения на РНС функций передачи дифференциальных поправок к сигналам СРНС, что реализуется путем размещения в составе опорных станций (ОС) РНС контрольно-корректирующих станций (ККС) СРНС. При этом выбираемая структура сигналов РНС должна позволять передавать в составе навигационных сигналов блоки цифровой информации, несущие данные дифференциальной коррекции и служебные сообщения с заданной скоростью.

Уменьшение погрешности радионавигационных определений в РНС невозможно без решения другой проблемы – синхронизации шкал времени (ШВ) опорных станций, что обеспечивает задание единой системной шкалы времени (СШВ) радионавигационной системы.

Методы синхронизации опорных станций радионавигационных систем

Рассмотрим известные методы реализации системной шкалы времени в СРНС и РНС. В СРНС ГЛОНАСС и GPS реализация СШВ осуществляется путем установки на борт каждого из навигационных космических аппаратов (НКА) высокоточных стандартов частоты и времени и определении параметров ухода шкалы времени НКА по результатам измерений, выполняемых станциями наземного комплекса управления (НКУ). Информация о значениях корректирующих коэффициентов полиномов, аппроксимирующих уход часов, закладывается на борт навигационных космических аппаратов СРНС с передающих станций НКУ по выделенному радиоканалу [1].

В РНС для реализации единой СШВ могут быть использованы следующие способы:

1) дифференциальный режим РНС, требующий наличия контрольного пункта (КП), находящегося в точке с известными заранее координатами. При этом результаты измерений КП используются для вычисления корректирующих поправок для каждой из опорных станций к СШВ. Полученные значения корректирующих поправок каждой из опорных станций к СШВ передаются по выделенному радиоканалу в эфир. Потребители РНС измеряют значения радионавигационных параметров и принимают сигналы КП, несущие информацию о поправках к шкалам времени ОС или к значениям радионавигационных параметров (РНП). Используя принятую корректирующую информацию, потребитель исправляет результаты собственных измерений, в результате чего устраняются погрешности, вызванные рассогласованием временных шкал ОС, а также коррелированные составляющие погрешностей на трассе распространения сигналов [2];

2) использование в составе ОС высокостабильных квантовых стандартов частоты и использование возимых стандартов частоты для периодических сличений шкал времени ОС и введения поправок в СШВ [3; 4];

3) калибровка PHC по методам взаимного контроля OC и по измерениям на контрольной точке [2].

Первый способ реализуется путем определения значений корректирующих поправок на основе взаимного контроля сигналов ОС и ввода полученных поправок в сигналы каждой из ОС. Второй способ реализуется путем определения поправок к сигналам всех ОС РНС в контрольном пункте с известными координатами, после чего полученные при калибровке значения поправок вводятся в состав излучаемых сигналов ОС;

4) синхронизация РНС, основанная на использовании внешних источников, например, СРНС.

Недостатки существующих методов синхронизации радионавигационных систем

Существующие способы синхронизации сигналов навигационных пунктов РНС имеют следующие недостатки:

 – дифференциальный метод ввода поправок имеет недостаток, состоящий в необходимости выделения специального радиоканала для передачи поправок в реальном времени, организации и облуживании КП, разработки аппаратуры потребителей РНС с учетом необходимости приема дополнительных сигналов, излучаемых КП;

 второй метод синхронизации требует наличия возимого стандарта частоты, организации перевозок этого стандарта между станциями системы, проведения сличений временных шкал возимого стандарта и стандартов частоты ОС;

– недостатком третьего метода является то, что во время проведения калибровки требуется выводить РНС из штатного режима, что приводит к прерыванию обеспечения потребителей информацией о координатах. Кроме того, с течением времени, прошедшего от момента последней калибровки, информация о поправках устаревает, вследствие взаимного расхождения ШВ опорных станций, обусловленного долговременной нестабильностью частоты используемых стандартов частоты и времени, что приводит к постепенной деградации точности определений; – реализация четвертого метода возможна лишь при наличии приеме сигналов СРНС. Но одной из особенностей СРНС является зависимость точности измерения РНП от солнечной активности [5]. К тому же, РНС с синхронизацией по СРНС теряет автономность.

Наличие указанных недостатков явилось побудительным мотивом для разработки метода формирования единой системной шкалы времени и её коррекции посредством опорных станций наземной РНС, позволяющего в значительной степени снизить влияние указанных недостатков на точность измерения радионавигационных параметров.

Метод расчета расхождения шкал времени ОС

На рис. 1. представлена геометрическая структура РНС. Антенны передающих устройств опорных станций OC_A (является ведущей опорной станцией), OC_B и OC_C (являются ведомыми опорными станциями), расположенных в пунктах A, B и C с известными с геодезической точностью координатами $(x_A \ y_A)$, $(x_B \ y_B)$ и $(x_C \ y_C)$, излучают радионавигационные сигналы. В пункте M находится бортовая станция (БС), местоположение (координаты $x_M \ y_M$) которой необходимо определить. С учётом известных моментов излучения сигналов опорными станциями (OC_A, OC_B и OC_C) и измеренных временах распространения излучённых радионавигационных сигналов (первичная обработка радионавигационных сигналов [6]) при известных скоростях распространения электромагнитных волн вдоль трасс AM, BM и CM посредством аппаратуры (вторичная обработка радионавигационных сигналов [6]) бортовой станции определяются дальности d_{AM} , d_{BM} и d_{CM} трасс AM, BM и CM и по известным координатам пунктов A, B и C определяются координаты $x_M \ y_M$ местоположения БС.



Рис. 1. Геометрическая структура наземной PHC Fig. 1. Geometric structure of the ground-based RNS

В навигационной системе используются широкополосные сигналы с минимальной частотной манипуляцией [7] (далее по тексту — сигналы), обеспечивающие сужения основной полосы частот спектра сигнала, уменьшение уровня боковых составляющих, а также исключение необходимости специального радиоканала для передачи необходимой информации посредством использования дополнительной кодовой фазовой манипуляции (ФМ). В этом случае наиболее эффективным способом разделения широкополосных сигналов, излучаемых опорными станциями, является кодовый метод разделения таких сигналов на приёмной стороне. Кодовый метод разделения сигналов предусматривает формирование и излучение сигналов, модулированных кодами псевдослучайных последовательностей (ПСП). Если на OC_A в качестве модулирующего кода выбрана ПСП [8], то на OC_B (OC_C) в качестве модулирующих кодовых ПСП используются циклические сдвиги на n_B (n_C) двоичных символов одной и той же исходной кодовой ПСП, выбранной на ОС_A. Если необходимо использовать три сигнала, то циклический сдвиг для каждой из ОС определяется как $n_i \approx (i-1)L/j$ (здесь *i* – номер одной из *j* опорных станций; $L = 2^m - 1 - д$ лина исходного *M*-кода ПСП, формируемого посредством *m*-разрядного регистра сдвига, охваченного обратной связью через схему ИСКЛЮЧАЮЩЕЕ-ИЛИ). Следует добавить, что при работе с кодовым разделением сигналов все ОС работают на одной частоте, а излучаемые сигналы ОС перекрываются во времени.

Каждая из ОС включает в себя передающее и приёмное устройства. Посредством передающего устройства производится формирование и излучение сигнала через излучающую антенну. Посредством приёмного устройства осуществляется приём и обработка сигналов, излучённых соседними ОС. Результатом первичной обработки принятого сигнала станет формирование момента приёма принятого сигнала с учётом задержки, связанной с групповой задержкой сигнала в высокочастотном тракте и задержкой, обусловленной следящими системами за задержкой кода и фазой радиосигнала [9]. В качестве приёмной антенны (с фазовыми центрами в точках А', В' и С') опорной станции используется укороченная несимметричная вертикальная антенна, расположенная с разносом по вертикали на 1 м относительно вершины излучающей антенны (с фазовыми центрами в точках А, В и С), что создаёт развязку относительно излучающей антенны не менее 20 дБ [10]. Кроме того, дополнительная развязка обеспечивается за счёт использования кодового разделения излучаемого сигнала $s_A(t,d_i)$ (d_i – модулирующий код ПСП) опорной станцией ОС_А и принимаемого сигнала $s_B(t - \tau_p, d_{in})$ (d_{in} – модулирующий код *d_i* ПСП с *n* циклическим сдвигом) от опорной станции ОС_В. Величина задержки $\tau_{\rm p}$ распространения ЭМВ на трассе АВ определяется скоростью υ_{AB} распространения поверхностной электромагнитной волны в свободном пространстве [11] и выбранным расстоянием r_{4B} между опорными станциями. В данном случае, кодовое разделение предполагает вычисление значения взаимной корреляции сигналов $s_A(t,d_i)$ и $s_B(t-\tau_p, d_{in})$. Как выше было показано, второй сигнал отличается от первого модулирующим кодом, соответствующему циклическому сдвигу на *n* двоичных символов и тогда необходимо вычислить значение автокорреляции сигналов $s_A(t,d_i)$ и $s_B(t-\tau_p, d_{in})$ при их относительной задержке $\tau = \tau_P + n\tau_3(\tau_3 - d_{in})$ длительность символа в коде ПСП). Необходимо также учесть использование дополнительной кодовой ФМ на указанные сигналы. По формулам [12] для МЧМ-сигнала с модулирующим М-кодом ПСП длины $L = 2^{14} - 1 = 16383$ и с дополнительной ФМ получен график модуля нормированной периодической ($T = L\tau_3$ – период) автокорреляционной функции (ПАКФ) от относительного числа задержки k ($k = [\tau / \tau_{2}]$ – целое число сдвигов на длительность символов ПСП). На рис. 2 представлен график сегмента (с целью получения высокого разрешения) модуля нормированной ПАКФ при ФМ на интервале [5308, 5476] числа сдвигов. Как видно из рис. 2, при задержке $5398\tau_3$ возможно минимальное значение – $1/L \simeq 10^{-4}$. Если опорные станции удалены друг от друга на расстояние r_{AB}=300 км, то при этом задержка распространения сигнала составит $\tau_{\rm p}$ ≃1 мс (используя скорость υ_{AB} ≃3·10⁸ м/с, совершаем ошибку порядка 0,1 %) и при $\tau_{_{9}} = 2,5 \cdot 10^{-6}$ с будет соответствовать задержке $k_{_{3}} = r_{_{AB}} / (\upsilon_{_{AB}} \tau_{_{9}})$ на 400 двоичных символов ПСП. Согласно рис. 2, чтобы обеспечить минимальное значение модуля нормированной ПАКФ (для k = 5398), необходимо использовать модулирующий код ПСП опорной станции ОС_в с циклическим сдвигом на $n_B = 4998 = 5398 - 400$ символов. Можно сказать, что сигналы $s_A(t,d_i)$ и $s_B(t-\tau_p, d_{in})$ в пункте их обработки (а также в точках, принадлежащих поверхности круга, радиусом $\tau_{3} v_{AB} / 2 \approx 350$ м, с центром расположения приёмно-излучающей антенны) будут существенно разделены, что эквивалентно обеспечению дополнительной развязке антенн не более $-42 \ \text{дБ} \simeq 10 \ \text{lg}(1/L)$.



Рис. 2. Фрагмент модуля нормированной ПАКФ для МЧМ сигналов с дополнительной ФМ

Fig. 2. Fragment of the normalized PACF module for MSK signals with additional FM

На рис. З изображены временные диаграммы, соответствующие моментам приёма и излучения сигналов РНС при действующих шкалах времени (ШВ*). Шкала времени каждой из ОС представляет собой непрерывную последовательность интервалов, равных длительности $L\tau_3$ сигнала, отсчитываемых от начала момента t = 0 времени. Шкалы времени, у которых на любом интервале длительности сигнала начальные фазы и комплексные огибающие сигналов совпадают с требуемой точностью, называются синхронными [2] и в течение измерения навигационных параметров необходимо поддерживать эту синхронность. В нашем случае в моменты времени t_A , t_B и t_C опорные станции OC_A, OC_B и OC_C излучают радиосигналы относительно собственных шкал времени (ШВ_A, ШВ_B, ШВ_C) и моменты t_* времени не равны нулю. Это обусловлено тем, что в инерционных цепях формирования высокочастотного сигнала возникает групповое запаздывание, что приводит к отставанию момента излучения «заданной» фазы модулирующего кода относительно момента его формирования в генераторе кода и, соответственно, к отличию действительного момента излучения относительно того, которое передаётся в навигационном сообщении [13]. В связи с идентичностью исполнения формирователей радиосигналов, это время для всех OC одинаково, т. е. $t_A = t_B = t_C$ относительно собственных шкал времени (ШВ_А, ШВ_В и ШВ_С).

Относительно шкалы времени ШВ_A опорной станции ОС_A определяются моменты $t_{A'B}$ и $t_{A'C}$ времени прихода сигналов, излучённых опорными станциями ОС_B и ОС_C в моменты времени t_B и t_C относительно собственных шкал времени ШВ_B и ШВ_C [9]. Относительно шкалы времени ШВ_B опорной станции ОС_B определяется момент времени $t_{B'A}$ прихода сигнала, излучённого опорной станцией ОС_A в момент времени t_A относительно собственных шкалы времени t_B относительно шкалы времени ШВ_A. Относительно шкалы времени ШВ_C опорной станции ОС_C определяется момент времени $t_{C'A}$ прихода сигнала, излучённого опорной станцией ОС_A в момент времени t_A относительно шкалы времени $t_{C'A}$ прихода сигнала, излучённого опорной станцией ОС_A в момент времени t_A относительно собственной шкалы времени ШВ_A. Относительно шкалы времени t_A относительно собственной шкалы времени $t_{C'A}$ прихода сигнала, излучённого опорной станцией ОС_A в момент времени $t_{C'A}$ прихода сигнала, излучённого опорной станцией ОС_A в момент времени t_A относительно собственной шкалы времени ШВ_A. Относительно шкалы времени t_A относительно собственной шкалы времени t_{MA} , t_{MC} и t_{MB} прихода сигналов, излучённых опорными станциями ОС_A, ОС_C и ОС_B в моменты времени t_A , t_C и t_B относительно собственных шкал времени ШВ_A.



Puc. 3. Временные диаграммы приёма и передачи сигналов PHC Fig. 3. Time diagrams of reception and transmission of RNS signals

Время $\tau_{AB'}$ распространения сигнала от пункта А к точке В' определяется как $\tau_{AB'} = r_{AB'} / \upsilon_{AB'}$ (здесь $r_{AB'}$ – географическое расстояние между опорными станциями ОС_А и OC_в, известное с геодезической точностью; $v_{AB'}$ – скорость распространения электромагнитной волны (ЭМВ) на трассе AB'). В наземных РНС измерение навигационных параметров осуществляется посредством измерения задержки распространения поверхностной ЭМВ. В этом случае скорость v_{AB'} распространения ЭМВ будет зависеть как от параметров окружающей среды (температуры, влажности, давления), так и параметров приповерхностного слоя участка распространения ЭМВ (диэлектрической и магнитной проницаемости, проводимости). Точно предсказать значения всех этих параметров в момент распространения поверхностной ЭМВ практически невозможно. Отсюда следует, что как бы точно мы не измеряли время $\tau_{AB'}$ [14], в нем всегда будет присутствовать случайная составляющая $\Delta \tau_{AB'}$, обусловленная непостоянством во времени параметров трассы распространения ЭМВ (при расчёте дальностей это приведёт к ошибке в связи с использованием расчётного значения скорости вместо фактически существующей скорости v_{АВ'}). В соответствии с этим, измеренную задержку распространения ЭМВ на трассе AB' можно представить в виде суммы точного значения задержки $\hat{\tau}_{AB'}$ и ошибки $\Delta \tau_{AB'}$ в форме $\tau_{AB'} = \hat{\tau}_{AB'} + \Delta \tau_{AB'}$.

С учётом выше сказанного для времени распространения сигнала на трассе *BA*' задержку на трассе *BA*' можно представить в виде суммы точного значения задержки $\hat{\tau}_{BA'}$ и ошибки $\Delta \tau_{BA'}$ в форме $\tau_{BA'} = \hat{\tau}_{BA'} + \Delta \tau_{BA'}$.

По шкале времени ШВ_В (рис. 3) относительно момента времени t_B можно измерить псевдозадержку [9] распространения сигнала на трассе AB' как

$$\boldsymbol{\tau}_{B}^{*} = \boldsymbol{t}_{AB'} - \boldsymbol{t}_{B} + \Delta \boldsymbol{\tau}_{AB'} = \hat{\boldsymbol{\tau}}_{B} + \Delta \boldsymbol{\tau}_{AB'}, \tag{1}$$

где $\hat{\tau}_B$ – точное значение измеренной псевдозадержки согласно ШВ_В. В измеренной псевдозадержке τ_B^* также будет присутствовать случайная составляющая $\Delta \tau_{AB'}$, обусловленная вышеуказанными причинами. На сегодня выделенный временной интервал [t_B , $t_{AB'}$] можно измерить с точностью до 0,05 нс [15].

На опорной станции OC_B, при аппаратурной обработке сигнала, излученного с OC_A, погрешность вычисленного значения псевдозадержки τ_B^* при известном моменте t_B будет определяться среднеквадратической ошибкой (СКО) $\sigma_{\tau B}$ слежения за временем в следящей системе OC_B. В установившемся режиме СКО будет определяться $\sigma_{\tau B}^2 = 1/(\omega_2^2 q^2)$ [13], где $q^2 = 30 \, \text{дБ} - 100 \, \text{gm}^2$ отношение сигнал/ шум в полосе Δf_c сигнала, действующего на входе приёмника OC_B (OC_A разнесена в пространстве от OC_B на 300 км и $\Delta f_c = 0,78 f_T$); $\omega_3 = 2\pi f_3 - 3\phi\phiektuber (сред$ неквадратическая) ширина спектра комплексной огибающей ПС сигнала МЧМ $(\Delta f_{9} = 0,19 f_{T} \simeq 76 \ \kappa \Gamma \mu \ [12]$ при тактовой частоте $f_{T} = 0,4$ МГ μ). Отсюда СКО слежения за задержкой в следящей системе за временем составит не более 6,5 нс. Так как опорные станции статически устойчивые, то для k измеренных выделенных временных интервалов можно использовать плавающее усреднение. Измеритель временных интервалов [15] позволяет производить измерения с периодом не менее 1 мкс. В нашем случае используется сигнал, длительностью $T = L\tau_3 \simeq 40$ мс. При использовании k = 100 усреднений, СКО слежения за временем составит $\tilde{\sigma}_{\tau B} = 6,5 / \sqrt{k} \simeq 0,65$ нс.

При приёме в точке A' в момент времени $t_{A'B}$ шкалы времени ШВ_A сигнала, излученного от пункта *B* в момент времени t_B шкалы времени ШВ_B, по шкале времени ШВ_A (рис. 3) можно определить псевдозадержку распространения сигнала на трассе *BA'* как

$$\tau_{AB}^{*} = t_{BA'} - t_{A} + \Delta \tau_{BA'} = \hat{\tau}_{BA'} + \Delta \tau_{BA'}, \qquad (2)$$

где $\hat{\tau}_{BA'}$ – точное значение измеренной псевдозадержки согласно ШВ_А. В этой измеренной псевдозадержке также будет присутствовать случайная составляющая $\Delta \tau_{BA'}$, обусловленная вышеуказанными причинами.

Здесь погрешность вычисления τ_{AB}^* также будет определяться СКО σ_A слежения за временем в следящей системе OC_A и которая составит также не более 0,65 нс (в связи с идентичностью параметров следящей системы за временем на OC_A и для k = 100 усреднений).

Расхождение ШВ_В относительно ШВ_А составит

$$\Delta t_B = [\overline{\tau}_B^* - \overline{\tau}_{AB}^*] / 2 = [\overline{\hat{\tau}}_B + \Delta \tau_{AB'} - (\overline{\hat{\tau}}_{AB} + \Delta \tau_{BA'})] / 2 \cong (\overline{\hat{\tau}}_B - \overline{\hat{\tau}}_{AB}) / 2.$$
(3)

Здесь в Δt_B совместное воздействие случайных составляющих будет минимально, так как за время измерения (не более 0,1 с) псевдозадержек параметры трасс *AB'* и *BA'* распространения ЭМВ практически остаются неизменными. Тогда можно сказать, что расхождение шкал времени будет определяться равноточными значениями измеренных псевдозадержек. Погрешность вычисления Δt_B , определяемая погрешностью разности измеренных временных интервалов с равной СКО, составит $\sigma_{pm} = \sqrt{2}\sigma_{\tau B} \approx 0,92$ нс.

Аналогичные вычисления псевдозадержек τ_C^* и τ_{AC}^* можно получить для трасс *AC*' и *CA*' распространения ЭМВ (рис. 1) и тогда расхождение ШВ_С относительно ШВ_А составит

$$\Delta t_{C} = [\overline{\tau}_{C}^{*} - \overline{\tau}_{AC}^{*}] / 2 = [\overline{\hat{\tau}}_{C} + \Delta \tau_{AC'} - (\overline{\hat{\tau}}_{AC} + \Delta \tau_{CA'})] / 2 \cong (\overline{\hat{\tau}}_{C} - \overline{\hat{\tau}}_{AC}) / 2, \qquad (4)$$

где $\overline{\tau}_{C}^{*} = \overline{\hat{\tau}}_{C} + \Delta \tau_{AC'}$ – усреднённая псевдозадержка распространения сигнала на трассе AC', измеренная относительно шкалы времени ШВ_C; $\overline{\tau}_{AC}^{*} = t_{CA'} - t_{A} + \Delta \tau_{CA'}$ – усреднённая псевдоза-

держка распространения сигнала на трассе CA', измеренная относительно шкалы времени ШВ_A (рис. 3).

Погрешность вычисления Δt_C , определяемая разностью измеренных временных интервалов с равной СКО, составит также $\sigma_{pm}\sqrt{2}\sigma_{\tau C} \approx 0.92$ нс (в связи с идентичностью параметров следящей системы за временем на ОС_С с ОС_A).

Согласно рис. 3, ШВ_A «отстаёт» от ШВ_B и ШВ_C и расхождение шкал времени Δt_B и Δt_C имеет положительный знак, при «опережении» шкалы времени ШВ_A расхождение шкал времени Δt_* будет иметь отрицательный знак. Если для вычисленного значения расхождения шкалы времени будет выполняться условие $|\Delta t_*| < \tau_3$, то посредством кодирования значения Δt_* и дополнительной фазовой манипуляции производится передача кодированной информации (о поравке к ШВ*) бортовой станции. Если для вычисленного значения расхождения шкалы времени будет выполняться условие $|\Delta t_*| \ge k\tau_3$ (здесь k – целое число), то сначала производится коррекция моментов формирования модулирующего кода ПСП на k циклов «влево», при $\Delta t_* < 0$ производится циклический сдвиг модулирующего кода ПСП на k циклов «вправо». После этого, посредством кодирования разности $|\Delta t_*| - k\tau_3$ (знак разности соответствует знаку Δt_*) и дополнительной фазовой манипуляции, производится передача кодированной информации (об откорректирования разности $|\Delta t_*| - k\tau_3$ (знак разности соответствует знаку Δt_*) и дополнительной фазовой манипуляции, производится передача кодированной информации (об откорректированной поправке к ШВ*) бортовой станции. В общем, передача информации (опоправках к ШВ*) бортовой станции может быть осуществлена в виде резервных сообщений стандарта передачи дифференциальных поправок RTCM SC-104 [16].

Что касается системной шкалы времени ШВ_м, то здесь также необходимо проводить коррекцию вычисленного значения Δt_M (как будет показано ниже) расхождения ШВ_м (рис. 3) только в случае, если для вычисленного значения расхождения шкалы времени Δt_M будет выполняться условие $|\Delta t_M| \ge k \tau_3$ (здесь k – целое число). Здесь производится коррекция моментов формирования модулирующего кода ПСП для опорных сигналов систем слежения за фазой и временем на БС. В этом случае при $\Delta t_M < 0$ производится циклический сдвиг модулирующего кода ПСП на k циклов «влево», при $\Delta t_M > 0$ производится циклический сдвиг модулирующего кода ПСП на k циклов «вправо».

Для поддержания допустимой погрешности синхронизации требуется периодическое проведение коррекции ШВ. Определим допустимый интервал времени между двумя последовательными во времени коррекциями ШВ. Пусть с момента времени, когда синхронизация временных шкал опорных станций осуществлена идеально (расхождение шкал времени отсутствует), задающими генераторами опорных станций в течение времени Δt порождается совместный частотный сдвиг Δf опорных частот f (здесь f – номинальные значения частот) задающих генераторов опорных станций. Сообразно с этим частотный сдвиг Δf приведёт к ошибке Δr измерения дальности, которая будет обусловлена ошибкой измерения времени $\Delta \tau = \Delta r/c$ (c – скорость распространения ЭМВ [14]). Тогда частотный сдвиг Δf можно представить как доплеровский сдвиг по частоте $\Delta f = \Delta f_{\text{доп}} = f \upsilon/c$, обусловленный скоростью $\upsilon = \Delta r / \Delta t$ изменения ошибки Δr измерения дальности. Таким образом, можно сказать, что за время Δt наблюдения частотный сдвиг Δf порождает расхождение $\Delta \tau$ шкал времени, и записать $\Delta f = f \Delta \tau / \Delta t$. Таким образом, допустимый межкоррекционный интервал для расхождения $\Delta \tau$ шкал времени будет определяться выражением

$$\Delta t = \Delta \tau / \left(\Delta f / f \right). \tag{5}$$

Допустимая погрешность синхронизации ШВ ($\Delta \tau = 0.92$ нс) обуславливает погрешность измерения расстояния $\Delta d < 0.3$ м. При использовании на опорных станциях рубидиевых стандартов частоты FE5650A с относительной нестабильностью частоты $\Delta f / f = 10^{-12}$, значение требуемого периода Δt коррекции ШВ составит ($0.92 \cdot 10^{-9} / 10^{-12} = 0.2 \cdot 10^3 c$) не более 15 мин. Этого времени достаточно, чтобы обеспечить передачу информации о поправках к ШВ бортовой станции с минимальной вероятностью ошибок (не более $1 \cdot 10^{-5}$), что обеспечит допустимую погрешность синхронизации шкал времени навигационной системы.

Алгоритм вычисления координат БС

Координаты расположения БС (рис. 1, пункт М) можно определить путем решения системы трех уравнений для квазидальностей, отличающихся от геометрических дальностей (d_{AM} , d_{BM} и d_{CM} , рис. 1) на величину, пропорциональную расхождению шкал времени (Δt_B и Δt_C) и системной шкалы времени (Δt_M , рис. 3) при скоростях (υ_{AM} , υ_{BM} и υ_{CM}) распространения сигналов, которые могут быть определены по метеопараметрам [14], соответствующим трассам (AM, BM и CM) распространения сигналов, в форме

$$\upsilon_{AM} \tau_{AM} = \sqrt{(x_A - x_M)^2 + (y_A - y_M)^2} + \upsilon_{AM} \Delta t_M,$$

$$\upsilon_{BM} (\tau_{BM} + \Delta t_B) = \sqrt{(x_B - x_M)^2 + (y_B - y_M)^2} + \upsilon_{BM} \Delta t_M,$$

$$\upsilon_{CM} (\tau_{CM} + \Delta t_C) = \sqrt{(x_C - x_M)^2 + (y_C - y_M)^2} + \upsilon_{CM} \Delta t_M,$$
(6)

где $\tau_{AM} = t_{MA} - t_A$ – псевдозадержка распространения сигнала на трассе AM, измеренная по шкале времени ШВ_M; $\tau_{BM} = t_{MB} - t_B$ – псевдозадержка распространения сигнала на трассе BM, измеренная по шкале времени ШВ_M; $\tau_{CM} = t_{MC} - t_C$ – псевдозадержка распространения сигнала на трассе CM, измеренная по шкале времени ШВ_M; Δt_M – расхождение системной шкалы времени ШВ_M относительно шкалы времени ШВ_A опорной станции ОС_A – искомое значение.

Приведенная система уравнений (6) содержит три уравнения с тремя неизвестными x_M , y_M , Δt_M и может быть разрешена на практике, например, при помощи итерационного метода Ньютона [1]. Точность полученного решения будет определяться погрешностью измеренных значений псевдозадержек (τ_{AM} , τ_{BM} и τ_{CM}). Погрешность измеренных значений псевдозадержек будет определяться СКО слежения за временем принимаемых сигналов в приёмнике бортовой станции. СКО слежения за временем в когерентной системе слежения за временем определяется по формуле [17] $\sigma_{\tau} = 1/(2\pi f_c q) \approx 8$ нс (на предельной дальности 600 км относительно опорной станции отношение Сигнал/Шум в полосе информационного символа составляет $q^2 = 10$ дБ и центральная частота ПС сигнала с МЧМ $f_c = 2$ МГц). С учётом СКО синхронизации ШВ (<1 нс), максимальная СКО σ_M измерения псевдозадержки t_{*M} составит не более 10 нс. Это позволяет реализовать измерение РНП (дальности при удалении БС от опорной станции на 600 км) временным методом в автономной наземной РНС с точностью не хуже 3 м.

Заключение

Таким образом, предложенный в данной статье метод измерения местоопределения бортовой станции при известной несинхронности излучений сигналов опорных станций позволяет решать задачу определения местоположения бортовой станции без необходимости задания единой системной шкалы времени РНС. При этом путем приема цифровой информации от каждой из ведомых опорных станций, несущих наряду со служебной информацией информацию о поправках к шкалам времени тех же опорных станций, аппаратурой бортовой станции производится компенсация погрешностей, обусловленных несинхронностью излучения сигналов опорных станций РНС. Предложенный метод уменьшения погрешности определения координат бортовой станции и повышения метрологических характеристик РНС в целом могут найти применение в современных наземных РНС с широкополосными сигналами.

Библиографические ссылки

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др. / под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.

2. Радионавигационные системы сверхдлинноволнового диапазона / С. Б. Болошин и др. М. : Радио и связь, 1985. 263 с.

3. Nard G. Geoloc: Spread spectrum concept applied in new accurate medium-long range radiopositioning system. Sercel, France, 1984.

4. Syledis network design. Sercel, France, 1985.

5. Демьянов В. В. Особенности функционирования спутниковых РНС в неблагоприятных гелио-географических условиях. Иркутск : ИрГУИС, 2010. 212 с.

6. Информационные технологии в радиотехнических системах / В. А. Васин, И. Б. Власов, Ю. М. Егоров и др. / под ред. И. Б. Фёдорова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 768 с.

7. Методы модуляции и приёма цифровых частотно-манипулированых сигналов с непрерывной фазой / В. Б. Крохин, В. Ю. Беляев, А. В. Гореликов и др. // Зарубеж. Радиоэлектроника. 1982. № 4. С. 58–72.

8. Ипатов В. П. Широкополосные системы и кодовое разделение сигналов. М. : Техносфера, 2007. 487 с.

9. Цифровые радиоприёмные системы / М. И. Жодзишский, Р. Б. Мазепа и др. М. : Радио и связь, 1990. 208 с.

10. Лавров Г. А. Взаимное влияние линейных вибраторных антенн. М. : Связь, 1975. 130 с.

11. Кинкулькин И. Е., Рубцов В. Д., Фабрик М. А. Фазовый метод определения координат. М. : Сов. Радио, 1979. 280 с.

12. Simon M. K. The autocorrelation function and power spectrum of PCM/FM with random binary modulating waveforms // IEEE Trans. 1976. Vol. COM-24, No. 10. P. 1576–1584.

13. Перов А. И. Основы построения спутниковых радионавигационных систем. М. : Радиотехника, 2012. 240 с.

14. Агафонников А. М. Фазовые радиогеодезические системы для морских исследований. М. : Наука, 1979. 164 с.

15. TDC – GP2 Universal 2 Channel Time – to – Digital Converter.

16. RTCM Recommended Standards For Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service. Future Version 2.2. Future successor to RTCM recommended standards for differential NAVSTAR GPS Service Version 2.1 // RTCM Special Committee. 1996. No. 104.

17. Радиотехнические системы / Ю. П. Гришин, В. П. Ипатов, Ю. М. Казаринов и др. / под ред. Ю. М. Казаринов. М. : Высш. шк., 1990. 496 с.

References

1. Shebshaevich V. S., Dmitriev P. P., Ivantsevich N. V. et al. *Setevye sputnikovye radio navigat-sionye sistemy* [Network satellite radio navigation systems]. Ed. by V. S. Shebshaevich. 2nd ed., reprint. and extra. Moscow, Radio and communication, 1993, 408 p.

2. Bolothin S. B., Semenov G. A., Guzman A. S. *Radio navigatsionye sistemy sverkhdlinnovogo diapazona* [Radion navigation system of superlong weves range]. Moscow, Radio and communication, 1985.

3. Nard G. Geoloc: Spread spectrum concept applied in new accurate medium-long range radio-positioning system. Sercel, France, 1984.

4. Syledis network design. Sercel, France, 1985.

5. Demyanov V. V. Osobenosti funkzionirovaniya sputnikovih RNS v neblagopriyatnih geliogeograficheskih usloviyah [Features of the functioning of satellite RNS in unfavorable heliogeographical conditions]. Irkutsk, IrGUIS Publ., 2010, 212 p.

6. Vasin V. A., Vlasov I. B., Egorov Yu. M. et al. *Informazionye tekhnologyi v radiotekhnicheskikh sistemah* [Information technologies in radio engineering systems]. Ed. by I. B. Fedorov. Moscow, Publishing House of Bauman Moscow State Technical University, 2004, 768 p.

7. Krokhin V. B., Belyaev V. Yu., Gorelikov A. V. et al. [Methods of modulation and reception of digital frequency-manipulated signals with continuous phase]. *Abroad. Radio electronics*. 1982, No. 4, P. 58–72 (In Russ.).

8. Ipatov V. P. *Shirokopolosnye sistemy i kodovoe razdelenie signalov* [Broadband systems and code separation of signals]. Moscow, Technosphere Publ., 2007, 487 p.

9. Zhodzishsky M. I., Mazepa R. B. et al. *Zyfpovye radiopriemnye sistemy* [Digital radio receiving systems]. Moscow, Radio and Communications Publ., 1990, 208 p.

10. Lavrov G. A. *Vzaimnoe vlijanie vibratornyh anten* [Mutual influence of linear vibratory antennas]. Moscow, Svyaz Publ., 1975, 130 p.

11. Kinkulkin I. E., Rubtsov V. D., Fabrik M. A. *Phazovyi metod opredeleniya kordinat* [Phase method of determining coordinates]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1979, 280 p.

12. Simon M. K. The autocorrelation function and power spectrum of PCM/FM with random binary modulating waveforms. *IEEE Trans.* 1976, Vol. COM-24, No. 10, P. 1576–1584.

13. Perov A. I. *Statisticheskaya teoriya radiotehnicheckikh sistem* [Statistical theory of radio engineering systems]. Moscow, Radio Engineering Publ., 2003, 400 p.

14. Agafonnikov A. M. *Phazovye radiogeodezicheskie sistemy dlya morskikh issledovaniy* [Phase radio-geodesic systems for marine research]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 164 p.

15. TDC – GP2 Universal 2 Channel Time – to – Digital Converter.

16. RTCM Recommended Standards For Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service. Future Version 2.2. Future successor to RTCM recommended standards for differential NAVSTAR GPS Service Version 2.1 // RTCM Special Committee. 1996. No. 104.

17. Grishin Yu. P., Ipatov V. P., Kazarinov Yu. M. et al. *Radio engineering systems* [Radio engineering systems]. Ed. by Yu. M. Kazarinov. Moscow, Higher School, 1990, 496 p.

© Мусонов В. М., Романов А. П., 2022

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

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

Musonov Vladimir Mikhailovich – Candidate of Technical Sciences, Professor of the APG Department; Siberian State University of Science and Technology named after Academician M. F. Reshetnev. E-mail: sen@sibsau.ru.

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

УДК 519.87 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-33-42

Для цитирования: Плешкова Т. С., Становов В. В. Сравнение методов кластеризации данных для автоматического определения грануляции в генетической нечеткой системе // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 33–42. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-33-42.

For citation: Pleshkova T. S., Stanovov V. V. Comparison of data clustering methods for automatic determination of granulation in a genetic fuzzy system. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 33–42. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-33-42.

Сравнение методов кластеризации данных для автоматического определения грануляции в генетической нечеткой системе*

Т. С. Плешкова¹, В. В. Становов

Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79 ¹E-mail: tatyana.pleshkova2310@gmail.com

В статье предлагается применение методов кластеризации для определения наиболее подходящего количества нечетких термов при построении генетической нечеткой системы. При этом система на нечеткой логике применяется для решения задач классификации данных и автоматически формируется генетическим алгоритмом. В работе использовался генетический алгоритм с кодировкой термов и классов в бинарную строку, при этом каждый индивид кодировал базу правил. Для построения базы правил необходимо задавать такой параметр, как количество нечетких термов, так как он существенно влияет на качество сформированных классификаторов. Для выявления лучшего метода кластеризации данных было проведено сравнение наиболее известных алгоритмов: DBSCAN, k-средних и алгоритм среднего сдвига. Для оценки эффективности подобранного количества нечетких термов были проведены вычислительные эксперименты на нескольких наборах данных. По результатам было определено, что алгоритм среднего сдвига подбирает такое количество термов, которое позволяет строить более точные классификаторы в сравнении с двумя другими методами, участвовавшими в тестировании. Также было проведено сравнение с альтернативными методами классификации, такими как к ближайших соседей, метод опорных векторов и нейронные сети, в результате которого предложенный метод показал сравнимое качество классификации. Разработанный подход к автоматизации определения количества термов позволяет исключить ручной подбор грануляции для различных данных, снижая затраты на создание эффективной нечеткой системы для задачи классификации.

Ключевые слова: классификация, нечеткая логика, генетический алгоритм, DBSCAN, k-средних, алгоритм среднего сдвига.

Comparison of data clustering methods for automatic determination of granulation in a genetic fuzzy system

T. S. Pleshkova¹, V. V. Stanovov

Siberian Federal University 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation ¹E-mail: tatyana.pleshkova2310@gmail.com

^{*} Работа выполнена в рамках программы государственной поддержки ведущих научных школ (грант Президента РФ НШ-421.2022.4).

The work was carried out within the framework of the state support program for leading scientific schools (grant of the President of the Russian Federation NSh-421.2022.4).

The paper proposes applying clustering methods to determine the most appropriate number of fuzzy terms to design a genetic fuzzy system. The fuzzy logic system in this study is used to solve data classification problems and is automatically generated by a genetic algorithm. In this study we used a genetic algorithm with encoding of terms and classes into a binary string, while each individual encoded a rule base. It is necessary to set the number of fuzzy terms parameter to build a rule base, since it significantly affects the quality of the generated classifiers. To determine the best method of data clustering, the most well-known algorithms were compared: DBSCAN, k-means and the mean shift algorithm. To evaluate the efficiency of the selected number of fuzzy terms, computational experiments were performed on several data sets. Based on the results, it was determined that the mean shift algorithm selects such a number of terms that allows building more accurate classifiers in comparison to the other two methods involved in testing. A comparison was also made with alternative classification methods such as k nearest neighbors, support vector machine and neural networks, as a result of which the proposed method showed comparable classification quality. The developed approach to automating the determination of the number of terms makes it possible to exclude manual selection of granulation for various data, reducing the cost of creating an effective fuzzy system for solving classification problems.

Keywords: classification, fuzzy logic, genetic algorithm, DBSCAN, k-means, Mean Shift.

Введение

Одним из важных инструментов для анализа данных является классификация, суть которой состоит в группировке объектов по классам в соответствии с их общими признаками. Известно, что классификация – это необходимый шаг в понимании любой области исследования [1]. На данный момент существует множество методов, позволяющих решать задачи классификации. Но многие современные и популярные методы являются своего рода черным ящиком [2], который получает на вход данные и выводит ответ, но проводит классификацию без предоставления информации о происходящих внутри процессах.

Не все задачи допускают использование черных ящиков, так как часто, в зависимости от области исследования, необходимо понимать, какие признаки повлияли на результат классификации. Интерпретируемая классификация применяется для многих задач, в которых важно обеспечить возможность обосновывать решения и объяснять результат, в особенности для таких задач, в которых цена ошибки слишком велика. К таким задачам можно отнести классификацию различной аппаратуры космического применения. Поэтому при изучении различных методов, использующихся для классификации данных, было принято решение использовать эволюционные алгоритмы для построения систем на нечеткой логике (НЛ) [3].

Нечеткая логика была предложена американским ученым математиком Лотфи Заде с целью описания расплывчатых определений естественного языка [4]. Подход НЛ имитирует способ принятия решений человеком и вместо четких понятий истина (1) и ложь (0) включает все промежуточные значения между 0 и 1. В нечеткой классификации рассматривается отнесение каждого объекта ко всем классам с определенными степенями принадлежности, которые в свою очередь указывают силу ассоциации между объектом и соответствующим классом [5]. Поэтому одним из важных этапов является подбор нечеткой базы правил, представляющей собой набор независимых правил, каждое из которых выражает причинно-следственную связь между входными переменными и соответствующим классом с помощью нечеткого множества или термов [6].

При этом существует задача подбора нечеткой грануляции (термов), так как количество термов зависит от данных. Решение данной задачи является многоуровневым процессом, поэтому в статье речь пойдет о создании базы правил с использованием генетического алгоритма, подборе нечеткой грануляции с помощью кластеризации данных, описании экспериментов, результатах и направлении будущих исследований.

Построение базы правил генетическим алгоритмом

Как уже было сказано ранее, качество подобранной базы правил (БП) влияет на точность классификации (процент верно классифицированных объектов с помощью подобранной БП) и

интерпретируемость, поэтому в разработанном алгоритме использован поиск БП с помощью генетического алгоритма (ГА) [7]. Стоит заметить, что гибридизация ГА и НЛ уже рассматривалась ранее, например, в работе [6] предложен самонастраивающийся эволюционный алгоритм формирования нечетких систем для решения задач классификации с представлением баз правил в форме матриц переменной размерности. В работе [8] разработан алгоритм, который представляет собой гибридизацию Питтсбургского и Мичиганского подходов, которая реализована в рамках эволюционной многокритериальной оптимизации.

Генетические алгоритмы входят в состав эволюционных алгоритмов поиска, которые объединяют различные варианты использования эволюционных принципов для достижения поставленной цели. ГА позволяют осуществлять поиск оптимального решения для широкого списка прикладных решений. ГА делится на несколько этапов: инициализация популяции, селекция, скрещивание, мутация и формирование нового поколения [9]. Процесс поиска начинается с набора индивидов или же с популяции. Индивид характеризуется набором параметров (переменных), известных как гены. Гены объединяются в цепочку, образуя хромосому. Размер хромосомы может меняться в зависимости, как например, в данной работе, от количества термов или классов. Определить количество битов на хромосому можно по формуле (1)

$$len = (\text{var} \cdot bt + bc) \cdot m, \tag{1}$$

где var – количество переменных в выборке данных; bt – количество битов, необходимое на кодирование одного терма; bc – количество битов, необходимое на кодирование одного класса; m – количество правил.

Графическое представление кодирования правила в хромосому с тремя термами представлено на рис. 1.



Рис. 1. Графическое представление кодирования правила в хромосому

Fig. 1. Graphical representation of encoding a rule into a chromosome

Стоит заметить, что в работе рассматривалось различное количество термов, а именно от 2 до 7 (рис. 2).

Изначально проводится создание начальной популяции случайным образом, при этом заполняется массив, имеющий размерность количество индивидов N, умноженное на len. После формирования и заполнения необходимо произвести перевод бинарного массива в фенотип, т. е. правило, представляющее собой последовательность целых чисел, кодирующих номера термов. В дальнейшем эти правила используются для оценки точности БП.

Перевод осуществляется сначала для битов, выделенных для переменных, т. е. рассматриваются каждые bt позиций в строке длиной len. При переводе стоит учитывать дополнительный терм – игнорирование, который позволяет упростить правила и саму БП в целом. А затем перевод осуществляется для последних bc битов, выделенных для класса.

После перевода с помощью функции пригодности определяется качество индивида, т. е. точность БП. Определение класса происходит с помощью формулы (2) (определение правила-победителя). Чтобы определить правило-победитель, необходимо для каждого из правил рас-
считать минимум по степеням принадлежности по всем переменным [6]. Правило-победитель будет определяться с максимальной степенью принадлежности

$$N_{Rule} = \arg\max_{m} (\min_{f} (\mu_{j_{m,f}}(x_f))),$$
(2)

где N_{Rule} – номер правила-победителя; *m* – число правил; $j_{m,f}$ – элемент правила; μ – степень принадлежности; *x* – переменная с индексом *f* [6].



Рис. 2. Визуальное отображение различного количества термов

Fig. 2. Visual display of different number of term

После получения оценки пригодности каждого индивида можем определить вероятность выбора какого-то конкретного индивида для воспроизводства. На основании собственных вычислений и анализа работ [6; 10; 11] в качестве параметров ГА были выбраны турнирная селекция с T = 2, одноточечное скрещивание и средняя мутация. Структурная схема ГА представлена на рис. 3.



Этапы повторяются до тех пор, пока результат не будет удовлетворительным или не будет выполнено условие, что пройдено максимальное количество поколений.

Рис. 3. Структурная схема генетического алгоритма

Fig. 3. Block diagram of the genetic algorithm

Стоит отметить, что на эффективность работы ГА сильно влияет конфигурация его параметров, выбор которых зависит от решаемой задачи, поэтому определение нужного набора является дополнительным исследованием.

Тестирование алгоритма

Тестирование производилось на нормированных данных с репозитория UCI Machine Learning [12]. Описание характеристик выборок представлено в табл. 1.

Таблица 1

Выборка	Число измерений	Число переменных	Число классов
Australian credit	690	14	2
Iris	150	4	3
Seeds	210	7	3
Glass	214	9	6
Ionosphere	351	34	2

Характеристики тестовых наборов данных

В процессе тестирования алгоритма подбирались следующие параметры: количество правил, количество термов. Подбор осуществлялся перебором, был реализован цикл по термам, в котором был цикл по правилам. Алгоритм запускался при следующих параметрах: количество индивидов – 100, процент разбиения выборки – 80/20, количество поколений – 800, разбиение было случайным, не стратифицированным. После каждых ста поколений замерялась точность, т. е. процент верно классифицированных объектов на тестовой выборке, которая не участвовала в процессе обучения. Точность замеряется для анализа качества процесса работы алгоритмы. По 10 запускам подсчитывалось среднее значение. С результатами классификации на выборке Ionosphere можно ознакомиться в табл. 2, 3 для двух и трех термов соответственно.

Таблица 2

Кол-во правил Кол-во поколений	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
300	0,765	0,787	0,762	0,772	0,768	0,746	0,763	0,737	0,786	0,772
400	0,765	0,787	0,763	0,776	0,765	0,746	0,763	0,735	0,785	0,773
500	0,768	0,790	0,763	0,776	0,765	0,744	0,761	0,735	0,786	0,772
600	0,769	0,790	0,763	0,776	0,765	0,744	0,759	0,735	0,787	0,772
700	0,772	0,792	0,766	0,775	0,779	0,744	0,759	0,735	0,787	0,770
800	0,772	0,792	0,766	0,777	0,779	0,744	0,759	0,735	0,790	0,770

Таблица 3

Результаты работы алгоритма классификации данных на выборке «Ionosphere», 3 терма

Кол-во правил Кол-во поколений	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
300	0,548	0,546	0,580	0,573	0,566	0,559	0,572	0,600	0,576	0,577
400	0,548	0,546	0,580	0,575	0,565	0,562	0,570	0,600	0,575	0,579
500	0,549	0,546	0,580	0,575	0,565	0,561	0,570	0,600	0,576	0,579
600	0,549	0,546	0,585	0,583	0,565	0,559	0,573	0,600	0,576	0,579
700	0,549	0,548	0,585	0,587	0,569	0,559	0,577	0,600	0,576	0,579
800	0,551	0,546	0,585	0,590	0,573	0,568	0,577	0,600	0,577	0,579

Анализируя табл. 2 и 3, можно сделать вывод, что наибольшая точность классификации достигается при разных параметрах, т. е. существует зависимость точности классификации от количества термов. Для решения проблемы определения наилучшего количества термов могут быть использованы различные алгоритмы, но ниже в статье проведено сравнение методов кластеризации данных для автоматического определения количества термов.

Автоматическое определение нечеткой грануляции

Определение нечеткой грануляции можно решить различными способами. В данной статье данная задача решена с помощью кластеризации данных, поэтому проведено сравнение следующих методов:

1. Метод DBSCAN (Density-based spatial clustering of applications with noise), вариация данного алгоритма была рассмотрена в [13]. Параметр "количество соседей" для различных наборов данных подсчитывался, как половина от числа объектов класса, содержащего наименьшее количество объектов. Параметр "радиус є-окрестности" генерировался по нормальному распределению со средним значением равным среднему евклидову расстоянию по одной переменной, а стандартное отклонение равным стандартному отклонению расстояний по этой же переменной.

2. Метод k-средних с использованием в качестве метрики оценки (критерием качества оценки кластеризации) метода локтя [14]. Метод локтя основывается на нахождении искажения, т. е. суммы квадрата расстояния (SSE) между точками данных и центроидами назначенных им кластеров [15]. Для определения наилучшего количества термов в алгоритме сделан перебор чисел от 2 до 7 и оценка того, насколько хорошо различные k кластеры подходят для выборки.

3. Mean Shift [16] – непараметрический алгоритм, используемый в обучении без учителя. Преимущество данного алгоритма в том, что не нужно заранее указывать количество кластеров, так как алгоритм среднего сдвига будет определять число сразу по данным.

Результаты экспериментов представлены на рис. 4 и табл. 4, где жирным шрифтом выделены лучшая точность и количество термов для различных данных.



- Применение метода DBSCAN с увеличенным ресурсом
- Подбор термов с увеличенным ресурсом
- Применение метода k-means с увеличенным ресурсом
- Применение метода Mean Shift с увеличенным ресурсом

Рис. 4. Визуализация результатов сравнения методов кластеризации

Fig. 4. Visualization of results of comparison of clustering methods

Изначально подбор термов осуществлялся на 100 индивидах. При тестировании количество индивидов было увеличено до 300, что дало более высокие результаты. На рис. 4 данное улучшение обозначено как подбор термов с увеличенным ресурсом.

По результатам, представленным в табл. 4 и на рис. 4, можно сделать вывод, что метод Mean Shift точнее предсказывает количество термов для различного набора данных. Методы DBSCAN и k-средних уступают на некоторых выборках.

С результатами лучших конфигураций работы алгоритма для различных выборок можно ознакомиться в табл. 5.

Также было проведено сравнение разработанного алгоритма классификации с альтернативными подходом: *k* ближайших соседей, метод опорных векторов, нейронные сети. Данные представлены на рис. 5.

Таблица	4
---------	---

Данные	Метод	Кол-во термов	Лучшая точность
	DBSCAN	2	0,837
Iris	k-средних	3	0,847
	Mean Shift	2	0,837
	DBSCAN	2	0,783
Australian	k-средних	3	0,779
	Mean Shift	5	0,774
	DBSCAN	3	0,590
Ionosphere	k-средних	4	0,575
	Mean Shift	2	0,792
	DBSCAN	2	0,558
Seeds	k-средних	3	0,647
	Mean Shift	3	0,647
	DBSCAN	3	0,649
Glass	k-средних	3	0,649
	Mean Shift	3	0,649

Результаты работы алгоритма классификации данных с применением различных методов

Таблица 5

Лучшие конфигурации работы алгоритма классификации данных на всех выборках

Данные	Ir	is	Aust	ralian	Ionos	phere	See	eds	Gl	ass
Кол-во термов	4	4		2		2	4	ł	4	4
Кол-во правил Кол-во поколений	4	5	5	10	4	11	6	7	7	8
300	0,860	0,863	0,776	0,781	0,787	0,786	0,793	0,805	0,702	0,727
400	0,860	0,863	0,776	0,781	0,787	0,785	0,795	0,805	0,702	0,729
500	0,860	0,863	0,776	0,783	0,790	0,786	0,805	0,805	0,704	0,729
600	0,860	0,863	0,774	0,783	0,790	0,787	0,807	0,805	0,704	0,729
700	0,860	0,863	0,774	0,783	0,792	0,787	0,805	0,805	0,709	0,729
800	0,860	0,863	0,774	0,783	0,792	0,787	0,805	0,805	0,709	0,729

Анализируя данные, представленные на рис. 5, можно сделать вывод, что предлагаемый разработанный алгоритм уступает по точности методам MLP и k-ближайших соседей, но на некоторых наборах данных лучше метода SVM или сравним с ним. Но при увеличении объема ресурсов как минимум до 300 индивидов алгоритм показывает более высокие результаты.



Применение метода Mean Shift уступает в точности разработанному алгоритму, но автоматизирует определение количества термов для различных выборок.

Рис. 5. Визуализация результатов сравнения методов кластеризации

Fig. 5. Visualization of results of comparison of clustering methods

Заключение

В работе предложена алгоритмическая схема классификации данных с применением генетической нечеткой системы и автоматическим определением нечеткой грануляции методом кластеризации данных. Алгоритм протестирован на различных наборах данных с различными параметрами, проведен анализ лучших конфигураций. На основании имеющейся информации была проведена автоматизация определения грануляции разными методами. Сравнение показало, что метод Mean Shift является наиболее подходящим для определения количества термов. Применение данного метода показано небольшое снижение точности на некоторых данных, но его применение позволяет существенно сократить время работы основного алгоритма за счет отсутствия необходимости многократного запуска. Также было проведено сравнение с наиболее популярными алгоритмами для классификации данных – нейронные сети, к ближайших соседей и метод опорных векторов, которое показало, что разработанный алгоритм не сильно уступает в точности, но в будущих работах будет сделан упор на повышение точности классификации. Главное преимущество – возможность интерпретации процесса принятия решений, следовательно, гибридизация эволюционных алгоритмов и нечеткой логики требуют продолжения исследований. В будущих работах также планируется осуществить реализацию альтернативных подходов гибридизации для повышения точности работы алгоритма.

Библиографические ссылки

1. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. 2nd ed, Springer-Verlag, 2009, 764 p.

2. Ashby W. R. An Introduction to Cybernetics. London: Chapman & Hall, 1956, 306 c.

3. Усков А. А., Кузьмин А. В. Интеллектуальные технологии управления. Искусственные нейронные сети и нечеткая логика. М. : Горячая Линия – Телеком, 2004, 143 с.

4. Zadeh L. A. Fuzzy sets // Information and Control. 1965, No. 8 (3). P. 338-353.

5. Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы. М. : Горячая линия – Телеком, 2004, 384 с.

6. Становов В. В. Самонастраивающиеся эволюционные алгоритмы формирования систем на нечеткой логике : дис. ... канд. техн. наук. Красноярск, 2016. 148 с.

7. Гладков Л. А., Курейчик В. В., Курейчик В. М. Генетические алгоритмы. М. : Физматлит, 2006. 368 с.

8. Ishibuchi H., Nojima Y. Analysis of interpretability-accuracy tradeoff of fuzzy systems by multiobjective fuzzy genetics-based machine learning // International Journal of Approximate Reasoning. 2007.28 p. Doi:10.1016/j.ijar.2006.01.004.

9. Емельянов В. В., Курейчик В. В., Курейчик В. М. Теория и практика эволюционного моделирования. М. : Физматлит, 2003. 432 с.

10. Генетический алгоритм в оптимизации трехмерной упаковки блоков в контейнер / О. П. Тимофеева, Т. Ю. Чернышева, О. Н. Корелин и др. Нижний Новгород : Нижегородский гос. техн. ун-т им. Р. Е. Алексеева, 2017. 7 с.

11. Кочкин А. М. Применение генетического алгоритма в задачах оптимизации. Ч. 2. Кара-ганда : Карагандинский гос. техн. ун-т, 2018. 126 с.

12. Asuncion A., Newman D. UCI machine learning repository. University of California, Irvine, School of Information and Computer Sciences [Электронный ресурс]. 2007. URL: http://www.ics.uci.edu/~mlearn/MLRepository.html.

13. Плешкова Т. С., Становов В. В. Автоматическое определение грануляции для генетической нечеткой системы с использованием DBSCAN // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VI Междунар. науч.-практ. конф. творческой молодежи. Красноярск, 2021. 3 с.

14. Ketchen Jr D. J.; Shook C. L. The application of cluster analysis in Strategic Management Research: An analysis and critique // Strategic Management Journal. 1996. No. 17 (6). P. 441–458. Doi: https://doi.org/10.1002/(SICI)1097-0266(199606)17:6<441::AID-SMJ819>3.0.CO;2-G.

15. Gorban A. N., Zinovyev A. Y. Principal Graphs and Manifolds, Ch. 2 in: Handbook of Research on Machine Learning Applications and Trends: Algorithms, Methods, and Techniques, Emilio Soria Olivas et al. IGI Global, Hershey, PA, USA, 2009. 34 p.

16. Cheng Yizong Mean Shift, Mode Seeking, and Clustering // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1995. P. 790–799. Doi: 10.1109/34.400568.

References

1. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning: Data Mining, Inference, and Prediction. Springer–Verlag, 2009, 764 p.

2. Ashby W. R. An Introduction to Cybernetics. London: Chapman & Hall, 1956, 306 p.

3. Uskov A. A., Kuzmin A. V. *Intellektual'nye tekhnologii upravleniya*. *Iskusstvennye nejronnye seti i nechetkaya logika* [Intellectual management technologies. Artificial neural networks and fuzzy logic]. Moscow, Hotline, Telecom Publ., 2004, 143 p. (In Russ.).

4. Zadeh L. A. Fuzzy sets. Information and Control. 1965, No. 8 (3), P. 338–353.

5. Rutkovskaya D., Pilinsky M., Rutkovsky L. *Nejronnye seti, geneticheskie algoritmy i nechetkie sistemy* [Neural networks, genetic algorithms and fuzzy systems]. Moscow, Hotline-Telecom Publ., 2004, 384 p. (In Russ.).

6. Stanovov V. V. Samonastraivayuschiesya evolyucionnie algoritmi formirovaniya sistem na nechetkoi logike. Kand. Dis. [Self-adjusting evolutionary algorithms for the formation of systems based on fuzzy logic. Cand. Diss.]. Krasnoyarsk, 2016, 148 p. (In Russ.).

7. Gladkov L. A., Kureichik V. V., Kureichik V. M. *Geneticheskie algoritmy* [Genetic algorithms. Tutorial. 2nd ed]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 368 p. (In Russ.).

8. Ishibuchi H., Nojima Y. Analysis of interpretability-accuracy tradeoff of fuzzy systems by multiobjective fuzzy genetics-based machine learning. *International Journal of Approximate Reasoning*. 2007, 28 p. Doi: 10.1016/j.ijar.2006.01.004.

9. Emelyanov V. V., Kureychik V. V., Kureychik V. M. *Teoriya i praktika evolyucionnogo modelirovaniya* [Theory and practice of evolutionary modeling]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2003, 432 p. (In Russ.).

10. Timofeeva O. P., Chernysheva T. Yu., Korelin O. N., Volkov A. V. *Geneticheskij algoritm v optimizacii trekhmernoj upakovki blokov v kontejner* [A genetic algorithm in optimization of threedimensional packing of blocks in a container]. Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod state technical university of R. E. Alekseev Publ., 2017, 7 p.

11. Kochkin A. M. *Primenenie geneticheskogo algoritma v zadachakh optimizacii* [Application of the genetic algorithm in optimization problems. Part 2] Karaganda, Karaganda State Technical University Publ., 2018, 126 p.

12. Asuncion A., Newman D. UCI machine learning repository. University of California, Irvine, School of Information and Computer Sciences, 2007. Available at: http://www.ics.uci.edu/~mlearn/MLRepository.html (accessed: 15.10.2021).

13. Pleshkova T. S., Stanovov V. V Avtomaticheskoe opredelenie granulyacii dlya geneticheskoi nechetkoi sistemi s ispolzovaniem DBSCAN [Automatic granulation detection for genetic fuzzy system using DBSCAN]. Materials of the VI international scientific and practical conf. Krasnoyarsk, 2021, 3 p. (In Russ.).

14. Ketchen Jr D. J.; Shook C. L. The application of cluster analysis in Strategic Management Research: An analysis and critique. *Strategic Management Journal*. 1996, No. 17 (6), P. 441–458. Doi: https://doi.org/10.1002/(SICI)1097-0266(199606)17:6<441::AID-SMJ819>3.0.CO;2-G.

15. Gorban A. N., Zinovyev A. Y. Principal Graphs and Manifolds, Ch. 2 in: Handbook of Research on Machine Learning Applications and Trends: Algorithms, Methods, and Techniques, Emilio Soria Olivas et al. IGI Global, Hershey, PA, USA, 2009, 34 p.

16. Cheng Yizong Mean Shift, Mode Seeking, and Clustering, IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1995, 790–799 p. Doi: 10.1109/34.400568.

ⓒ Плешкова Т. С., Становов В. В., 2022

Плешкова Татьяна Сергеевна – магистрант; Сибирский федеральный университет. E-mail: tatyana.pleshkova2310@gmail.com.

Становов Владимир Вадимович – кандидат технических наук, доцент базовой кафедры интеллектуальных систем управления; Сибирский федеральный университет. E-mail: vladimirstanovov@yandex.ru.

Pleshkova Tatyana Sergeevna – master student; Siberian Federal University. E-mail: tatyana.pleshkova2310@gmail.com.

Stanovov Vladimir Vadimovich – Ph. D., associate professor, at the base department of intelligent control systems; Siberian Federal University. E-mail: vladimirstanovov@yandex.ru.

УДК 62-529 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-43-51

Для цитирования: Определение критериев контрольных параметров приборов и алгоритма их определения для методики приёмо-сдаточных испытаний / Д. А. Шуринова, А. Н. Коваленко, А. В. Мурыгин, А. Г. Суворов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 43–51. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-43-51.

For citation: Shurinova D. A., Kovalenko A. N., Myrygin A. V., Suvorov A. G. Determination of criteria for assessing the conformity of the refrigerator unit with the control parameters, the algorithm of their definition. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 43–51. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-43-51.

Определение критериев контрольных параметров приборов и алгоритма их определения для методики приёмо-сдаточных испытаний^{*}

Д. А. Шуринова¹, А. Н. Коваленко, А. В. Мурыгин, А. Г. Суворов

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 ¹E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru

В данной статье будут описаны результаты испытаний, проведённых на заводе-изготовителе холодильных приборов, позволяющие судить о возможности применения новой методики тестирования холодильных приборов на предмет соответствия изделий установленным ГОСТом стандартам, определяющим конкретные теплоэнергетические свойства каждого холодильного прибора в зависимости от его типа (однокамерный или двухкамерный, с одним компрессором или с двумя и т. д.), проходящего приёмо-сдаточные испытания. Будут представлены графики активной мощности прибора при подключении его к сети питания и описана зависимость изменения графика мощности в зависимости от времени, описаны признаки графиков неисправных холодильных приборов с указанием причины неисправности. Авторы указывают параметры, по которым предлагается проводить сравнение полученных графиков мощности с эталонными графиками, полученными при тестировании достоверно исправных холодильных приборов. По результатам сравнения определённых значений параметров, характеризующих прибор, предлагается судить о соответствии стандарту каждого отдельного холодильного прибора. Также предоставлено описание алгоритма, который будет использован для определения соответствия холодильного прибора установленным параметрам теплоэнергетических характеристик, определяющим его работоспособность. Реализация данного алгоритма будет осуществлена посредством написания соответствующей программы для программируемого логического контроллера (ПЛК).

Ключевые слова: холодильник, теплоэнергетические характеристики, потребляемая активная мощность, методика проверки холодильников, методика проверки холодильников, разработка алгоритма поверки.

^{*} Благодарности. Выражаем благодарность красноярскому заводу холодильников «Бирюса» за предоставление возможности проведения экспериментов и готовность перейти к использованию новой методики проведения приёмо-сдаточных испытаний после завершения проведения всех испытаний.

Acknowledgements. Would like to express gratitude to the Krasnoyarsk Refrigerator Plant "Biryusa" for providing the opportunity to conduct experiments and for its readiness to switch to using a new method of conducting acceptance tests after the completion of all tests.

Determination of criteria for assessing the conformity of the refrigerator unit with the control parameters, the algorithm of their definition

D. A. Shurinova¹, A. N. Kovalenko, A. V. Myrygin, A. G. Suvorov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation ¹E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru

This article will describe the results of tests that were carried out at the manufacturing plant of refrigeration devices. The results of which make it possible to judge the possibility of using a new method of testing refrigeration devices for compliance with the standards established by GOST, which determine the specific heat and power properties of each refrigeration device, depending on its type (single-chamber or with two-chambers, with one compressor or with two, etc.), passing acceptance tests. The graphs of the active power of the device will be presented when it is connected to the power supply network and the dependence of the change in the power graph depending on time will be described, the signs of the graphs of faulty refrigeration devices will be described, indicating the cause of the malfunction. The authors indicate the parameters by which it is proposed to compare the obtained power graphs with the reference graphs obtained when testing reliably serviceable refrigeration devices. Based on the results of comparing certain values of the parameters characterizing the device it is proposed to judge the compliance of each individual refrigeration device with the standard. It also provides a description of the algorithm that will be used to determine the compliance of the refrigeration device with the established parameters of heat and power characteristics that determine its performance. The implementation of this algorithm will be carried out by writing an appropriate program for the programmable logic controller (PLC).

Keywords: refrigerator, heat-and-power characteristics, consumed active power, test method of refrigeration devises, method of testing refrigerators, development of a verification algorithm.

Введение

Одной из главных составляющих холодильного прибора является холодильный агрегат, который состоит из компрессора, конденсатора и испарителя. От исправности работы данной системы зависит работа холодильной установки в целом, ведь именно работой холодильного агрегата обеспечивается поддержание температурного режима в холодильном приборе. Целью авторов данной статьи является чёткое определение критериев на графике потребления активной мощности каждого холодильного прибора для оценки работоспособности холодильного агрегата при приемосдаточных испытаниях прибора по укороченной методике в ритме конвейера за первые 10 мин испытаний [1; 2].

Особенности графиков потребления мощности

Рассмотрим изменение значения активной мощности компрессора за первые минуты после включения электропитания для нескольких холодильных приборов модели Б-151, признанных годными при испытании по существующей долговременной методике (рис. 1, 2). Для составления достоверных выводов по эксперименту было проанализировано 100 подобных графиков, полученных при испытании разных холодильников одной и той же модели.

При запуске компрессора первоначальный пик мощности обусловлен начальным запуском компрессора, он может быть до 200 Вт. Он скоротечен – менее секунды, поэтому его тяжело измерить в потоковом производстве, детально останавливаться на нём не будем, так как он не влияет на последующую форму графика, более интересную для анализа. После запуска компрессора его мощность лежит в пределах 80–90 Вт. В течение следующих 5 мин мощность компрессора растет и увеличивает свое значение на 20–25 Вт. В течение последующего времени скорость нарастания мощности снижается на 5–7 Вт за время с пятой по десятую минуту. Такое

поведение графика активной мощности компрессора для модели Б-151 объясняется перераспределением хладогента в системе холодильного агрегата.



Рис. 1. График изменения активной мощности при подключении холодильника № 1 модели Б151 к сети питания





Рис. 2. График изменения активной мощности при подключении холодильника № 2 модели Б151 к сети питания

Fig. 2. Diagram of active power change when refrigerator No. 2, model B151, is connected to the power supply

Первоначально фреон во всех частях холодильного агрегата находится в газообразном состоянии при одинаковом давлении и температуре. Температура всех элементов холодильного прибора одинакова и равна температуре окружающего воздуха. При первом запуске компрессора происходит вытягивание фреона из испарителя и нагнетание его в конденсаторе. При этом конденсатор и испаритель имеют пока еще одинаковую температуру и компрессору легко перемещать фреон при минимальном потребление электрической энергии (начальная точка графика активной мощности). В течение следующих 5 мин давление фреона в конденсаторе увеличивается за счёт нагнетания фреона, температура конденсатора растет. Как следствие, потребляемая мощность компрессора тоже растет. По росту мощности компрессора косвенно можно судить о том, что холодильный агрегат заправлен фреоном и компрессор обеспечивает определенный поток газа на входе конденсатора. При отсутствии фреона в системе охлаждения, компрессор работает «в холостую», потребляемая им электрическая мощность с течением времени не изменяется. К 6–10 мин давление фреона в конденсаторе достигает максимального значения, равного давлению насыщенного пара, происходит фазовый переход фреона в жидкую фазу. В испарителе создано максимальное разряжение. Расход газа, проходящего через компрессор, становится постоянным, так как прибор начинает входить в установившийся режим работы. Фреон распределён по системе охлаждения согласно этому режиму. Потребляемая компрессором мощность достигает своего максимального значения и перестаёт увеличиваться. Таким образом, о работоспособности холодильного агрегата можно судить по графику активной мощности, потребляемой компрессором [3–5].

Рассмотрев 100 графиков активной мощности для холодильных приборов модели Б-151, можно отметить хорошую повторяемость формы графиков мощности, полученных в ходе приемосдаточных испытаний при одинаковой окружающей температуре (см. рис. 1, 2). При наличии неисправностей в системе охлаждения график будет значительно отличаться от выше описанного.



Рис. 3. График изменения активной мощности при подключении бракованного холодильника № 1 модели Б-151 к сети питания



На рис. 3, 4 приведены графики мощности бракованной продукции. Виды дефектов, по причине которых график мощности будет отличаться от выше описанного:

- незапуск компрессора;

- утечка фреона в связи с разгерметизацией холодильного агрегата;

– отклонение от нормальной работы (рис. 3) (причина требует уточнения при дополнительных долговременных испытаниях, возможна заправка неправильной дозы фреона или установка компрессора другой модели);

- отсутствие хладогента в системе охлаждения (компрессор не заправлен) (рис. 4).

Основываясь на полученных в ходе описанных выше испытаний данных, дальнейшая проработка идеи авторов статьи заключается в определении чётких критериев параметров активной мощности, при которых можно было бы достоверно судить о соответствии холодильного прибора установленному стандарту.



Рис. 4. График изменения активной мощности при подключении бракованного холодильника № 2 модели Б-151 к сети питания

Fig. 4. A graph of changes in active power when the defective refrigerator No. 2, model B-151, is connected to the power supply

Выделяем параметры, по которым производится сравнение.

Критерии оценки соответствия потребляемой мощности холодильного прибора при проведении приёмо-сдаточных испытаний рассмотрим на модели Б-310, для которой были проведены испытания аналогичные выше описанным (рис. 5).



Fig. 5. Schematic position of the power consumption criteria necessary for the analysis for the first 10 minutes after the refrigerator

is connected to the power supply

Критерии оценки:

- 1) значение минимальной мощности в течение 1 мин после начала испытаний;
- 2) значение скорости нарастания (увеличения) мощности в течение следующих 3 мин;
- 3) максимальное значение мощности в период с 3 до 6 мин;
- 4) значение скорости снижения мощности в период с 6 по 9 мин.

При проведении испытаний на производственной линии программно получены массивы значений мощности, измеренных электронным измерителем мощности [5; 6] для каждого типа холодильного прибора. Данные из этого массива считаем исходными. Проведя сравнительный анализ этих данных, выделили закономерности [7–12]. Далее их используем в алгоритме определения необходимых нам параметров $\Delta W(up)$ и $\Delta W(dw)$ (рис. 5).

Алгоритм вычисления критериев оценки

Исходные данные:

 сформированный массив, состоящий из 90 значений активной мощности, измеряемых с интервалом в 6 с;

 табличные (контрольные) значения параметров для холодильных приборов модели Б-310 при соответствии окружающей температуры:

- W-min К - минимальное значение мощности;

 W-up_К – изменение мощности во время первого резкого скачка её увеличения, связанного с перераспределением фреона в системе охлаждения;

- W-max К - максимальное значение мощности;

 W-dn_K – изменение мощности во время первого скачка её снижения, связанного с перераспределением фреона в системе охлаждения.

И допустимые отклонения для каждого из искомых параметров:

- $-\Delta W$ -min;
- $-\Delta W$ -up;
- $-\Delta W$ -max;
- $-\Delta W$ -dn.

Исходные данные формируются программными модулями, которые в этой статье не рассматриваются.

Описание алгоритма:

 – ожидание подхода по конвейеру очередного холодильного прибора (определяется по датчику наличия на конвейере прибора);

– определение номера модели, температуры окружающей среды, считывание значений табличных параметров (температура окружающей среды влияет на исходные параметры, с которыми будем сравнивать полученные данные, от внешней температуры зависит время, за которой холодильный агрегат преодолеет описанные выше стадии. Чем ближе температура окружающей среды к заданной температуре охлаждения прибора, тем быстрее компрессор достигнет установившегося режима работы);

- подготовка к анализу графика потребляемой мощности;

- считывание значений мощности, накопленных за время испытаний в массив massW (90);

– определение минимальной мощности. Циклический опрос 10 элементов массива (так как минимальная мощность должна находиться на графике в пределах первой минуты испытания, а измерение производится каждые 6 с). Определение минимального значения (W_min) и его номера записи в массиве (N min);

- определение приращение значения W за заданный период времени = 3мин от N_min;

– определение максимальной мощности: циклический опрос элементов массива, начиная с ΔN до 90-го. Сравнение значений между собой и сохранение максимального значения в переменной W_max и номера этого значения в переменной N_max;

– определение величины снижения мощности. Запись приращения мощности в переменную W_dn. Запись интервала времени от обнаружения W_max до конца испытаний.





49

Заключение

По результатам испытаний, описанных в данной статье, представляется возможным судить о пригодности каждой единицы оборудования, основываясь на параметрах (рис. 5). При сравнении данных параметров каждого холодильника с эталонными для определённого диапазона комнатной температуры возможно судить о соответствии холодильного агрегата стандарту. Используя полученные параметры в алгоритме (см. рис. 6), контроллер выдаёт оператору конечный результат испытаний по каждому отдельному прибору [13–15].

Библиографические ссылки

1. Шуринова Д. А. Разработка новой методики приемо-сдаточных испытаний холодильного оборудования // Информатика, телекоммуникации и управление. 2021. Т. 14. Вып. 4. С. 52–60.

2. ГОСТ 16317-87. Приборы холодильные электрические бытовые. Общие технические условия (с Изменениями № 1, 2, 3).

3. Zafar S., Gupta A., Nandi T. K. Design and construction of a pressure wave cryogenic refrigerator // Refrigeration science and technology. 2019. Vol. 15. P. 421–427. Doi: 10.18462/ iir.cryo.2019.0090.

4. Mukhamadiev A. A. Information measuring system for monitoring the parameters of a household refrigerator compressor // Electrical and information complexes and systems. 2017. T. 13, Vol. 4. P. 109–114.

5. Обзор существующих методов контроля теплоэнергетических характеристик бытовых холодильников / Д. А. Шуринова, А. Н. Коваленко, А. В. Мурыгин, А. Г. Суворов // Механики XXI в. 2020. Том 19. С. 164–171.

6. Восьмиканальный регулятор с RS485 [Электронный ресурс]. URL: https://owen.ru/ product/trm138/price (дата обращения: 10.10.2021).

7. Схемы подключения TRM138 [Электронный pecypc]. URL: https://owen.ru/product/ trm138/connection (дата обращения:13.09.2021).

8. Owen Cloud. Облачный сервис. Руководство пользователя. 09.25.2020. Версия 1.07.

9. Thomas Kugelstadt. The RS-485 Design Guide. Application Report SLLA272C. Febuary 2008– Revised October 2016. 10 p.

10. Owen Cloud [Электронный ресурс]. URL://owen.ru/owencloud (дата обращения: 10.10.2021).

11. John Rinaldi. Modbus: The Everyman's Guide to Modbus. Createspace Independent Publishing Platform, 18 nov. 2015. 92 p.

12. Sahba R. A brief study of software defined networking for cloud computing. World automation congress proceedings. 2018. P. 6–9.

13. Balonin N. A., Sergeev M. B., Vostrikov A. A. Modern artificial intelligence network technologies: cloud computing. 2018. Wave electronics and its application in information and telecommunication systems, weconf. 2018. P. 44–76. Doi: 10.1109/WECONF.2018.8604476.

14. Paskova A. A. Big Data technologies in the automation of technological and business processes. Scientific Review // Technical science. 2018. No. 4. P. 23–27.

15. Torelló À., Defay E. Law of heat exchange in caloric regenerators // International Journal of Refrigeration. 2021. Vol. 127. P. 174–179.

References

1. Shurinova D. A. [Development of a new methodology for acceptance testing of refrigeration appliances]. *Informatika, telekommunikatsii I upravlenie.* 2021. Vol. 14, No. 4, P. 52–60 (In Russ.).

2. GOST 16317–87. Priboryh olodilnue elektricheskie bitovye. Obshietehnicheskie ysloviya. [State Standard 16317–87: Household electrical refrigeration appliances. General technical conditions (with amendments N 1, 2, 3)]. Moscow, Standartinform Publ., 1987. 22 p.

3. Zafar S., Gupta A., Nandi T. K. Design and construction of a pressure wave cryogenic refrigerator. *Refrigeration science and technology*. 2019, Vol. 15, P. 421–427. Doi: 10.18462/iir.cryo. 2019.0090.

4. Mukhamadiev A. A. Information measuring system for monitoring the parameters of a household refrigerator compressor. *Electrical and information complexes and systems*. 2017, Vol. 13, No. 4, P. 109–114.

5. Shurinova D. A., Kovalenko A. N., Murygin A. V., Suvorov A. G. [Review of existing methods for controlling the heat and power characteristics of household refrigerators]. *Mechanics of the XXI century*. 2020, Vol. 19, P. 164–171.

6. Vosmikanalny regylator s RS485 [Eight-channel thermostat with RS-485] (In Russ.). Available at: https://owen.ru/product/trm138/price (accessed: 10.10.2021).

7. Shemy podkluchenya TRM138 [Connection diagram for TRM138] (In Russ.). Available at: https://owen.ru/product/trm138/connection (accessed: 13.9.2021).

8. Owen Cloud. Oblachny servis. Rykovodstvo polzovatelya. [OwenCloud. Cloud service. User guide]. 09.25.2021. Version 1.07.

9. Thomas Kugelstadt. Gidpo structure RS485. Otchet po primeneniy SLLA272C [The RS-485 Design Guide. Application Report SLLA272C]. Febuary 2008–Revised October 2016. 10 p.

10. OwenCloud [OwenCloud] (In Russ.). Available at: https://owen.ru/owencloud (accessed: 10.10.2021).

11. John Rinaldi. Modbus: The Everyman's Guide to Modbus. Createspace Independent Publishing Platform, 18 nov. 2015. 92 p.

12. Sahba R. A brief study of software defined networking for cloud computing. World automation congress proceedings. 2018. P. 6–9.

13. Balonin N. A., Sergeev M. B., Vostrikov A. A. Modern artificial intelligence network technologies: cloud computing. 2018. Wave electronics and its application in information and telecommunication systems, weconf. 2018. P. 44–76. Doi: 10.1109/WECONF.2018.8604476.

14. Paskova A. A. Big Data technologies in the automation of technological and business processes. Scientific Review. *Technical science*. 2018, No. 4, P. 23–27.

15. Torelló À., Defay E. Law of heat exchange in caloric regenerators. *International Journal of Refrigeration*. 2021, Vol. 127, P. 174–179.

© Шуринова Д. А., Суворов А. Г., Коваленко А. Н., Мурыгин А. В., 2022

Шуринова Дарья Александровна – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru.

Суворов Александр Георгиевич – кандидат технических наук, преподаватель кафедры информатики и телекоммуникаций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: suvorov-ag@yandex.ru.

Коваленко Андрей Николаевич – кандидат технических наук, преподаватель кафедры информатики и телекоммуникаций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: snowcap@mail.ru.

Мурыгин Александр Владимирович – доктор технических наук, заведующий кафедрой информационноуправляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: avm514@mail.ru.

Shurinova Daria Aleksandrovna – postgraduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru.

Suvorov Alexander Georgievich – Cand. Sc., Lecturer at the Department of Informatics and Telecommunications; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: suvorov-ag@yandex.ru.

Kovalenko Andrey Nikolaevich – Cand. Sc., Lecturer of the Department of Informatics and Telecommunications; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: snowcap@mail.ru.

Murygin Alexander Vladimirovich – Dr. Sc., Head. Departmentof information management systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: avm514@mail.ru.





УДК 621.45.018.2 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-54-63

Для цитирования: Анализ напряженно-деформированного состояния призматической опоры рычажноградуировочного устройства стенда испытаний ЖРД / А. М. Бегишев, В. Ю. Журавлев, В. П. Назаров, А. С. Торгашин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 54–63. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-54-63.

For citation: Begishev A. M., Zhuravlev V. Y., Nazarov V. P., Torgashi A. S. Analysis of the stress-deformed state of the prismatic support of the lever-grading device of test stands for liquid rocket engines. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 54–63. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-54-63.

Анализ напряженно-деформированного состояния призматической опоры рычажно-градуировочного устройства стенда испытаний ЖРД

А. М. Бегишев^{*}, В. Ю. Журавлев, В. П. Назаров, А. С. Торгашин

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 *E-mail alex-beg95@mail.ru

Силоизмерительное устройство (СИУ) является частью стендовой системы измерения усилий, необходимое для прямого измерения тяги ракетного двигателя в процессе огневого испытания. Одним из распространенных типов градуировочных систем СИУ является рычажное градуировочное устройство (РГУ). Простота кинематической схемы стала одним из главных преимуществ ее использования в качестве градуировочной системы. Наряду с этим, недостатки данной схемы концентрируются в опорных элементах системы ее рычагов, поскольку именно износ опор приводит к накапливанию систематической погрешности всей системы с пропорииональным ухудшением точности процесса силоизмерения. Целью работы было провести анализ особенностей призматических опор, использующихся в составе РГУ СИУ, а также смоделировать напряженнодеформированное состояние модели реальной призматической опоры, эксплуатируемой в существующей силоизмерительной системе. В работе рассмотрены наиболее близкие теоритические сведения, связанные с расчетом распределения напряжений в клине и полуплоскости в соответствии с плоской задачей теории упругости. Проведены подбор механических свойств материалов в зависимости от известных показателей твердости и моделирование контактной задачи в заданной призматической опоре, в зависимости от угла наклона призмы по отношению к подушке, с помощью статического анализа программного пакета Solidworks Simulation. Приведены результаты расчета, сделаны выводы по проделанной работе.

Ключевые слова: испытательный стенд ЖРД, силоизмерительное устройство, призматическая onopa, система Solidworks Simulation, статический анализ напряженного состояния.

Analysis of the stress-deformed state of the prismatic support of the lever-grading device of test stands for liquid rocket engines

A. M. Begishev^{*}, V. Y. Zhuravlev, V. P. Nazarov, A. S. Torgashin

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation *E-mail alex-beg95@mail.ru The force measuring device is a part of the bench force measurement system required for direct measurement of the rocket engine thrust during the test. One of the common types of force-measuring device calibration systems is a lever-type calibration device. The simplicity of the kinematic scheme is one of the main advantages of its use as a calibration system. Along with this, the disadvantages of this scheme are concentrated in the supporting elements of the lever system, since it is the wear of the supports that leads to the accumulation of a systematic error of the entire system with a proportional deterioration in the accuracy of the force measurement process. The aim of the work was to analyze the features of prismatic supports used as part of a lever-based calibration device of a force-measuring device, as well as to simulate the stress-strain state of a model of a real prismatic support used in an existing force-measuring system. The work considers the closest theoretical information associated with calculating the stress distribution in the wedge and half-plane in accordance with the plane problem of the theory of elasticity. The selection of the mechanical properties of materials was carried out depending on the specified hardness indicators, as well as the modeling of the contact problem in a given prismatic support, depending on the angle of inclination of the prism in relation to the pad, using the static analysis of the Solidworks Simulation software package. The calculation results are given, conclusions are drawn on the work done.

Keywords: firing test stand, force-measuring device, prismatic support, Solidworks Simulation system, static analysis of the stress state.

Введение

Создание двигательных установок (ДУ) ракетно-космических комплексов требует проведения как расчетно-проектных работ, так и большого объема испытаний двигателей, ДУ и их систем в стендовых и летных условиях. Наземное испытание проводится на опытных экземплярах двигателя и представляет собой важный и наиболее трудоемкий процесс научноисследовательских и опытно-конструкторских работ. В процессе огневого испытания производится регистрация большого числа рабочих параметров двигателя, по конечному анализу которых выносится решение соответствия зарегистрированных показаний расчетным. Определение силы тяги испытуемого ракетного двигателя возможно двумя путями: прямым, с помощью специальной стендовой системы измерения усилий или же косвенным, когда на основе зарегистрированных данных величина силы тяги определяется аналитически [1]. Система измерения усилий стендов испытания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) предполагает использование специального СИУ. СИУ состоит из станка, измерительной и градуировочной системы. В качестве измерительной системы могут применяться различные схемы, включающие в себя первичные преобразователи силы. Вследствие того, что измерение силы тяги ЖРД сопряженно с учётом влияния других стендовых систем на процесс силоизмерения, предусмотрены системы и методики учёта данных негативных воздействий. Множество воздействий несут постоянный характер и учитываются аналитически до процесса подготовки ЖРД к испытанию. Воздействия, имеющие переменный характер, учитываются с помощью градуировочной системы, предназначенной для градуировки датчиков измерительной системы СИУ. Градуировка производится путем подачи на станок СИУ усилий строго определенной величины, тем самым имитируя воздействие осевой тяги двигателя на измерительную систему [2]. Погрешность градуировки, в свою очередь, представляет собой сумму систематической погрешности средств задания усилия, случайной составляющей погрешности при градуировке и погрешности регистрирующего прибора [3]. Вследствие того, что усилие от градуировочной системы принимается в качестве образцового, определяется зависимость между воздействующим на станок СИУ силой и показаниями измерительной системы, в которых уже учтены такие явления, как влияние жесткости всех технологических связей между стендовыми системами и двигателем и т. д. [4]. Выбор типа градуировочной системы, а также варианта исполнения будет зависеть от конструкции применяемого в СИУ станка. Существует несколько отработанных градуировочных систем, применяемых на стендах испытания мощных ЖРД: гидравлическая градуировочная система, РГУ. В случае РГУ система связана рычагами с подвижной рамой, через которые к последней может быть приложена известная сила, соответствующая по направлению тяге двигателя. Все соединения рычагов с остальными частями градуировочной системы осуществляются с помощью призматических опор. В силу своей конструктивной простоты данная схема нашла широкое распространение, не смотря на свои специфичные недостатки, которые концентрируются в шарнирных опорных механизмах систем рычагов.

Конструктивная схема объекта исследования

Погрешность градуировочной системы рычажного типа зависит от точности передаточных отношений рычагов, жесткости рычагов, а также от состояния поверхностей призматических опор, так как те обладают повышенным износом при вибрационных нагрузках. Основными элементами опоры являются подушка и призма, которые изготавливаются из высококачественных сталей. Пример данной опоры приведен на рис. 1. Твердость подушки должна быть выше твердости призмы на 3–5 еденицы шкалы «С» Роквелла.

К призматическим опорам предъявляются следующие основные требования: параллельность рабочих лезвий призм, минимальные радиусы рабочих лезвий, отсутствие на рабочих лезвиях сколов (вмятин, забоин). К недостаткам призматических опор относят: повышенный износ при вибрационных нагрузках (что приводит к понижению чувствительности системы и точности измерений), неспособность воспринимать боковые нагрузки, сложность передачи знакопеременных нагрузок (необходима предварительная загрузка).

В процессе проектирования конструкция рычагов закладывается с учетом определенного уровня упругого прогиба плеч рычагов под расчетной нагрузкой. По этой причине рычаги представляют собой массивные элементы, которые в процессе эксплуатации сохраняют свою жесткость. При проектировании опор исходят из подбора геометрии материалов, при которой работа опоры происходит с минимальным трением и при условии того, что максимальная расчетная нагрузка не вызывает упругой деформации рабочих элементов. В связи с этим основное внимание в части регламентных работ обращают на периодическую проверку состояния элементов опор и при необходимости произведение их замены.

На основании вышеизложенного, для корректной работы РГУ важно иметь конкретное представление о напряженно-деформированном состоянии, при котором пребывают опоры в процессе передачи усилия через системы рычагов. Для проведения анализа в качестве расчетной схемы возьмем призматическую опору, работающую в составе СИУ стендов испытаний предприятий ракетно-космической промышленности, приведенную на рис. 1. Общая схема данного СИУ представлена в источнике [5].



Рис. 1. Габаритная схема призматической опоры: *a* – призма; *б* – подушка

Fig. 1. Dimensional diagram of the prismatic support: a - prism; b - pad

Теоретическая постановка задачи исследования

Приведем наиболее близкую к поставленной задаче расчетную формулу определения напряжения в клине единичной толщины под действием сосредоточенной силы, приложенной к вершине [6]. Данная формула выведена в полярной системе координат и относится к плоской задаче теории упругости:

$$\sigma_r = -\frac{2P}{r} \cdot \left(\frac{\sin\gamma \cdot \sin\phi}{2\alpha - \sin2\alpha} - \frac{\cos\gamma \cdot \cos\phi}{2\alpha + \sin2\alpha} \right),\tag{1}$$

где в соответствии с расчетной схемой, приведенной на рис. 2: *P* – приложенная к вершине клина сила; α – половина угла раствора клина; γ – угол направленности силы к оси симметрии клина; φ – полярный угол; *r* – полярный радиус.



Рис. 2. Клин под действием сосредоточенной силы

Fig. 2. Wedge under concentrated force

На основании формул связи координат произвольной точки в полярной и декартовой системах координат, зависимостью между нормальными напряжениями в полярной и декартовой системах координат, а также граничными условиями на гранях клина [7; 8], можно вывести зависимости нормальных напряжений в переводе в декартовую систему координат

$$\sigma_x = -\frac{2P \cdot x^2}{\sqrt{x^2 + y^2}} \cdot \left(\frac{\cos \gamma \cdot x}{\sqrt{x^2 + y^2} \cdot (2\alpha + \sin 2\alpha)} + \frac{\sin \gamma \cdot y}{\sqrt{x^2 + y^2} \cdot (2\alpha - \sin 2\alpha)} \right);$$
(2)

$$\sigma_{y} = -\frac{2P \cdot y^{2}}{\sqrt{x^{2} + y^{2}}} \cdot \left(\frac{\cos \gamma \cdot x}{\sqrt{x^{2} + y^{2}} \cdot (2\alpha + \sin 2\alpha)} + \frac{\sin \gamma \cdot y}{\sqrt{x^{2} + y^{2}} \cdot (2\alpha - \sin 2\alpha)} \right);$$
(3)

$$\tau_{xy} = \frac{xy}{x^2 + y^2} \cdot \frac{2P}{\sqrt{x^2 + y^2}} \cdot \left(\frac{\cos \gamma \cdot x}{\sqrt{x^2 + y^2} \cdot (2\alpha + \sin 2\alpha)} + \frac{\sin \gamma \cdot y}{\sqrt{x^2 + y^2} \cdot (2\alpha - \sin 2\alpha)} \right). \tag{4}$$

В соответствии с данными формулами возможно определение эпюр напряжений σ_x , σ_y , τ_{xy} , в сечениях на некотором удалении от вершины клина, в условиях разных углов раствора клина, разных углов направленности сосредоточенной силы. Рассмотрим частный случай сжатия клина сосредоточенной силой, приложенной в вертикальном направлении (в формулах (2), (3), (4) угол направленности силы принимается $\gamma = 0^{\circ}$). В данном случае сжатый клин, кроме как с позиции теории упругости, можно рассмотреть с позиции сопротивления материалов как стержень переменного сечения, тогда для некоторого сечения *mn* на удалении *x*₀ от вершины получим

$$\sigma_x = -\frac{P}{F(x)} = -\frac{P}{2x_0 \cdot \mathrm{tg}\alpha}.$$
(5)

В данном случае напряжения σ_x равномерно распределены по сечению. При угле $\gamma = 30^{\circ}$ эти напряжения по абсолютной величине на 17 % меньше, чем наибольшие напряжения, полученные по точным формулам теории упругости (2), (3), (4). С увеличением γ это расхождение возрастает. Например, при $\gamma = 45^{\circ}$ оно становится равным 36 %. Напряжения σ_y , τ_{xy} , которые не учитываются в сопротивлении материалов, имеют одинаковый порядок с напряжениями σ_x .

Стоит отметить следующую особенность: формулы для расчета клина (2), (3), (4) справедливы для случая воздействия силы на клин с углом раствора $2\gamma = 180^{\circ}$ и более. В данном случае клин перерождается в полуплоскость, т. е. пластину единичной толщины, неограниченно простирающуюся по одну сторону от горизонтальной границы. В полуплоскости возникает плоское напряженное состояние (так называемая задача Фламана). Тем самым имитируется приложение сосредоточенной силы к подушке призматической опоры, по типу представленной на рис. 1, δ .

Расчет клина по формулам теории упругости предполагает, что сила приложена к кромке клина, которая не имеет закругления, но в реальности в призматической опоре на лезвии призмы задается минимальный радиус, для исключения выкрашивания кромки в случае проявления ударных нагрузок и тем самым для улучшения эксплуатационных характеристик опоры. Но с учетом в данном вопросе критерия о стремления минимизации скругления лезвия, приведенные формулы теории упругости для расчета распределения напряжений в отдельных элементов призматической опоры можно считать справедливыми.

По своей сути работа призматической опоры является контактной задачей, при которой элемент опоры под нагрузкой воздействует на другой элемент. В случае геометрических особенностей в части скругления кромок и т. д., которые напрямую влияют на контактное взаимодействие между элементами, приведенный раздел теории упругости ответов не дает. Было решено произвести расчет контактных взаимодействий в конкретной опоре методом конечных элементов, воспользовавшись одним из соответствующих пакетов программ.

Методика исследования

Принято решение провести расчет с помощью программного пакета Solidworks Simulation. Геометрические размеры элементов исследуемой опоры представлены на рис. 1. Призма с углом раскрытия 90° и радиусным скруглением кромки лезвия r = 0,8 мм выполнена из инструментальной стали У8, при изготовлении которой в качестве заготовки используется сортовой стальной горячекатаный прокат круглого сечения. Данная сталь обладает повышенной прочностью, значительной твердостью, которая обеспечивается поэтапной термической обработкой, и имеет высокую способность переносить значительные вибрационные и механические нагрузки в условиях, не вызывающих разогрева рабочей кромки. Подушка с углом раскрытия 120° выполнена без скругления внутренней кромки из инструментальной стали У9. Сталь отличается несколько повышенным содержанием в составе углерода по сравнению со сталью У8, но в целом обладает схожими механическими характеристиками.

В соответствии с конструкторской документацией для элементов опоры заданы необходимые диапазоны значений твердости по Роквеллу (HRC), средние значения которых занесены в табл. 1. Значения таких характеристик для сталей, как модуль упругости (E), массовая плотность (ρ), модуль сдвига (G), коэффициент Пуассона (μ) занесены в табл. 1 на основании справочника марочных сталей [9]. В процессе поиска в различных источниках не обнаружено достаточно данных для корреляции пределов прочности и текучести в условиях различных режимов термообработки, которые бы обеспечили необходимую твердость поверхности. В связи с этим было решено на основании выкладок, приведенных в источнике [10], определить механические свойства металлов по показателям твердости. Для этого известные значения твердости по Роквеллу (HRC) необходимо было перевести в соответствующие показания твердости по Бринеллю (HB), для чего была использована таблица перевода источника [9]. Для удобности последующих действия данные значения нужно перевести в размерность [МПа]. В работе [11] приведены следующие эмпирические зависимости твердости по Бринеллю (HB) и пределов прочности и текучести, выведенные на основе анализа экспериментальных результатов:

$$\sigma_{\rm B} = 0,333 \cdot \rm HB; \tag{6}$$

$$\sigma_{0,2} = \frac{0.3 \cdot \text{HB} - 50}{1.03}.$$
 (7)

На основании формул (6), (7) занесем в табл. 1 вычисленные пределы прочности и пределы текучести элементов опоры, с учетом выведенных ранее показаний твердости по Бринеллю (НВ).

Таблица 1

		Твердость			б	σ				0
	Сталь	HRC	НВ, кгс/мм ²	НВ, МПа	о _в , МПа	0 _{0,2} , МПа	Е, ГПа	G, ГПа	μ	кг/м ³
Призма	У8	60	611	5992	1995	1697	209	81	0,25	7839
Подушка	У9	63	655	6423	2139	1822	207	79	0,25	7745

Механические свойства материалов элементов опоры

Призма фиксируется посредством запрессовки её цилиндрической части в паз рычага. Вследствие этого призма воспринимает нагрузку от рычага по площади цилиндрической части её основания, в связи с чем именно данная грань призмы выбрана в качестве площадки приложения силы в процессе расчета призменной опоры. В качестве расчетной нагрузки принято, что на цилиндрическое основание призмы приложена сила 50000 кгс (490,3 кН). Реальная подушка также имеет в своей конструкции радиусное основание, но так как основание подушки в процессе расчета зафиксировано и лишь воспринимает нагрузку, было решено упростить конструкцию модели подушки. На рис. 3 представлена модель опоры с построенной сеткой, а также расчетная схема, согласно которой на цилиндрическое основание приложена известная сила *P*. Данная опора имеет максимальный ход поворота призмы относительно подушки в 30°, в связи с этим было решено проанализировать состояние опоры при разных положениях призмы относительно точки O (центр радиусного скругления лезвия призмы) с шагом в 3°. Расчетная сетка модели имеет локальные уплотнения в местах контакта элементов для повышения точности результатов и экономии вычислительных ресурсов компьютера [12].

Кроме фиксированной грани, необходимо приложить граничное условие «Соединения – нет проникновения» в местах контакта деталей друг с другом. В связи с тем, что площадки соприкосновения на начальном этапе представляют собой отрезки, образующиеся касанием лезвия призмы и граней подушки, для дальнейшего корректного расчета необходимо наложить граничные условия на грани, образующиеся этот самый контакт. Все необходимые действия для запуска решения произведены, можно переходить к проведению решения.



Зафиксированная грань



Рис. 3. Расчетная модель: *a* – схема нагружения; *б* – модель с построенной сеткой

Fig. 3. Calculation model: a – loading scheme; b – mesh model

Результаты расчета призматической опоры

По окончании расчета представляются следующие результаты напряжения, перемещения и деформации [13]. На рис. 4, 5 показаны напряженно-деформированное состояние призматической опоры и концентрация напряжения на поверхности лезвия призмы в напряжениях по Мизесу, эпюры перемещений и относительной деформации в условиях воздействии призмы под углом 90°.



Рис. 4. Распределение напряжений в зоне контакта призматической опоры

Fig. 4. Stress distribution in the contact zone of the prismatic support



Рис. 5. Эпюра перемещений и эпюра относительной деформации

Fig. 5. Displacement Plot and Relative Deformation Plot

Как видно из распределения эквивалентных напряжений, максимальное напряжение образуется в области лезвия призмы, для определения же максимального напряжения на поверхности подушки необходимо воспользоваться инструментом зондирования и, выбрав для анализа контактные грани подушки, определить максимальное значение напряжения [14].

На основании перечисленных манипуляций произведена проверка максимальных напряжений в элементах опоры при различных углах воздействия призмы на подушку. Результаты анализа занесены в табл. 2. Для наглядности результатов, данные преобразованы в график, приведенный на рис. 6. В качестве крайнего положения призмы выбран угол 76°, так как в данном случае отсутствует влияние контакта рабочей грани призмы с гранью подушки.

Таблица 2

Максимальные эквивалентные напряжения при различных положениях призмы относительно подушки

	Угол воздействия призмы на подушку								
	90°	87°	84°	81°	78°	76°			
σ _{max} на поверхности призмы (Von Mises), кПа	18,36	19,74	21,68	25,47	27,71	23,95			
σ_{max} на поверхности подушки (Von Mises), кПа	2,92	2,884	3,04	3,71	3,61	3,66			



Рис. 6. График изменения максимальных эквивалентных напряжений с изменением положения призмы относительно подушки

Fig. 6. A graph of the change in the maximum equivalent stresses with a change in the position of the prism relative to the pad

Эквивалентные максимальные напряжения призмы имеют более высокие значения, нежели напряжения подушки. Расчет данной опоры показал, что при воздействии значительной силы на основание призмы, возникают значения напряжений гораздо меньшие по сравнению с пределами текучести для заданных материалов. Данный момент говорит о том, что работа опоры происходит в зоне упругих деформаций и РГУ, имеющий в своей конструкции данную призматическую опору, в условиях работы со статической нагрузкой, не склонен в процессе эксплуатации к потере точности вследствие накапливания деформаций в опоре.

Заключение

Существующие градуировочные рычажные системы в области испытания ракетных двигателей переживают период морального устаревания. На вертикальных огневых стендах для испытания мощных ЖРД, СИУ представляет собой капитальную конструкцию. В данном случае переход с рычажной градуировочной системы на другой тип, в силу разницы исполнения, потребует полной переработки СИУ, что не может не сказаться на трудоемкости и стоимости процесса. Наряду с этим имеют место концепции усовершенствования рычажной градуировочной системы с помощью добавления в состав дополнительного силозадающего устройства: гидравлического (источник [5]) или электромеханического типа (источник [15]). Данные схемы предполагают увеличение заданного приводом усилия через рычажную систему до необходимых величин. В связи с этим важно уметь прогнозировать и анализировать процесс на базе современных методик проектирования. В данной работе проведен статический анализ модели призматической опоры с помощью программного пакета Solidworks Simulation. Перечислены все граничные условия для осуществления расчета, получена модель напряженнодеформированного состояния призматической опоры в разных условиях нагружения.

Библиографические ссылки

1. Галеев А. Г Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок : руководство для инженеров-испытателей. Пересвет : Изд-во ФКП "НИЦ РКП", 2010. 178 с.

2. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов: монография / Г. А. Галеев, В. Н. Иванов, А. В. Катенин и др. Киров : МЦНИП, 2015. 436 с.

3. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems // 18th International Congress of Metrology, 2017, DOI: 10.1051/metrology/201714009.

4. Колымагин А. Н., Медведев В. К. Учет влияния жесткости связей силоизмерительного устройства при измерении тяги ЖРД на огневом стенде // Тр. НПО Энергомаш им. акад. Глушко. 2012. С. 286–289.

5. Веселов А. В. Модернизация тягоизмерительного устройства на испытательных стендах жидкостных ракетных двигателей // Решетневские чтения : материалы XXII Междунар. науч. практ. конф. (12–16 ноября 2018, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2018. С. 198–200.

6. Прочность, устойчивость, колебания : справочник. В 3 т. Т. 1. / И. А. Биргер, Я. Г. Пановко и др. М. : Машиностроение, 1968. 821 с.

7. Семенов Д. Л. Решения задач теории упругости, используемые для оценки контактной прочности и жесткости деталей машин // Тр. Одесского политех. ун-та, 2007. С. 13–18.

8. Нахатакян Φ. Г. Решение плоской контактной задачи теории упругости с помощью модели упругого полупространства // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2011. С. 63–67.

9. Марочник сталей и сплавов : 2-е изд., исправл. и доп. / А. С. Зубченко, М. М. Колосков, Ю. В. Каширский и др. М. : Машиностроение, 2003. 784 с.

10. Стоев П. И., Мощенок В. И. Определение механических свойств металлов и сплавов по твердости // Вестник Харьковского нац. ун-та им. В. Н. Каразина. 2003. Т. 601, № 2. С. 106.

11. Марковец М. П. Определение механических свойств металлов по твердости. М. : Машиностроение, 1979. 191 с.

12. Душин И. Ф., Маскайкина С. Е., Полуешина Н. И. Прочностной расчет корпуса шестеренного насоса с использованием SolidWorks Simulation // Вестник Мордовского ун-та. 2014. № 1–2. С. 154–160.

13. Гадиев Д. А. Оптимизация конструктивных особенностей с использованием Solidworks // Научно-практические исследования. 2020. № 1–4. С. 27–31.

14. Зеньков Е. В. Оценка напряженного состояния и усталостной долговечности призматического образца на основе численного моделирования // Вестник Иркутского гос. тех. ун-та. 2013. № 5(76). С. 32–38.

15. Бегишев А. М., Журавлев В. Ю., Торгашин А. С. Особенности и возможный путь модернизации силоизмерительных устройств испытательных стендов жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 1. С. 62–70.

References

1. Galeev A. G. Osnovy ustrojstva ispytatel'nyh stendov dlya otrabotki zhidkostnyh raketnyh dvigateley i dvigatel'nyh ustanovok. Rukovodstvo dlya inzhenerov-ispytateley [Fundamentals of test benches for testing liquid propellant rocket engines and propulsion systems. Test Engineer Guide]. Peresvet, Izd-vo FKP "NIC RKP" Publ., 2010, 178 p.

2. Galeev G. A., Ivanov V. N., Katenin A. V. et al. *Metodologiya eksperimental'noy otrabotki ZHRD i DU, osnovy provedeniya ispytaniy i ustroystva ispytatel'nyh stendov* [Methodology for the experimental development of LRE and PS, the basics of testing and test bench devices]. Kirov, MCNIP Publ., 2015, 436 p.

3. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems. *18th International Congress of Metrology*, 2017. Doi: 10.1051/metrology/201714009.

4. Kolymagin A. N., Medvedev V. K. [Accounting for the Influence of the Rigidity of the Bonds of the Force-Measuring Device in Measuring the Thrust of a LRE on a Firing Bench]. *Trudy NPO Energomash im. akademika Glushko*. 2012, P. 286–289.

5. Veselov A. V. [Modernization of the load-measuring device on the test benches of liquid rocket engines]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. (12–16 noyabrya 2018, g. Krasnoyarsk) v 2 ch.* [International science and research conference (in memory of the M. F. Reshetnev, general constructor of spase vehicles and rocket systems)]. Krasnoyarsk, 2018, P. 198–200.

6. Birger I. A., Panovko Y. G. et al. *Prochnost', ustojchivost', kolebaniya. Spravochnik v trekh tomah. Tom 1.* [Strength, stability, vibrations. Handbook in three parts. Part 1]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1968, 821 p.

7. Semenov D. L. [Solutions of problems of the theory of elasticity used to assess the contact strength and stiffness of machine parts]. *Trudy Odesskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2007, P. 13–18.

8. Nahatakyan F. G. [Solution of a plane contact problem of the theory of elasticity using an elastic half-space model]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2011, P. 63–67.

9. Zubchenko A. S., Koloskov M. M., Kashirskij Y. V. *Marochnik stalej i splavov* [Grade of steels and alloys]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 784 p.

10. Stoev P. I., Moshchenok V. I. [Determination of mechanical properties of metals and alloys by hardness]. *Vestnik Har'kovskogo nacional'nogo universiteta im. V. N. Karazina.* 2003, Vol. 601, No. 2, P. 106 (In Russ.).

11. Markovec M. P. *Opredelenie mekhanicheskih svojstv metallov po tverdosti* [Determination of the mechanical properties of metals by hardness]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 191 p.

12. Dushin I. F., Maskajkina S. E., Polueshina N. I. [Strength calculation of the gear pump casing using SolidWorks]. *Vestnik Mordovskogo universiteta*. 2014, No. 1-2, P. 154–160.

13. Gadiev D. A. [Optimizing Design Features Using Solidworks]. *Nauchno-prakticheskie issledo-vaniya*. 2020, No. 1–4, P. 27–31.

14. Zen'kov E. V. [Estimation of the stress state and fatigue life of a prismatic sample based on numerical simulation]. *Vestnik Irkutskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2013, No. 5(76), P. 32–38.

15. Begishev A. M., Zhuravlev V. Yu., Torgashin A. S. [Features and possible way of modernization of force-measuring devices of test stands of liquid-propellant rocket engines]. *Sibirskij zhurnal nauki i tekhnologiy*. 2020, Vol. 21, No. 1, P. 62–70.

© Бегишев А. М., Журавлев В. Ю., Назаров В. П., Торгашин А. С., 2022

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Dla@sibsau.ru.

Торгашин Анатолий Сергеевич – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ttarg23@gmail.com.

Begishev Aleksey Mikhaylovich – graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: alex-beg95@mail.ru.

Zhuravlev Viktor Yur'yevich – Cand. Sc., Professor of a department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vz@sibsau.ru.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor, Head of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Dla@sibsau.ru.

Torgashin Anatoliy Sergeevich – graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ttarg23@gmail.com.

Бегишев Алексей Михайлович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: alex-beg95@mail.ru.

Журавлев Виктор Юрьевич – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vz@sibsau.ru.

УДК 681.2.083:629.7.024.54-427.5 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-64-72

Для цитирования: Исследование метода, основанного на влиянии воздействия звуковых волн на сетеполотно, для измерения усилия натяжения сетеполотна на крупногабаритных рефлекторах / Е. А. Грачева, Ф. К. Синьковский, Д. В. Снытко, Д. А. Замятин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 64–72. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-64-72.

For citation: Gracheva E. A., Sin'kovskiy F. K., Snytko D. V., Zamyatin D. A. Research of the method based on the influence of sound waves on the metal-mesh for measuring the tension force of the metal-mesh on large-sized reflectors. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 64–72. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-64-72.

Исследование метода, основанного на влиянии воздействия звуковых волн на сетеполотно, для измерения усилия натяжения сетеполотна на крупногабаритных рефлекторах

Е. А. Грачева^{1, 2*}, Ф. К. Синьковский^{1, 2}, Д. В. Снытко¹, Д. А. Замятин^{1, 2}

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» Российская Федерация, 662970, 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:grachevaea@iss-reshetnev.ru

В статье приведён обзор актуальных методов измерения и контроля усилия натяжения материала сетеполотна рефлекторов космических аппаратов. Цель исследования – получение наиболее точных результатов измерения натяжения сетеполотна. На основании обзора проведен сравнительный анализ достоинств и недостатков каждого из рассмотренных методов при измерении усилия натяжения на сетеполотне крупногабаритных трансформируемых рефлекторов космических аппаратов. Рассмотренные в статье методы измерения усилия: фотометод, принцип работы которого заключается в последовательном фотографировании определенных зон натянутого сетеполотна на каркас рефлектора; метод на основе распознавания образов, аналогичный фотометоду, но использующий информационно-измерительную систему с заданным алгоритмом обработки информации; метод на основе локального деформирования мембраны, относящийся к контактному типу, при которых измерение натяжения сетеполотна определяется как реакция от воздействия физической силой на поверхность сетеполотна; метод, основанный на влиянии воздействия звуковых волн на поверхность сетеполотна. Экспериментальная часть исследования, описанного в статье, включает измерение натяжения сетеполотна методом резонанса как наиболее оптимального метода с точки зрения проведённого анализа. Предложены и проанализированы перспективы возможного использования метода резонансов в ракетно-космической промышленности при изготовлении радиоотражающих поверхностей антенн космических аппаратов. По результатам проведенного исследования установлена зависимость усилия натяжения сетеполотна от частоты звуковых колебаний, воздействующих на сетеполотно, при которых возникает резонанс.

Ключевые слова: рефлектор, радиоотражающая поверхность, металлическое сетеполотно, усилие натяжения сетеполотна, плоская деформируемая мембрана.

Research of the method based on the influence of sound waves on the metal-mesh for measuring the tension force of the metal-mesh on large-sized reflectors

E. A. Gracheva^{1, 2*}, F. K. Sin'kovskiy^{1, 2}, D. V. Snytko¹, D. A. Zamyatin^{1, 2}

 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: grachevaea@iss-reshetnev.ru

The article provides an overview of current methods for measuring and controlling the tension force of the material of the spacecraft metal-mesh reflectors. The purpose of the research: to obtain the most accurate results of measuring the mesh tension. Based on the review, a comparative analysis of the advantages and disadvantages of each of the considered methods was carried out, when measuring the tension force on mesh for large-sized transformable spacecraft reflectors. In the article considered the methods of force measurement: photo method, the operation principle of which consists in the sequential photographing of a mesh on reflector frame certain zones; a method based on pattern recognition, similar to the photo method, but using an information and measurement system with a given information processing algorithm; a method based on local membrane deformation, related to the contact type, in which the mesh tension measurement is defined as a reaction from the impact of physical force on the mesh surface; a method based on the influence of sound waves impact, which is based on the influence of sound waves impact on the mesh surface. The experimental part of the research described in the article includes the measurement of the mesh tension by the resonance method, as the most optimal method according to the analysis. The prospects of possible use of the resonance method in the aerospace industry of radioreflecting surfaces of spacecraft antennas are proposed and analyzed. According to the results of the conducted research, the dependence of tension force of mesh is established on the sound vibrations frequency affecting the mesh, at which resonance occurs.

Keywords: reflector, radio-reflective surface, metal-mesh, metal-mesh tension force, flat deformable membrane.

Введение

В настоящее время одной из тенденций развития спутниковых космических антенн является разработка и создание отражающей поверхности для антенн с диаметрами апертуры от четырех до нескольких десятков метров [1; 2].

Для создания такой отражающей поверхности используется текстильное металлическое сетеполотно различных марок материала и видов переплетения проволоки.

Необходимые геометрические параметры профиля поверхности рефлектора антенны зависят, в том числе, и от величины и равномерности натяжения сетеполотна по всему диаметру апертуры рефлектора в рабочем положении [3–5].

Также величина натяжения металлического сетеполотна оказывает существенное влияние на отражающие характеристики антенны и равномерность раскрытия антенны в космической среде [6–8].

В данной статье рассматриваются применяемые на практике контактные и бесконтактные методы для измерения величины натяжения сетеполотна крупногабаритных трансформируемых рефлекторов антенн.

Фотометод

Фотометод относится к бесконтактным методам и является наиболее простым в реализации. Принцип работы этого метода заключается в последовательном фотографировании определен-



ных зон натянутого сетеполотна на каркас рефлектора. Количество зон определяется диаметром рефлектора. В месте каждой зоны накладывается рамка площадью 25×25 мм, после чего производится фотографирование рамки. Далее при помощи программы для компьютерной обработки изображения увеличивают масштаб фотографии и пересчитывают количество ячеек по длине и ширине (рис. 1), после чего сравнивают полученный результат с заранее затарированными значениями на образце сетеполотна [9; 10].

Метод на основе распознавания образов

Рис. 1. Определение количества ячеек на сетеполотне фотометодом*

Fig. 1. Determination of the number of mesh cells by the photo method^{**}

Устранить недостатки фотометода позволяет метод на основе распознавания образов [11]. Принцип действия этого метода аналогичен фотометоду, но для автоматизации процесса была создана информационно-измерительная система с заданным алгоритмом обработки информации

[12]. В основу алгоритма работы этой системы положено специализированное программное обеспечение по анализу фотоснимков и автоматизированному подсчету количества ячеек. Несмотря на такие достоинства, как простота в реализации и скорость обработки результатов у метода распознавания образов имеются несколько существенных недостатков.

Во-первых, этот метод не дает полноценной оценки во время контроля усилия натяжения сетеполотна на рефлекторе, так как метод не показывает фактического численного значения силы, с которой натянуто сетеполотно, что сильно затрудняет калибровку усилия натяжения сетеполотна при монтаже сетеполотна на рефлектор и обеспечение при этом заданного усилия натяжения.

Во-вторых, при достижении сетеполотном в момент растягивания некоторого усилия натяжения (разного для каждой марки сетеполотна), линейные размеры его ячейки перестают изменяться (рис. 2), и, соответственно, невозможно установить величину усилия натяжения сетеполотна в «перетянутом» состоянии. Это сказывается на прочности сетеполотна в рабочем положении рефлектора и неравномерности радиоотражающей поверхности из-за зональных напряжений в локальных зонах.



Рис. 2. Зависимость относительного удлинения поверхности сетеполотна от усилия натяжения

Fig. 2. Dependence of the relative elongation of the mesh surface on the tension force

^{*} Этот метод не является автоматизированным, поэтому вероятная оценка натяжения сетеполотна является грубой вследствие влияния человеческого фактора при подсчете количества ячеек, кроме того данный метод является трудоемким.

^{**} This method is not automated, therefore, the probable estimate of the tension of the mesh is rough due to the influence of the human factor when calculating the number of cells, in addition, this method is time-consuming.

Метод на основе локального деформирования мембраны

Данный метод относится к контактному типу, при которых измерение натяжения сетеполотна определяется как реакция от воздействия физической силой на поверхность сетеполотна.

На сегодняшний день среди таких способов измерения известен и применяется на практике метод, основанный на локальном деформировании мембраны (сетеполотна) [13–15].

Сетеполотно как элемент конструкции спутниковой антенны практически не имеет изгибной жесткости и может считаться мембраной.

Способ состоит в том, что мембрану защемляют двумя кольцами, расположенными по разные стороны поверхности мембраны, и прикладывают поперечную нагрузку, распределенную по площади круга, центр которого совпадает с центрами защемляющих колец (рис. 3), измеряют величину максимального прогиба мембраны и определяют равномерное натяжение мембраны по формуле

$$\sigma = \frac{p}{2IH\pi};$$
(1)

$$I = \int_{d}^{b} \left[B^{2} \left[1 - \frac{1}{\sqrt{1 + H^{2}B^{2}}} \right] - \frac{1}{r} \int_{b}^{r} \frac{B^{2}}{\sqrt{1 + H^{2}B^{2}}} dr \right] r dr;$$
(2)

$$B = \frac{4b^2r^2\ln\frac{r}{b} + 2b^2(d^2 + r^2) - 2r^2(b^2 + d^2)}{r\left(b^4 - d^4 + 4b^2d^2\ln\frac{d}{b}\right)},$$
(3)

где σ – величина равномерного натяжения мембраны, Н/м; P – величина поперечной нагрузки, Н; H – величина максимального прогиба мембраны, м; b – внутренний радиус защемляющих колец, м; d – радиус круговой площадки, по которой распределена нагрузка, м; r – переменная интегрирования, имеющая смысл радиальной координаты, м.



Рис. 3. Приспособление для определения натяжения сетеполотна методом локальной деформации мембраны:

1 – мембрана; 2 – площадка, по которой распределена нагрузка;
 3 – защемляющие кольца; 4 – внешняя граница мембраны

Fig. 3. Device for determining the tension of the mesh by the method of local deformation of the membrane: *I* – the membrane; 2 – the platform on which the load is distributed;
3 – the clamping rings; 4 – the outer boundary of the membrane

Этот метод лег в основу разработанного приспособления для контроля равномерности усилия натяжения сетеполотна, схематично изображенного на рис. 4.

Приспособление состоит из опорного кольца (6), жестко закрепленного спицами (5) на цилиндрический трубке со шкалой измерения (2), по которой свободно перемещается стержень (3), на одном конце которого закреплен утяжеленный наконечник (4), а на другом конце закреплена стрелка (1), перемещающаяся по шкале.



Рис. 4. Приспособление для контроля усилия натяжения сетеполотна: 1 – стрелка; 2 – шкала; 3 – стержень; 4 – наконечник; 5 – спицы; 6 – опорное кольцо

Fig. 4. Device for controlling the tension force of the mesh: *I* – needle; 2 – scale; 3 – rod; 4 – tip;
5 – spokes; 6 – support ring

Несмотря на свою простоту и практичность, данное приспособление может использоваться только на плоской поверхности и не годится для контроля равномерности натяжения на рефлекторах, имеющих криволинейную поверхность. Также метод с использованием этого приспособления является оценочным, так как не показывает фактической измеренной величины усилия натяжения. Для определения фактических величин необходим пересчет, что в свою очередь очень трудоемко.

В связи с рассмотренными выше недостатками приведенных методов, ни один из них полностью не удовлетворяет требованиям, предъявляемым при измерении и контроле усилия натяжения на сетеполотне.

Метод, основанный на влиянии воздействия звуковых волн

Принимая во внимание недостатки вышеприведенных методов измерения натяжения сетеполотна, предложим новый метод, в основу которого положено влияние воздействия звуковых волн на поверхность сетеполотна.

Будем исходить из предположения, что сетеполотно – это ограниченная с четырех сторон мембрана. Тогда, как и любая иная мембрана, сетеполотно должно иметь соб-

ственную частоту свободных колебаний. Это, в свою очередь, означает, что если воздействовать на сетеполотно звуковыми волнами разной частоты, то в какой-то момент частота волны от внешнего источника совпадет с собственной частотой свободных колебаний сетеполотна, что приведет к возникновению резонанса.

Так, в зависимости от силы натяжения сетеполотна будет меняться и собственная частота свободных колебаний, что также будет изменять и резонансные пики, возникающие при совпадении с частотой звуковых волн от внешнего источника. Момент возникновения резонансных пиков будет возможно измерить с помощью датчиков.

Для подтверждения этих тезисов проведены испытания на исследование влияния усилия натяжения сетеполотна на частоту звуковых колебаний, при которых возникают резонансные пики.



Рис. 5. Сетеполотно с равномерной распределенной нагрузкой: 1 – сетеполотно; 2 – жесткое крепление; 3 – грузы

Fig. 5. Mesh with evenly distributed load: I - mesh; 2 - rigid fastening; 3 - loads

В исследовании было использовано сетеполотно *1* (рис. 5) размером 17×17 см, жестко закреплённое на каркасе с двух перпендикулярных сторон *2*. На две другие стороны равномерно подвешивались грузы *3*, создавая равномерную растягивающую нагрузку на сетеполотно.

Усилие натяжения сетеполотна, возникающее под действием нагрузки, рассчитывалось по формуле

$$\sigma = \frac{\sum m}{l},\tag{4}$$

где σ – усилие натяжения сетеполотна, г/см; $\sum m$ – суммарная масса грузов на сторону, г; *l* – длина (ширина) сетеполотна, см.

На рис. 6 показана схема расположения оборудования для проведения испытаний В середине сетеполотна *1* закреплялся магнит *2*, над которым на расстоянии приблизительно равным 5 мм располагался микрофон *3*, состоящий из катушки и постоянного магнита. Микрофон подключался к мультиметру *4*. Под сетеполотном устанавливался усилитель звука *5*, который подключался к генератору звуковых частот *6*.



Под воздействием звуковых волн от усилителя звука сетеполотно начинало совершать колебательные перемещения, что приводило к возникновению переменного магнитного поля на магните, закрепленном на сетеполотне. При этом, под воздействием переменного магнитного поля, на катушке микрофона возникала ЭДС. Величина ЭДС выводилась на мультиметр в милливольтах.

Регулированием частоты звука на генераторе звуковых частот была определена резонансная частота в момент, когда показания ЭДС на мультиметре были максимальны.

Таким образом, было проведено 12 измерений. Для каждого измерения увеличивали нагрузку на каждую сторону сетеполотна путем подвешивания дополнительных грузов. После каждого нагружения сетеполотна снимались максимальные показания с мультиметра и фиксировалась частота, при которой возникал резонанс.

Результаты зависимости резонансной частоты звука от усилия натяжения сетеполотна приведены в таблице.

№ изме-	Суммарная масса	Усилие натяжения	Резонансная частота	ЭЛС(у _{тах}).
рения	грузов на сторону (м), г	на сторону (σ), г/см	(μ), Гц	мВ
1	50	2,9	83	0,25
2	70	4,1	84	0,21
3	90	5,3	85	0,21
4	100	5,9	85	0,20
5	115	6,8	86	0,19
6	133	7,8	87	0,19
7	149	8,8	90	0,20
8	165	9,7	92	0,19
9	182	10,7	104	0,40
10	198	11,7	107	0,40
11	215	12,6	110	0,42
12	231	13,6	115	0,40

Результаты зависимости резонансной частоты звука от усилия натяжения сетеполотна

По результатам эксперимента выявлена зависимость частоты звуковых колебаний, при которых возникает резонанс от усилия натяжения сетеполотна (рис. 7). Частота, при которой возникает резонанс, возрастает с увеличением усилия натяжения.



Рис. 7. Зависимость резонансной частоты звуковых колебаний и величины ЭДС в момент резонанса от усилия натяжения сетеполотна^{*}

Fig. 7. The dependence of the resonant frequency of sound vibrations and the EMF value at the moment of resonance on the tension force of the mesh**

Заключение

По результатам проведенного исследования установлена зависимость усилия натяжения сетеполотна от частоты звуковых колебаний, воздействующих на сетеполотно, при которых возникает резонанс.

Необходимо отметить, что существенным недостатком данного метода является невозможность его применения непосредственно на рефлекторе по причине нетехнологичности.

Однако этот метод возможно применять на стадии изготовления отдельных сегментов сетеполотна после их монтажа в технологическом приспособлении с целью обеспечения рабочего натяжения сегментов сетеполотна.

Библиографические ссылки

1. Клишев О. П., Халиманович В. И. Анализ упругих деформаций космического аппарата на искажение формы отражающих поверхностей крупногабаритных элементов конструкции // Вестник СибГУ. 2008. Вып. 1 (18). С. 115–118.

2. Халиманович В. И., Кудрявин Л. А., Беляев О. Ф., Заваруев В. А. Использование нелинейной теории упругости и метода подобия для оценки деформационных свойств металлотрикотажных сетеполотен // Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика, 2017. № 49. С. 105–113.

3. PIM characteristics of The Large Deployable Reflector Antenna Mesh / V. Lubrano, R. Mizzoni, F. Silvestrucci, D. Raboso // 4th International Workshop on Multipactor, Corona and Passive

^{*} Следует отметить существенный скачок значений ЭДС в диапазоне частот от 92 до 104 Гц при усилии натяжения от 9,7 до 10,7 г/см, что требует дальнейших исследований данного феномена.

^{**} It should be noted a significant jump in EMF values in the frequency range from 92 to 104 Hz with a tension force from 9.7 to 10.7 g / cm, which requires further research of this phenomenon.

Intermodulation in Space RF Hardware, 2003. [Электронный ресурс]. URL: http://:www.estec.esa.nl/ conferences/03C26/.

4. Жуков А. П. Реакция отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора на действие возмущающего импульса // Вестник Томского гос. ун-та. Математика и механика. 2011. № 4 (16). С. 101–109.

5. Программа определения формы раскроя сетеполотна осесимметричного рефлектора : № 2019619521 ; заявл. 31.07.2019 ; опубл. 07.08.2019. Бухтяк М. С., Пономарев С. А. ; Нац. исслед. Томский гос. ун-т.

6. Лаврушев В. Н., Гилазов И. И. Повышение точности при измерении коэффициента отражения сетеполотна // Прикладная электродинамика, фотоника и живые системы – 2018 : материалы Междунар. науч.-технич. Конф. молодых ученых, аспирантов и студентов, 2018. С. 75–77.

7. Романов А. Г., Седельников Ю. Е. Измерение коэффициента отражения сетчатых материалов // Вестник Казанского гос. техн. ун-та им. А. Н. Туполева. 2013. №1. С. 81–85.

8. Патент № 2350518 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/22, H01Q 15/16. Способ изготовления развертываемого крупногабаритного рефлектора космического аппарата : № 2007122181/11 : заявл. 13.06.2007 : опубл. 27.03.2009. Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Шипилов Г. В. [и др.]. АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева.

9. Сойфера В. А. Методы компьютерной обработки изображений. М. : Физматлит, 2001. 784 с.

10. Гришенцев А. Ю., Коробейников А. Г. Методы и модели цифровой обработки изображений. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2014. 190 с.

11. Сухарев Е. Н., Коловский Ю. В. Метод определения натяжения сетеполотна антенн на основе распознавния образов // Вестник СибГУ. 2006. Вып. 1(8). С. 96–100.

12. Сухарев Е. Н., Коловский Ю. В. Программа обработки изображений антенного сетеполотна для определения его натяжения. Свид-во об офиц. регистрации программы для ЭВМ № 2005612186/ М., 2005.

13. Патент № 216.012.7АС2 способ определения равномерного натяжения мембраны из изотропного материала / Жуков А. П., Павлов М. С., Подшивалов С. Ф., Пономарев С. В., Халиманович В. И.

14. Патент RU 2427948 C1 Зонтичная антенна космического аппарата / Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Величко А. И., Шипилов Г. В., Колесников А. П., Акчурин В. П.

15. Жуков А. П., Павлов М. С., Подшивалов С. Ф., Пономарев С. В., Халиманович В. И. Вдавливание индентора в поверхность натянутого сетеполотна // Вестник Томского гос. ун-та. 2010. № 4(12). С. 96–101.

References

1. Klishev O. P., Halimanovich V. I. [Analysis of elastic deformations of the spacecraft on the distortion of the shape of the reflecting surfaces of large-sized structural elements]. *Vestnik SibGU*. 2008, No. 1 (18), P. 115–118 (In Russ.).

2. Halimanovich V. I., Kudryavin L. A., Belyaev O. F., Zavaruyev V. A. [The use of the nonlinear theory of elasticity and the similarity method for assessing the deformation properties of metal-mesh netting]. *Bulletin of Tomsk State University. Mathematics and mechanics.* 2017, No. 49, P. 105–113 (In Russ.).

3. Lubrano V., Mizzoni R., Silvestrucci F., Raboso D. PIM characteristics of The Large Deployable Reflector Antenna Mesh. *4th International Workshop on Multipactor, Corona and Passive Intermodulation in Space RF Hardware, 2003* Available at: http://:www.estec.esa.nl/conferences/03C26.

4. Zhukov A. P. [Reaction of the reflecting surface of a large-sized reflector to the action of a perturbing pulse]. *Bulletin of Tomsk State University. Mathematics and mechanics.* 2011, No. 4 (16), P. 101–109 (In Russ.).
5. The program for determining the shape of the cutting of the axisymmetric reflector. No. 2019619521 : application 31.07.2019, publ. 07.08.2019. Bukhtyak M. S., Ponomarev S. A. (In Russ.).

6. Lavrushev V. N., Gilyazov I. I. Improving the accuracy when measuring the reflection coefficient of the net. *Materials of the International Scientific and Technical Conference of Young scientists, postgraduates and students.* Edited by Ivanov A. A. 2018 (In Russ.).

7. Romanov A. G., Sedelnikov Yu. E. Measurement of the reflection coefficient of mesh materials // *Bulletin of Kazan State Technical University named after A. N. Tupolev*.2013, No. 1, P. 81–85 (In Russ.).

8. Patent No. 2350518 C1 Russian Federation, IPC B64G 1/22, H01Q 15/16. Method of manufacturing a deployable large-sized reflector of a spacecraft. No. 2007122181/11, application 13.06.2007, publ. 27.03.2009. Testoedov N. A., Halimanovich V. I., Shipilov G. V. [et al.].

9. Soifera V. A. *Metody komp'yuternoy obrabotki izobrazheniy* [Methods of computer image processing]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2001, 784 p.

10. Grishentsev A. Yu., Korobeynikov A. G. *Metody i modeli tsifrovoy obrabotki izobrazheniy* [Methods and models of digital image processing]. St. Petersburg, 2014,190 p.

11. Sukharev E. N., Kolovsky Yu. V. [Method for determining the tension of the antenna grid based on pattern recognition]. *Vestnik SibGU*. 2006, No. 1(8), P. 96–100 (In Russ.).

12. Sukharev E. N., Kolovsky Yu. V. The program of image processing of the antenna metal-mesh for determining its tension. Certificate of official registration of the computer program No. 2005612186/ M., 2005 (In Russ.).

13. Patent No. 216.012. 7AS2 method for determining the uniform tension of a membrane made of an isotropic material. Zhukov A. P., Pavlov M. S., Podshivalov S. F., Ponomarev S. V., Halimanovich V. I.

14. Patent No. RU 2427948 C1 The umbellate antenna of the spacecraft. Testoedov N. A., Halimanovich V. I., Velichko A. I., Shipilov G. V., Kolesnikov A. P., Akchurin V. P.

15. Zhukov A. P., Pavlov M. S., Podshivalov S. F., Ponomarev S. V., Halimanovich V. I. Indentation of the indenter into the surface of a stretched metal-mesh. *Bulletin of the Tomsk State University*. 2010, No. 4 (12), P. 96–101 (In Russ.).

© Грачева Е. А., Синьковский Ф. К., Снытко Д. В., Замятин Д. А. 2022

Синьковский Федор Константинович – заместитель директора – главный конструктор отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: sfk@iss-reshetnev.ru.

Замятин Денис Андреевич – инженер-конструктор, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru.

Gracheva Evgeniya Aleksandrovna – Engineer; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: grachevaea@iss-reshetnev.ru.

Snytko Denis Vladimirovich – Head of the Sector of the Department of Materials Science; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: densn@iss-reshetnev.ru.

Sin'kovskiy Fedor Konstantinovich – Deputy Director-Chief Designer of the industry center for large-size transformable mechanical systems; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: sfk@iss-reshetnev.ru.

Zamyatin Denis Andreevich – Design Engineer; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: zamyatin.denis2011@yandex.ru.

Грачева Евгения Александровна – инженер; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: grachevaea@iss-reshetnev.ru.

Снытко Денис Владимирович – начальник сектора отдела материаловедения; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: densn@iss-reshetnev.ru.

УДК 629.8:531.395 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80

Для цитирования: 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. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80.

For citation: Zimin V. N., Krylov A. V., Filippov V. S., Shakhverdov A. O. Actuator made of a material with a shape memory effect for transformable space structures. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 73–80. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-73-80.

Привод 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 (национальный исследовательский университет) Российская Федерация, 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., 5, корп. 1 *E-mail: zimin@bmstu.ru

Трансформируемые конструкции представляют собой особый класс больших космических систем. Они доставляются на орбиту в плотно упакованном состоянии. При достижении необходимых параметров орбиты осуществляется их раскрытие или трансформация. Форма трансформируемой конструкции жестко фиксируется по завершении процесса трансформации, при этом нагрузки на её составные элементы носят ударный характер. Усложнение конструктивных схем и габаритов современных трансформируемых космических систем вследствие повышения их эксплуатационных функциональных возможностей приводит к необходимости совершенствования их массовых характеристик. Так, к настоящему времени за рубежом и в нашей стране проработано много вариантов трансформируемых конструкций космических антенн, отношение массы зеркал которых к их площадям снизилось до 0,5–1,5 кг/м². Дальнейшее совершенствование массовых характеристик трансформируемых космических конструкций возможно с использованием материалов с эффектом памяти формы для создания приводов, обеспечивающих управляемое безударное их раскрытие из транспортного состояния в рабочее положение. 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. Экспериментально-теоретические исследования модели привода из материала никелида титана подтвердили принципиальную возможность его использования для развертывания перспективных космических трансформируемых конструкций. В процессе проведения испытаний были определены основные характеристики модели привода, а именно усилие срабатывания, рабочий ход и время срабатывания.

Ключевые слова: трансформируемая космическая конструкция, активный элемент, привод, эффект памяти формы, материал никелид титана, экспериментальные исследования.

Actuator made of a 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, 5, building 1, 2-nd Baumanskaya St., Moscow, 105005, Russian Federation *E-mail: zimin@bmstu.ru Transformable structures represent a special class of large space systems. They are delivered into orbit in a tightly packed state. When the required parameters of the orbit are reached, their opening or transformation is carried out. The shape of the transformed structure is rigidly fixed upon completion of the transformation process. At the same time, shock loads occur on its constituent elements. The complication of design schemes and the increase in the dimensions of modern transformable space systems due to the increase in their operational functionality leads to the necessity of improving their mass characteristics. To date, many variants of transformable structures of space antennas have been developed abroad and in our country, the ratio of the mass of mirrors to their areas has decreased to 0.5.–1.5 kg/m². Further improvement of transformable space structures is possible with the use of materials with the shape memory effect to create actuators that ensure controlled shock-free opening of these structures from the transport state to the working position Experimental and theoretical studies of the actuator model made of titanium nickelide material have confirmed the fundamental possibility of its use for the deployment of promising transformable space structures. During the tests, the main characteristics of the actuator model were determined, namely: the actuation force, the working stroke and the actuation time.

Keywords: transformable space structure, active element, actuator, shape memory effect, material titanium nickelide, experimental studies.

Введение

Проектирование и создание больших космических конструкций сопряжено с решением многих технических и механических проблем, обусловленных уникальностью систем (рис. 1).



Рис. 1. Трансформируемые крупногабаритные космические антенны

Fig. 1. Transformable large-sized space antennas

Главная особенность – сочетание противоречивых требований: существенное увеличение геометрических размеров и обеспечение требуемой жесткости при весьма ограниченной массе материала несущего силового каркаса [1].

Трансформируемые крупногабаритные космические конструкции, развертываемые в космосе, в силу своих габаритных размеров имеют относительно большую массу, что порождает большие трудности с их доставкой на орбиту. Неизбежное усложнение конструктивных схем перспективных трансформируемых крупногабаритных космических систем вследствие повышения требований к их эксплуатационным функциональным возможностям, обеспечение жесткости конструкций в рабочем положении, сохранение первоначальной геометрии в процессе эксплуатации может привести к увеличению их массовых характеристик. Задача снижения массовых характеристик подобных конструкций, несомненно, является актуальной.

В области создания крупногабаритных космических антенн к настоящему времени достигнуты значительные успехи, связанные с увеличением коэффициента развертывания (отношение диаметров в рабочем и транспортном положениях) и отношением массы рефлектора в рабочем состоянии к его площади [2–8]. Дальнейшая минимизация массы трансформируемых космических конструкций связана с возможностью использования материалов с эффектом памяти формы (ЭПФ) для создания приводов как для их раскрытия, так и для управления формой параболических антенн [9; 10]. Другое направление применения материалов с ЭПФ связано с гашением колебаний космических конструкций.

Материал с ЭПФ представляется целесообразным использовать как активный элемент приводов, развертывающих крупногабаритные трансформируемые космические конструкции. Приводы с активным элементом из материала с ЭПФ позволят управлять процессом раскрытия, при этом избавят от необходимости использовать всевозможные демпферы для гашения ударных нагрузок, которые возникают, например, при использовании обычных пружин, развертывающих конструкцию за счет предварительно запасенной упругой энергии [11]. Приводы с активным элементом из материала с ЭПФ могут быть выполнены в форме проволоки, пружины или ленты [12–14]. Для определения деформационно-силовых характеристик активных элементов силового привода, выполненных в виде проволоки диаметром 1,5 мм из материала никелида титана, был проведен комплекс экспериментальных исследований.

1. Экспериментальные исследования

Активные элементы предварительно подвергались различным видам температурной обработки. Термообработка проводилась с целью устранения возможных внутренних напряжений. На этом этапе температура нагрева печи варьировалась от 450 до 850 °C. Время термообработки активных элементов варьировалось от 30 до 60 мин, при этом охлаждение происходило в печи. Далее к активному элементу прикладывалось растягивающее усилие, которое создавало в его сечениях растягивающее напряжение. Затем активный элемент нагревался путем пропускания через него электрического тока. Температура активного элемента в момент начала сокращения им своей длины составляла порядка 70–80 °C. Для оценки стабильности параметров активного элемента силового привода, таких как рабочий ход (уменьшение относительного удлинения активного элемента) и усилие срабатывания (усилие, создаваемое активным элементом), были проведены следующие испытания. К активному элементу прикладывалось растягивающее усилие (рис. 2, *a*). Далее активный элемент нагревался. Нагрев активного элемента после деформирования проводился на экспериментальной установке, представленной на рис. 2, *б*.



Рис. 2. Экспериментальные установки: *а* – для деформирования активных элементов; *б* – для определения основных характеристик активных элементов

Fig. 2. Experimental setups: a – for deformation of active elements; b – for determining the main characteristics of active elements

В ходе испытаний контролировались следующие параметры активного элемента: температура, электрическое сопротивление, рабочий ход и усилие срабатывания. Для измерения температуры использовались два метода: контактный и бесконтактный. При контактном методе был применен набор из датчиков термопары, размещенных по длине активного элемента. При бесконтактном измерении температуры использовался тепловизор, измеряющий излучение активного элемента в ИК-диапазоне. В процессе экспериментальных исследований было установлено, что бесконтактное измерение температуры имеет существенное преимущество перед контактным измерением. При использовании контактного метода измерения отчетливо фиксировалась значительная задержка в показаниях датчиков по сравнению с реальной температурой активного элемента, фиксируемой тепловизором.

Основными функциональными параметрами силового привода с активным элементом, выполненным из материала с ЭПФ, являются создаваемое усилие, время срабатывания и величина рабочего хода. Величина рабочего хода определяется изменением относительного удлинения активного элемента в процессе его нагрева. Время срабатывания активного элемента силового привода определяется временем его прогрева до температуры окончания обратного мартенситного превращения. В таблице приведены экспериментально полученные результаты времени срабатывания активных элементов силового привода при изменении напряжения, подводимого к ним.

N⁰	Рабочая длина	Напряжение	Сила тока Среднее время		Рабочий ход
п/п	(мм)	(B)	(A)	срабатывания (с)	(%)
1	175	1,9	7,8–8,7	230	5,7
2	173	2,0	8,2–9,1	110	5,7
3	175	2,1	8,6–9,5	65	5,7
4	175	2,2	9,1–10,1	40	5,7
5	175	2,3	9,4–10,4	35	5,7
6	175	2,4	9,8–10,8	30	5,7
7	174	2,5	10,2–11,1	25	5,7
8	175	2,6	10,6–11,5	20	5,7
9	175	2,7	11,1–12,0	15	5,7
10	175	2,8	11,5–12,5	10	5,7
11	174	2,9	11,9–12,8	10	5,7

Время срабатывания активных элементов силового привода при изменении напряжения, подводимого к ним

При изменении напряжения источника питания время срабатывания активного элемента силового привода изменялось. Однако, несмотря на разное время срабатывания силового привода, рабочий ход активного элемента оставался постоянным.

2. Модель функционирования привода

В настоящее время предложены разные модели, описывающие кинетику мартенситных превращений, закономерности накопления и возврата деформаций при различных режимах взаимодействия. Однако математические сложности описания поведения материалов с ЭПФ, необходимость использования в математических моделях существенного количества фактических экспериментальных данных пока не позволили разработать инженерные методики расчета силовых приводов с активными элементами, изготовленными из материалов с ЭПФ [15; 16]. Поэтому основную роль сегодня играют экспериментальные методы при конструировании подобных силовых приводов.

В процессе наземных испытаний можно принять, что изменение тепловой энергии активного элемента силового привода равно количеству теплоты, поступившему за счет электрической энергии, минус тепловые потери от естественной конвекции

$$cm\frac{dT}{dt} = RI^2 - \alpha S(T - T_c), \qquad (1)$$

где c – удельная теплоемкость активного элемента; m – масса активного элемента; T – температура активного элемента; t – время; R – сопротивление материала активного элемента; I – сила тока в активном элементе при испытаниях; α – коэффициент теплообмена; S – площадь поверхности теплообмена; T_c – температура окружающей среды.

При расчете изменения температуры активного элемента силового привода проводился подбор коэффициента теплообмена. При проведении численного эксперимента полученные результаты хорошо коррелировались с результатами экспериментальных исследований. В расчете учитывались изменения сопротивления и теплоемкости активных элементов в процессе нагрева.



- Рис. 3. Результаты испытаний и численных расчетов изменения температуры активного элемента: *1* – при измерении датчиком; *2* – при измерении тепловизором; *3–6* – при расчетных коэффициентах теплообмена α, равных 70, 55, 47 и 45
 - Fig. 3. Test results and numerical calculations of the temperature change of the active element: I – when measured by a thermocouple; 2 – when measured by a thermal imager; 3-6 – calculated with heat transfer coefficients α equal to 70, 55, 47 and 45



Рис. 4. Результаты испытаний и численных расчетов: 1, 2 – при расчетных значениях коэффициента k, равных 1; 0,5; 3 – изменение теплоемкости активного элемента; 4 – при измерении температуры активного элемента тепловизором

Fig. 4. Test results and numerical calculations:
1, 2 - calculated with values of the coefficient k equal to 1, 0.5;
3 - change in the heat capacity of the active element;
4 - measuring the temperature of the active element with a thermal imager

Для учета скрытой теплоты фазового превращения Q, которая при нагреве поглощается, а при охлаждении выделяется в интервале температур обратного и прямого превращения, соответственно, можно записать уравнение (1) в следующем виде:

$$cm\frac{dT}{dt} = RI^2 - \alpha S(T - T_c) - Q.$$
⁽²⁾

До температуры начала фазовых превращений температура активного элемента рассчитывается по формуле (1), после достижения температуры начала фазовых превращений температура активного элемента определяется по формуле (2). После того, как фазовые превращения заканчиваются, температура активного элемента снова рассчитывается по формуле (1).

Алгоритм расчета перемещения активного элемента силового привода строится следующим образом. На каждом временном шаге Δt подсчитывается энергия Q', ушедшая на фазовые превращения, следующим образом:

$$Q' = k \cdot \left(RI^2 \Delta t - \alpha S(T_1 - T_c) \Delta t \right),$$

где k – коэффициент, определяемый численным экспериментом, характеризующий часть тепловой энергии, которая уходит на фазовые превращения за Δt ; T_1 – температура активного элемента на предыдущем временном шаге Δt (рис. 4).

3. Обсуждение результатов

В результате экспериментальных исследований получены температурные зависимости деформаций памяти формы и деформационно-силовые зависимости для активных элементов, работающих в условиях одноосного сжатия. Время срабатывания активного элемента определяется временем его прогрева до температуры окончания обратного мартенситного превращения. При изменении напряжения источника питания время срабатывания активного элемента силового привода с ЭПФ изменялось. Однако, несмотря на разное время срабатывания силового привода, рабочий ход активного элемента оставался постоянным.

Анализируя полученные результаты экспериментальных исследований, можно сделать вывод, что активный элемент при работе в условиях осевого сжатия имеет большие значения восстанавливающей силы (развиваемое усилие), но относительно малые перемещения (рабочий ход). Обеспечение больших перемещений активными элементами силового привода с ЭПФ требует значительных линейных размеров проволоки, выполненной из материала никелида титана. Этот недостаток легко преодолеть за счет схемы укладки длинного проволочного активного элемента в составных звеньях трансформируемой космической конструкции.

Заключение

У активных элементов из материалов с ЭПФ управляющим воздействием может быть только температурное поле. При этом наряду с задачей деформирования возникает необходимость решать задачу теплопроводности. Обе эти задачи являются нелинейными и связанными. Поэтому в настоящее время методы проектирования силовых приводов с ЭПФ основаны на большом количестве экспериментальных данных и аппроксимируемых зависимостях деформации памяти формы их активных элементов. В ходе количественных и качественных исследований активных элементов силового привода с ЭПФ было установлено, что он пригоден для весьма медленных плавных движений. Поэтому силовые приводы с ЭПФ могут обеспечить «управляемое» раскрытие перспективных трансформируемых крупногабаритных космических конструкций, исключающее динамические нагрузки ударного характера на их составляющие элементы при срабатывании замковых устройств, фиксирующих раскрытое рабочее состояние систем на орбите.

Библиографические ссылки

1. Механика больших космических конструкций / Н. В. Баничук, И. И. Карпов, Д. М. Климов и др. М. : Факториал, 1997. 302 с.

2. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн : ч. 1 // Вестник СибГАУ. 2007. № 2. С. 51–57.

3. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн : ч. 2 // Вестник СибГАУ. 2007. № 3. С. 78–81.

4. Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № (16). С. 110–119.

5. Footdale J. N., Banik, J. System Design Study of a Deployable Reflector Antenna with Flexible Shell Segments // In 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference. 2016. P. 0698.

6. Prospects of large deployable reflector antennas for a new generation of geostationary Doppler weather radar satellites / E. Im, M. Thomson, H. Fang et al. // In AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. 2007. P. 9917.

7. Hasanzade V., Sedighy S. H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design With Optimum Communication Properties // Journal of Spacecraft and Rockets. 2017. No. 54(3). P. 782–788.

8. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna // In 33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition. 2015. P. 4343.

9. Truss mounting in space by shape memory alloys / V. A. Likhachev, A. I. Razov, A. G. Cherniavsky et al. // In Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies, California, USA. 1994. P. 245–248.

10. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation // Materials Research Express. 2017. Vol. 4, No. 7. P. 075701.

11. Mathematical modeling of the deployment of a large transformable space structure / V. N. Zimin, Z. Zikun, A. V. Krylov, S. A. Churilin // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. Doi: 10.1063/1.5133168.

12. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators / K. J. De Laurentis, A. Fisch, J. Nikitczuk, C. Mavroidis // In Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No. 02CH37292). 2002. Vol. 3. P. 2363–2368.

13. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators // Solid state Phenomena. 2006. Vol. 113. P. 195–198.

14. Liang C., Rogers C. A. Design of memory alloy Actuators // Journal of intelligent material systems and structures. 1997. Vol. 8. P. 303–313.

15. Методика проектирования силовых приводов из материала с эффектом памяти формы для ракетно-космической техники / В. А. Барвинок, В. И. Богданович, А. А. Грошев и др. // Известия Самарского науч. центра Рос. акад. наук. 2013. Т. 15, № 6. С. 272–277.

16. 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. No. 1. P. 012115.

References

1. Banichuk N. V., Karpov I. I., Klimov D. M. et al. *Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh kon*struktsiy [Mechanics of large space structures]. Moscow, Factorial Publ., 1997, 302 p.

2. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Review of the designs of modern transformable space antennas (Part 1)]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 2, P. 51–57 (In Russ.).

3. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Review of the designs of modern transformable space antennas (Part 2)]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 3, P. 78–81 (In Russ.).

4. Ponomarev S. V. [Transformable reflectors of spacecraft antennas]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika.* 2011, No. (16), P. 110–119 (In Russ.).

5. Footdale J. N., Banik, J. System Design Study of a Deployable Reflector Antenna with Flexible Shell Segments. *In 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference*. 2016, P. 0698.

6. Im E., Thomson M., Fang H., Pearson J., Moore J., Lin J. Prospects of large deployable reflector antennas for a new generation of geostationary Doppler weather radar satellites. *In AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition*. 2007, P. 9917.

7. Hasanzade V., Sedighy S. H., Shahravi M. Compact Deployable Umbrella Antenna Design With Optimum Communication Properties. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017, No. 54(3), P. 782–788.

8. Zheng F. Affordable System Conceptual Structure Design of New Deployable Spaceborne Antenna. *In 33rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibition*. 2015, P. 4343.

9. Likhachev V. A., Razov A. I., Cherniavsky A. G., Kravchenko Y., Trusov S. N. Truss mounting in space by shape memory alloys. *Proc. 1-st Int. Conf. on Shape Memory and Superelastic Technologies* (California, USA). 1994, P. 245–248.

10. Riad A., Ainamany A., Benzohra M. The shape memory alloy actuator controlled by the Sun's radiation. *Materials Research Express*. 2017, Vol. 4, No. 7, P. 075701.

11. Zimin V. N., Zikun Z., Krylov A. V., Churilin S. A. Mathematical modelling of the deployment of a large transformable space structure. *AIP Conference Proceedings*. 2019, Vol. 2171. Doi: 10.1063/1.5133168.

12. De Laurentis K. J., Fisch A., Nikitczuk J., Mavroidis C. Optimal design of shape memory alloy wire bundle actuators. *In Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation* (Cat. No. 02CH37292). 2002, Vol. 3, P. 2363–2368.

13. Schiedeck F., Hemsel T., Wallaschek J. The use of shape memory alloy wires in actuators. *Solid state Phenomena*. 2006, Vol. 113, P. 195–198.

14. Liang C., Rogers C. A. Design of memory alloy Actuators. *Journal of intelligent material systems and structures*. 1997, Vol 8, P. 303–313.

15. Barvinok V. A., Bogdanovich V. I., Groshev A. A. et al. Methodology for designing power drives from material with shape memory effect for rocket and space technology. *Bulletin of the Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences*. 2013, Vol. 15, No. 6, P. 272–277.

16. 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, No. 1, P. 012115.

© Зимин В. Н., Крылов А. В., Филиппов А. О., Шахвердов А. О., 2022

Крылов Алексей Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры космических аппаратов и ракет-носителей; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). Е-mail: kav1982@bmstu.ru.

Филиппов Василий Сергеевич – техник отдела научно-технической информации Научноисследовательского института специального машиностроения; Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет). E-mail: vs.filippov@mail.ru.

Шахвердов Артур Олегович – инженер Научно-исследовательского института специального машиностроения; 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 – engineer of Research Institute of Special Engineering; Bauman Moscow State Technical University (national research University). E-mail: shah@bmstu.ru.

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.

УДК 519.85 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92

Для цитирования: Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В. Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизогридной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при статическом нагружении // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 81–92. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92.

For citation: Kovalchuk L. M., Burnysheva T. V. Investigation of the stress state and assessment of the stability of an anisogrid cylindrical shell when changing the parameters of the rib structure under static loading. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 81–92. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-81-92.

Исследование напряженного состояния и оценка устойчивости анизогридной цилиндрической оболочки при изменении параметров реберной структуры при статическом нагружении

Л. М. Ковальчук, Т. В. Бурнышева*

Новосибирский государственный технический университет Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. Карла Маркса, 20 *E-mail: tburn@mail.ru

Объектом исследования выступает цилиндрическая сетчатая оболочка без обшивки регулярной структуры, выполненная из композиционного материала углепластик. Отличительная особенность данного класса конструкций заключается в пересечении семейств кольцевых и спиральных ребер.

Сетчатые оболочки используются в качестве силовых элементов космических аппаратов, поэтому при их проектировании основными требованиями выступают уменьшение массы конструкции, высокие прочностные и жесткостные характеристики. Снижение массы оболочки достигается за счет варьирования и подбора структурных и геометрических параметров ребер.

В статье рассматривается набор сетчатых цилиндрических конструкций фиксированной массы. Авторами разработан и приведен алгоритм расчета числа элементов регулярной реберной структуры и вычисления значений геометрических параметров элементов семейств ребер. Рассматриваются два подхода к формированию систем ребер: путем изменения высот или толщин реберной структуры.

Разработан макрос для моделирования параметрических дискретных моделей таких реберных структур в программном комплексе Ansys Mechanical APD. При построении дискретных моделей сеток применялся одномерный двух узловой конечный элемент BEAM4. Модель жестко крепилась в узлах по нижней кромке, к узлам верхней кромки прикладывалась нагрузка. Рассматривалось два вида нагружения. Режим «не полет» определяло равномерно распределенное по верхней кромке осевое нагружение оболочки. Режим «полет» дополнительно учитывал приложенный момент.

Расчет полей перемещений и деформаций проводился численно в конечно-элементом пакете ANSYS. В статье приведены результаты исследования влияния плотности реберной структуры на устойчивость сетчатых оболочек при статическом осевом нагружении, собственные частоты и формы колебаний.

Показано, что с увеличением плотности реберная структура становится тоньше. При этом критическая нагрузка падает, значения собственных частот оболочек уменьшаются, а в формах увеличивается число волн. Отмечено влияние подходов к моделированию реберных структур на результаты численных расчетов.

Ключевые слова: сетчатая оболочка, ANSYS Mechanical APDL, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов, устойчивость, собственные формы, вычислительный эксперимент.

Investigation of the stress state and assessment of the stability of an anisogrid cylindrical shell when changing the parameters of the rib structure under static loading

L. M. Kovalchuk, T. V. Burnysheva*

Novosibirsk State Technical University 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation *E-mail: tburn@mail.ru

The object of the study is a cylindrical mesh shell without a regular structure covering, made of carbon fiber composite material. A distinctive feature of this class of structures is the intersection of families of annular and spiral edges.

Mesh shells are used as power elements of spacecraft, therefore, when designing them, the main requirements are a reduction in the mass of the structure, high strength and stiffness characteristics. The reduction of the shell mass is achieved by varying and selecting the structural and geometric parameters of the edges.

The article considers a set of mesh cylindrical structures of fixed mass. The authors have developed and presented an algorithm for calculating the number of elements of a regular edge structure and calculating the values of geometric parameters of elements of edge families. Two approaches to the formation of rib systems are considered: by changing the heights or thicknesses of the rib structure.

A macro has been developed for modeling parametric discrete models of such edge structures in the SYSMECHANICALAPD software package. When constructing discrete grid models, a one-dimensional two-node finite element BEAM4 was used. The model was rigidly attached at the nodes along the lower edge, a load was applied to the nodes of the upper edge. Two types of loading were considered. The "non-flight" mode was determined by the axial loading of the shell evenly distributed along the upper edge. Flight mode – additionally took into account the applied moment.

The displacement and deformation fields were calculated numerically in the ANSYS finite element package. The article presents the results of a study of the effect of the density of the rib structure on the stability of mesh shells under static axial loading, natural frequencies and waveforms.

It is shown that with increasing density, the rib structure becomes thinner. At the same time, the critical load decreases, the values of the natural frequencies of the shells decrease, and the number of waves in the forms increases. The influence of approaches to the modeling of rib structures on the results of numerical calculations is noted.

Keywords: mesh shell, ANSYS Mechanical APDL, stress-strain state, finite element method, stability, eigen forms, computational experiment.

Введение

Сетчатые цилиндрические композитные оболочки, состоящие из пересечения спиральных и кольцевых ребер (рис. 1, *a*), часто выступают в качестве элементов агрегатов летательных аппаратов [1; 2]. В космических аппаратах сетчатые оболочки выступают в роли силовых корпусов, адаптеров. Оболочки данного класса обладают высокими жесткостями, прочностными характеристиками и весовой эффективностью [3]. При этом проектирование реберной структуры конкретной сетчатой оболочки, обеспечивающей необходимую надежность конструкции при ее минимальной массе, остается актуальной задачей.

В статье рассматриваются два подхода к формированию регулярных реберных структур сетчатых оболочек без обшивок с фиксированной массой. Приведены результаты численных расчетов напряженно-деформированного состояния серии оболочек при статическом осевом нагружении, результаты анализа устойчивости конструкций, собственных частот и форм колебаний оболочек.

Алгоритм расчета значений геометрических и структурных параметров сеток ребер оболочек без обшивки с заданной массой

Первый этап алгоритма включает в себя расчет массы базовой конструкции.

На рис. 1, *а* представлена дискретная модель исходной сетчатой оболочки, которая включает 80 пар спиральных ребер и 6 кольцевых ребер. Сверху и снизу оболочка подкреплена шпангоутами.



Рис. 1. Дискретная модель сетчатой оболочки регулярной структуры: *a* – геометрические параметры сетки;

 δ – схема приложения нагрузки «полет» и закрепление узлов нижнего шпангоута

Fig. 1. Discrete model of the mesh shell of a regular structure: a - geometric parameters of the mesh; b - the scheme of application of the load "flight" and fixing the nodes of the lower frame

Рассмотрим элементарную ромбическую ячейку (рис. 1, *a*). Так как тетрагональная структура стремится к правильной форме, то будем считать ячейку равносторонней. Обозначим за $a_{cпир}$ – длину стороны элементарной ячейки, за $a_{кол}$ – длину диагонали, расположенной вдоль кольцевого ребра. Расчет числа элементов, входящих в кольцевое и спиральное ребра, и определение общего числа элементов для каждого из семейств ребер позволяет определить массу оболочки. Массу конструкции рассчитаем с учетом семейств ребер

$$M = n_1 \cdot m_{\text{спир}} + n_2 \cdot m_{\text{кол}} + n_3 \cdot m_{\text{шп}},$$

где n_1 , n_2 , n_3 – число структурных элементов в семействах спиральных, кольцевых ребер и шпангоутов; $m_{cпиp}$ – масса, приходящаяся на элемент спирального ребра; $m_{кол}$ – масса, приходящаяся на элемент кольцевого ребра; $m_{шn}$ – масса, приходящаяся на элемент шпангоута. Для этого вводятся значения плотности материала ρ , угла между спиральным ребром и образующей α , высоты H и радиуса R конструкции.

Блок-схема расчета массы исходной конструкции представлена на рис. 2 (этап 1).

Второй этап алгоритма позволяет рассчитать значения геометрических и структурных параметров сеток, которые получаются путем модификации исходной оболочечной конструкции.

Количество кольцевых ребер *m* определяется по формуле

$$m = H / h = (H \cdot N_{\text{кол}}) / (4 \cdot \pi \cdot R \cdot \cos(\alpha)),$$

где $N_{\text{спир}}$ – число элементов в семействе спиральных ребер; h – половина высоты ромбической ячейки.

Исходя из того, что образованный ребрами треугольник равнобедренный, длина элемента кольцевого и спирального ребер будет рассчитываться по следующим формулам:

$$\begin{aligned} a_{\text{спир}} &= L / \left(N_{\text{кол}} / 2 \right) = \left(4 \cdot \pi \cdot R \right) / N_{\text{кол}}, \\ a_{\text{шп}} &= L / \left(N_{\text{кол}} / 2 \right) = \left(4 \cdot \pi \cdot R \right) / N_{\text{шп}}, \end{aligned}$$

где длина окружности $L = 2 \cdot \pi \cdot R$.

Выражаем объем и массу структурного элемента каждого семейства ребер через их геометрические параметры. Так для элемента спирального ребра справедливо следующее:

$$V_{\text{спир}} = a_{\text{спир}} \cdot b_{\text{спир}} \cdot h_{\text{спир}},$$

 $M_{\text{спир}} = V_{\text{спир}} \cdot \rho,$

где *h*_{спир} – высота и *b*_{спир} – толщина элемента спирального ребра.



Рис. 2. Блок-схема алгоритма вычисления значений геометрических и структурных параметров сеток ребер оболочек без обшивки с неизменной массой

Fig. 2. Block diagram of the algorithm for calculating the values of geometric and structural parameters of the mesh edges of shells without cladding with a constant mass

Зная фиксированную массу конструкции и ее долевое распределение между тремя семействами ребер, имеем возможность изменять плотность реберной структуры оболочки путем варьирования значений высот или толщин ребер. В табл. 1 и 2 приведены показатели пяти реберных структур оболочек, полученных путем варьирования разных показателей.

Представленные структуры были реализованы в виде дискретных моделей в программном комплексе Ansys Mechanical APDL.

Таблица 1

Модель		1	2	3	4	5
Колич	80	120	160	240	320	
	Длина <i>а</i> (мм)	211	141	110	70,4	53
Спиральные парные	Высота h (мм)	30				
	Толщина <i>b</i> (мм)	5	4,4	2,5	1,7	1,3
Количество кольцевых ребер		6	9	11	16	21
	Длина <i>а</i> (мм)	314,2	210	157	104	79
Кольцевые	Высота h (мм)	30				
	Толщина <i>b</i> (мм)	15	8.6	6,7	4,3	3,2
	Длина <i>а</i> (мм)	314,2	210	157	104	79
Шпангоуты	Высота h (мм)	40				
	Толщина <i>b</i> (мм)	40				

Параметры структуры сетчатых оболочек при варьировании толщин ребер

Таблица 2

Параметры структуры сетчатых оболочек при варьировании высот ребер

	Модель	1	2	3	4	5
Количество спиральных ребер		80	120	160	240	320
	Толщина <i>b</i> (мм)	5				
Спиральные парные	Длина <i>а</i> (мм)	211	141	110	70,4	53
	Высота <i>h</i> (мм)	30	18	14	9,286	6,908
Количество кольцевых ребер		6	9	11	16	21
	Толщина <i>b</i> (мм)	15				
Кольцевые	Длина <i>а</i> (мм)	314,2	210	157	104	79
	Высота <i>h</i> (мм)	30	18	14	9,286	6,908
	Толщина <i>b</i> (мм)	40				
Шпангоуты	Длина а(мм)	314,2	210	157	104	79
	Высота <i>h</i> (мм)			40		

Построение дискретных моделей сетчатых оболочек в Ansys Mechanical APDL

Для моделирования сетчатых оболочечных конструкций в программном комплексеANSYS был разработан макрос, содержащий параметрическуюдискретную модель сетчатой цилиндрической оболочки регулярной структуры [4; 5].

При построении дискретной модели использовался одномерный двухузловой конечный элемент BEAM4 [6] с шестью степенями свободы в каждом узле. Каждому семейству ребер присваивался свой вид поперечного сечения, задавался свой набор переменных и констант. Модель жестко крепилась в узлах нижней кромки, к узлам верхней кромки прикладывалась нагрузка.

Введем параметр плотности реберной структуры ρ^* . Под плотностью понимается отношение площади поверхности оболочки с разряженной сеткой к площади поверхности цельной оболочки.

На рис. 3 представлены дискретные модели сетчатых структур различной плотности.





Рассматривалось два варианта нагрузки F: режим «полет» включал осевую сжимающую силу F = 625 H с моментом M = 80 H·м, распределенную по верхней кромке модели; режим «не полет» – сжимающую осевую силу F = 625 H, равномерно распределенную по узлам верхнего шпангоута.

Напряженное состояние сетчатой оболочки

На рис. 4 представлены поля напряжений реберной структуры, плотность $\rho^* = 0,15$.



Рис. 4. Поля напряжений исходной конструкции с 80 парами спиральных ребер: *a* – режим «не полет»; *б* – режим «полет»

Fig. 4. Stress fields of the original design with 80 pairs of spiral ribs: a - "non-flight" mode; b - "flight" mode

При воздействии на оболочку описанных выше нагрузок происходит деформирование ребер: кольцевые ребра конструкции растягиваются, а спиральные – сжимаются [7].

Проводилось исследование влияния плотности реберной структуры ρ^* , высоты *h* и толщины ребер *b* на напряженное состояние сетчатой оболочки. В ходе вычислительного эксперимента изменялись плотность реберной структуры ρ^* с 0,15 до 0,495, количество пар спиральных ребер *N* с 80 до 320, толщина *b* с 15 до 3,2 мм и высота *h* с 30 до 6,9 мм.





Fig. 5. Surfaces of maximum longitudinal stresses σs_{max} in the shell ribs in the "flight" mode from thickness *b* and the number of pairs of spiral ribs *N*: *a* – maximum tensile stresses; *b* – maximum compressive stresses Выше на рис. 5 приведены поверхности откликов максимальных продольных напряжений в спиральных и кольцевых ребрах оболочки при варьировании числа пар спиральных ребер N и толщины реберной структуры b. Анализ приведенных поверхностей показывает, что максимальные продольные напряжения линейно зависят от изменяемых параметров, более сильное влияние оказывает изменение числа пар спиральных ребер.

На рис. 6 приведены поверхности откликов максимальных продольных напряжений в спиральных и кольцевых ребрах оболочки при варьировании плотности реберной структуры ρ^* и высоты ребер *h*. Анализ поверхностей показывает, что максимальные напряжения изменяются линейно, большее влияние оказывает изменение плотности реберной структуры ρ^* .



Рис. 6. Поверхности максимальных продольных напряжений σs_{max} в ребрах оболочки при режиме «полет» в зависимости от высоты *h* и плотности реберной структуры ρ^{*}: *a* – максимальные растягивающие напряжения; *б* – максимальные сжимающие напряжения

Fig. 6. Surfaces of maximum longitudinal stresses σ smax in the shell ribs in the "flight" mode from the height h and the density of the rib structure ρ^* :

a – maximum tensile stresses; b – maximum compressive stresses

Анализ устойчивости сетчатой оболочки

В Ansys Mechanical APDL был проведен анализ приведенных выше сетчатых оболочек на устойчивость. Для исследования использовался анализ *Buckle* [8; 9], задача решалась в линейной постановке с выведением форм потери устойчивости [10]. На рис. 7. приведены значения критических нагрузок $F_{\kappa p}$ и формы потери устойчивости оболочек различной плотности.

По результатам вычислительного эксперимента построен график зависимости критической нагрузки от плотности реберной структуры ρ^* (рис. 8).



Рис. 7. Формы потери устойчивости реберных структур различной плотности при режиме «полет» Fig. 7. Forms of loss of stability of rib structures of different densities in the "flight" mode



Рис. 8. График зависимости критической нагрузки $F_{\kappa p}$ от плотности реберной структуры ρ^* : I – варьирование толщины b – реберной структуры; 2 – варьирование высоты ребер h

Fig. 8. Graph of the dependence of the critical load of the F_{kr} on the density of the rib structure ρ^* : l – variation of the thickness b of the rib structure; 2 – variation of the height of the ribs h

Анализ рис. 8 показал следующее: в сетчатых структурах, полученных путем изменения высоты ребер h, при проведении анализа устойчивости оболочек получены значения критических нагрузок $F_{\kappa p}$ выше, чем в реберных структурах, сформированных путем варьирования толщин ребер b.

В рассматриваемых конструкциях с увеличением числа пар спиральных ребер уменьшается критическая нагрузка $F_{\rm kp}$. Данное явление можно объяснить тем, что с увеличением плотности реберной структуры оболочка становится тоньше, так как ее масса фиксирована, следовательно, оболочка становится восприимчива к критическим нагрузкам.

Анализ собственных частот и форм колебаний сетчатых оболочек

Проводилось исследование сетчатой оболочечной конструкции на собственные частоты и формы колебаний. Для численного расчета использовался анализ *MODAL* в Ansys Mechanical APDL [11–15].

В табл. 3, 4 приведены собственные значения и формы колебаний оболочек с разной плотностью реберных структур. С ростом значений собственных чисел количество волн в конструкции увеличивается с 8 до 12, причем они имеют симметричную структуру (табл. 3, 4). Данное явление объясняется тем, что в конструкциях присутствуют ребра, направленные вправо и влево с равным углом наклона α к образующей оболочки.

Анализ частот и форм оболочек позволяет сделать следующие выводы. С увеличением плотности реберной структуры оболочка становится тоньше, значения частот уменьшаются. В сетчатых структурах, образованных варьированием толщин ребер b, значения собственных частот в разы больше, чем значения соответствующих частот в структурах, образованных варьированием высот ребер h.

Полученные численно значения собственных частот оболочек сравнивались со значениями частот, рассчитанных аналитически. Методика расчета собственных частот приведена в [16].

Уравнение собственных частот сетчатой цилиндрической оболочки выглядит следующим образом:

$$K_1 \cdot \omega_{mn}^{6} - K_2 \cdot \omega_{mn}^{4} + K_3 \cdot \omega_{mn}^{2} = L_2$$

где К₁, К₁, К₁ – коэффициенты, определяемые выражениями вида

$$K_1 = a \cdot L_1 \cdot R^6 / (2 \cdot \rho \cdot F),$$

$$K_2 = a \cdot (L_2 + L_3 + L_4) \cdot R^4 / (2 \cdot \rho \cdot F),$$

$$K_3 = a \cdot (L_5 + L_6 + L_7) \cdot R^2 / (2 \cdot \rho \cdot F),$$

где L_i – определители матрицы обобщенных жесткостей L(i = 1...7); ρ – плотность материала; *R* – радиус оболочки; *F* – площадь поперечного сечения; *a* – длина ребер.

Таблица 3



Собственные формы колебаний и значения частот при варьировании высот ребер

Таблица 4

Собственные формы колебаний и значения частот при варьировании толщин ребер



После подстановки граничных условий и некоторых преобразований выражение для нахождения собственных частот сетчатой цилиндрической оболочки имеет вид

$$\omega_{\rm mn}^{2} = a \cdot L / (2 \cdot \rho \cdot h \cdot b \cdot L_7 \cdot R^2),$$

где ω_{mn} – значение собственных частот; *m* и *n* – целые числа, определяющие число полуволн в продольном и поперечном направлении; *h* – высота ребер; *b* – толщина ребер.

Вычисленные аналитически и численно значения первых собственных частот конструкций представлены на рис. 9.



Рис. 9. График зависимости значений собственных частот: a – от плотности реберной структуры ρ^* ; δ – числа пар спиральных ребер N; l – численный расчет; 2 – аналитический расчет

Fig. 9. Graph of the dependence of the values of natural frequencies on: a – densities of the rib structure ρ^* ; b – the number of pairs of spiral edges N; l – numerical calculation; 2 – analytical calculation

Анализируя рис. 9, отметим, что значения первых собственных частот, вычисленных численно и аналитически, близки и их относительная погрешность не превышает 2 %.

Заключение

Разработанный и реализованный алгоритм расчета значений геометрических и структурных параметров сетчатой цилиндрической оболочки без обшивки с неизменной массой позволяет формировать реберные структуры путем варьирования высот или толщин ребер при фиксированной массе конструкции.

Расчет напряженно-деформированного состояния оболочек с разной плотностью ребер при осевом сжатии показал, что для всех конструкций справедливо следующее: кольцевые ребра растягиваются, а спиральные сжимаются.

При выборе подходов к моделированию сетчатых структур, следует учитывать следующее:

– в сетчатых структурах, образованных варьированием толщин ребер b, значения собственных частот в разы больше, чем значения соответствующих частот в структурах, образованных варьированием высот ребер h;

– значения критических нагрузок $F_{\kappa p}$ выше в сетчатых структурах, образованных путем изменения высоты ребер h, чем в реберных структурах, сформированных путем варьирования толщин ребер b.

Сформированные и приведенные зависимости максимальных продольных напряжений спиральных и кольцевых ребер оболочки от плотности реберной структуры ρ^* и высоты ребер *h* позволяют корректно подбирать параметры сетчатой структуры с учетом ее деформирования.

Библиографические ссылки

1. Композитные сетчатые конструкции / В. А. Барынин, В. А. Бунаков, В. В. Васильев, Б. Г. Майоров // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. 2001. Вып. 1(123)–2(124). С. 9–16.

2. Азаров А. В. К теории сетчатых композитных оболочек // Изв. РАН. МТТ. 2013. № 1. С. 71-83.

3. Васильев В. В., Разин А. Ф. Композитные сетчатые балочные элементы для авиационных конструкций // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. 2006.

4. Бурнышева Т. В., Штейнбрехер О. А., Ульянов А. Д. Особенности задания граничных условий при моделировании сетчатых анизогридных конструкций // Вестник Южно-Уральского гос. ун-та. Серия: Математическое моделирование и программирование. 2018. Т. 11, № 1. С. 137–144.

5. Лопатин А. В., Барыльникова Е. А. Конечно элементное моделирование сетчатых цилиндрических оболочек // Решетневские чтения : материалы Междунар. науч.-практ. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. С. 22.

6. Шкловец А. О., Мелентьев В. С.: Работа в САЕ-пакете ANSYS MECHANICAL: конструкционный анализ методом конечных элементов. Самара : Изд-во Самарского ун-та, 2018. 76 с

7. Интерпретация данных натурных испытаний оболочечной композитной конструкции при статическом осевом сжатии / В. О. Каледин, А. Ф. Разин, Т. В. Бурнышева, О. А. Штейнбрехер / Заводская лаборатория. Диагностика материалов. 2015. Т. 81, № 3. С. 53–58.

8. Скворцов Ю. В., Глушков С. В. Использование МКЭ-пакета ANSYS для решения задач механики деформируемого твердого тела [Электронный ресурс] : интерактив. мультимед. Пособие / Минобрнауки России ; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). Самара, 2011.

9. Огородникова О. М. Конструкционный анализ в среде ANSYS. Екатеринбург : УГТУ-УПИ, 2004. 68 с.

10. Бурнышева Т. В., Кравцова Ю. А. Решение задачи устойчивости сетчатых оболочек из композиционных материалов при статическом нагружении // Науч.-технич. вестник Поволжья. 2012. № 1. С. 101–105.

11. Жидков А. В. Применение системы ANSYS к решению задач геометрического и конечно-элементного моделирования. Учебно-методический материал по программе повышения квалификации «Информационные системы в математике и механике». Н. Новгород, 2006. 115 с.

12. Денисов М. А. Д33 компьютерное проектирование. ANSYS. Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2014. 77 с.

13. Автоматизированное моделирование и расчёт конструкций в ANSYS: одномерные модели : учеб. пособие / О. А. Саченков, А. А. Саченков, П. В. Большаков, О. В. Герасимов. Казань : Казан. ун-т, 2019. 140 с.

14. Наседкин А. В. Практикум по курсу «Конечно-элементное моделирование с использованием распределенных вычислений». Ростов н/Д., 2011. 46 с.

15. ANSYS. Commands Reference. Rel. 1. / ANSYS Inc. Houston, 2007.

16. Динамическое поведение оболочки из композиционных материалов тетрогональной структуры: монография / М. Н. Немеребаев, М. М. Бекмуратов, С. А. Орынбаев, Е. К. Актаев. М. : Издат. дом Акад. естествознания, 2018. 134 с.

References

1. Barynin V. A., Bunakov V. A., Vasiliev V. V., Mayorov B. G. [Composite mesh structures (review)]. *Voprosy oboronnoy tekhniki. Ser. 15.* 2001, Iss. 1(123)–2(124), P. 9–16 (In Russ.).

2. Azarov A. V. [To the theory of mesh composite shells]. *Izv. RAS. MTT.* 2013, No. 1, P. 71-83 (In Russ.).

3. Vasiliev V. V., Razin A. F. [Composite mesh beam elements for aircraft structures]. *Voprosy* oboronnoy tekhniki. Ser. 15. Kompozitsionnye nemetallicheskie materialy v mashinostroenii. 2006.

4. Burnysheva T. V., Steinbrecher O. A., Ulyanov A. D. [Features of setting boundary conditions in modeling mesh anisogrid structures]. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gos. un-ta. Seriya: Matematicheskoe modelirovanie i programmirovanie.* 2018, Vol. 11, No. 1, P. 137–144 (In Russ.).

5. Lopatin A. V., Barylnikova E. A. [Finite element modeling of mesh cylindrical shells]. Reshetnevskie chteniya : materialy Mezhdunar. nauch.-prakt. konf. [Reshetnev readings : materials of

the International Scientific and Practical Conference]. Sib. gos. aerospace. un-t. Krasnoyarsk, 2010, P. 22 (In Russ.).

6. Shklovets A. O., Melentyev V. S. Melent'ev. *Rabota v CAE-pakete ANSYS MECHANICAL: konstruktsionnyy analiz metodom konechnykh elementov* [Work in the ANSYS MECHANICAL CAE package: structural analysis by the finite element method]. Samara, Samara University Publ., 2018, 76 p.

7. Kaledin V. O., Razin A. F., Burnysheva T. V., Steinbrecher O. A. [Interpretation of the data of field tests of a shell composite structure under static axial compression]. *Zavodskaya laboratoriya*. *Diagnostika materialov*. 2015, Vol. 81, No. 3, P. 53–58 (In Russ.).

8. Skvortsov Yu. V., Glushkov S. V. [Using the ANSYS FEM package for solving problems of deformable solid mechanics [Electronic resource] : interactive. multimed. Manual]. Ministry of Education and Science of Russia, Samara. state. aerospace. Un-t named after S. P. Korolev (National Research un-t). Samara, 2011.

9. Ogorodnikova O. M. *Konstruktsionnyy analiz v srede ANSYS* [Structural analysis in the ANSYS environment]. Yekaterinburg, UGTU-UPI Publ., 2004, 68 c.

10. Burnysheva T. V., Kravtsova Yu. A. [Solving the problem of stability of mesh shells made of composite materials under static loading]. *Nauch.-tekhnich. vestnik Povolzh'ya.* 2012, No. 1, P. 101–105 (In Russ.).

11. Zhidkov A. V. Primenenie sistemy ANSYS k resheniyu zadach geometricheskogo i konechnoelementnogo modelirovaniya. Uchebno-metodicheskiy material po programme povysheniya kvalifikatsii "Informatsionnye sistemy v matematike i mekhanike" [Application of the ANSYS system to solving problems of geometric and finite element modeling. Educational and methodological material for the advanced training program "Information systems in mathematics and mechanics"]. Nizhny Novgorod, 2006, 115 p.

12. Denisov M. A. *DZZ komp "yuternoe proektirovanie. ANSYS* [Remote sensing computer design. ANSYS]. Yekaterinburg, Izd-vo Ural. un-ta Publ., 2014, 77 p.

13. Sachenkov O. A., Sachenkov A. A., Bolshakov P. V., Gerasimov O. V. Avtomatizirovannoe modelirovanie i raschet konstruktsiy v ANSYS: odnomernye modeli [Automated modeling and calculation of structures in ANSYS: one-dimensional models]. Kazan, Kazan. un-t Publ., 2019, 140 p.

14. Nasedkin A. V. Praktikum po kursu "Konechno-elementnoe modelirovanie s ispol'zovaniem raspredelennykh vychisleniy". [Workshop on the course "Finite element modeling using distributed computing"]. Rostov-on-Don, 2011, 46 p.

15. ANSYS. Commands Reference. Rel. 11. ANSYS Inc. Houston, 2007.

16. Nemerebaev M. N., Bekmuratov M. M., Orynbayev S. A., Aktaev E. K. *Dinamicheskoe povedenie obolochki iz kompozitsionnykh materialov tetrogonal 'noy struktury* [Dynamic behavior of a shell made of composite materials of tetrogonal structure]. Moscow, Izdat. dom Akad. Estestvoznaniya Publ., 2018, 134 p.

🚾 Ковальчук Л. М., Бурнышева Т. В., 2022

Ковальчук Лидия Максимовна – магистрант; Новосибирский государственный технический университет. E-mail: lol.petrushka@mail.ru.

Бурнышева Татьяна Витальевна – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры; Новосибирский государственный технический университет. E-mail: tburn@mail.ru,

Lidiya Maksimovna Kovalchuk – Master's student; Novosibirsk State Technical University. E-mail: lol.petrushka@mail.ru.

Burnysheva Tatiana Vitalievna – Dr. Sc., Associate Professor, Professor of the Department, Novosibirsk State Technical University. E-mail: tburn@mail.ru.

УДК 621.316.721 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-93-104

Для цитирования: Копылов Е. А., Лобанов Д. К., Мизрах Е. А. Автоматизированный стенд для электрических испытаний и диагностики ресурсных характеристик литий-ионных аккумуляторов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 93–104. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-93-104.

For citation: Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrakh E. A. Automated stand for electrical testing and diagnostics of life characteristics of lithium-ion batteries. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 93–104. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-93-104.

Автоматизированный стенд для электрических испытаний и диагностики ресурсных характеристик литий-ионных аккумуляторов

Е. А. Копылов, Д. К. Лобанов, Е. А. Мизрах

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

Литий-ионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ) широко применяют в качестве накопителей электроэнергии в системах электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА).

В статье рассмотрен автоматизированный стенд СИА 12/24 для проведения электрических испытаний и диагностики ресурсных характеристик литий-ионных аккумуляторов (ЛИА), на основе которых разрабатываются и изготавливаются ЛИАБ СЭП КА. Ресурсные испытания ЛИА являются наиболее трудоемкими и длительными, их проводят в наземных условиях в течение нескольких месяцев при многократном циклическом воспроизведении режимов заряд/разряд и температур аккумулятора до достижения условий завершения испытаний при периодическом контроле, измерении и регистрации параметров ЛИА. Применение автоматизированного стенда, позволяющего проводить ресурсные испытания ЛИА на основе методики динамического стрессового тестирования (ДСТ), позволяет сократить сроки ресурсных испытаний ЛИА и тем самым существенно ускорить проектирование и отработку ЛИАБ и СЭП КА. Приведены структура, описание составных частей и технические характеристики стенда СИА 12/24, позволяющего проводить электрические испытания одновременно двенадцати ЛИА. Рассмотрены принцип действия и технические характеристики оригинального зарядно-разрядного устройства с нагрузочным преобразователем (ЗРУ-НП), составляющего основу стенда. Предложенные оригинальные топологии ЗРУ-НП и нагрузочного преобразователя (НП) с двухступенчатым преобразованием мощности и стабилизацией входного напряжения мостового трансформаторного преобразователя (МТП) позволяют автоматизировать процесс электрических испытаний литий-ионных аккумуляторов путем автоматического воспроизведения функционально необходимых режимов испытаний и обеспечить энергосбережение в режимах заряда – разряда аккумуляторов.

Для ЗРУ-НП с двухступенчатым преобразованием мощности показано, что применение стабилизации входного напряжения МТП позволяет придать НП следующие положительные свойства:

– расширение диапазонов регулирования атрибутов ЛИА: тока, напряжения, мощности;

– слабую зависимость статической погрешности стабилизации атрибутов ЛИА и показателей качества переходных процессов от типа нагрузки НП.

Ключевые слова: стенд, литий-ионный аккумулятор, испытания, ресурсные характеристики, зарядно-разрядное устройство, нагрузочный преобразователь.

Automated stand for electrical testing and diagnostics of life characteristics of lithium-ion batteries

E. A. Kopylov, D. K. Lobanov, E. A. Mizrakh*

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

Lithium-ion batteries (LIB) are widely used as energy accumulators in the electrical power systems (EPS) of spacecraft. The article considers the automated bench SIA 12/24 for electrical tests and diagnostics of the resource characteristics of lithium-ion cells (LIC), on the basis of which the EPS LIB of spacecraft is developed and manufactured. LIC resource tests are the most time-consuming and lengthy, they are carried out in ground conditions for several months with repeated cycling of charge/discharge and cell temperatures until the conditions for completion of the tests are reached with periodic monitoring, measurement and registration of LIC parameters. The use of the automated bench, which makes it possible to carry out resource testing of LIC based on dynamic stress testing (DST), makes it possible to shorten the resource testing of LIC and thereby significantly accelerate the design and development of EPS LIB of spacecraft. The structure, the description of the component parts and the technical characteristics of the bench SIA 12/24 allowing to perform electrical tests simultaneously of twelve LIC are given. The principle of operation and technical characteristics of the original charging-discharge device with a load converter (CDD-LC) forming the basis of the bench are considered. The proposed original CDD-LC and load converter (LC) topologies with two-stage power conversion and stabilized bridge transformer converter (BTC) input voltage make it possible to automate the process of lithium-ion cells electric testing by automatically reproducing functionally necessary test modes and by ensuring energy saving in cells charging-discharge modes.

For a two-stage power conversion CDD-LC, it is shown that the use of BTC input voltage stabilization gives the following benefits:

- extension of the LIC attribute control ranges: current, voltage, power;

– low dependency of static error of stabilization of LIC attributes and transition quality indicators on the type of LC load.

Keywords: bench, lithium-ion cell, tests, resource characteristics, charger-discharge device, load converter.

Введение

Литий-ионные аккумуляторные батареи (ЛИАБ) широко применяют в качестве накопителей электроэнергии современных систем электропитания (СЭП) космических аппаратов (КА) [1–3] для обеспечения электропотребления КА на «теневых» участках орбиты и в режимах максимальной мощности потребления (коррекции положения КА, потребление полезной нагрузки, радиопередающих и др. систем). Ресурс ЛИАБ практически определяет срок активного существования КА.

С целью обеспечения требуемых параметров и качества ЛИАБ на предприятияхизготовителях выполняют электрические испытания одновременно нескольких аккумуляторов (ЛИА) [4–5].

Технологический процесс электрических испытаний ЛИА включает в себя:

- определение номинальных значений емкости, мощности и энергии;
- испытания на хранение заряда;
- испытания на энергоэффективность;
- ресурсные испытания для подтверждения циклического ресурса ЛИА.

Из перечисленных выше видов электрических испытаний, ресурсные испытания ЛИА являются наиболее трудоемкими и длительными, их проводят в наземных условиях в течение нескольких месяцев при многократном циклическом воспроизведении режимов заряд/ разряд и температур аккумулятора до достижения условий завершения испытаний при периодическом контроле, измерении и регистрации параметров ЛИА. Сокращение сроков ресурсных испытаний ЛИА позволяет существенно ускорить и удешевить проектирование и отработку ЛИАБ и СЭП КА. С этой целью разработаны стандарты [6–8], в которых проведение ресурсных испытаний ЛИА основывается на методике динамического стрессового тестирования (ДСТ), использующей режимы заряда/разряда с увеличенными значениями постоянных токов и мощности вплоть до максимальных величин, установленных производителем.

В специальной литературе, в основном, освещены вопросы проектирования зарядноразрядных устройств (ЗРУ) ЛИАБ, имеющих относительно большие номинальные напряжения (40–100В) [9–12] и практически не рассмотрены вопросы разработки и проектирования ЗРУ для отдельных ЛИА с относительно низким напряжением (меньшим 4,5 В).

Таким образом, имеет место противоречие между современными требованиями к методам и режимам технологических процессов электрических испытаний ЛИА и недостаточной разработанностью аппаратного обеспечения процессов испытаний ЛИА.

Цель работы

Исходя из современных требований к технологическим процессам электрических испытаний ЛИА, предложить принципы построения и основные характеристики перспективного стенда, позволяющего проводить электрические, в том числе ускоренные ресурсные, испытания ЛИА большой ёмкости для КА.

Материалы и методы решения задачи

Стенд для ресурсных испытаний литий-ионных аккумуляторов (СИА 12/24) предназначен для решения следующих задач:

 воспроизведение электрических и временных режимов эксплуатации аккумулятора как в режиме заданной мощности, так и в режиме заданного тока;

 измерение и регистрация электрических, температурных и временных параметров режимов эксплуатации аккумулятора;

 обеспечение управления электрическими и температурными испытаниями аккумулятора в соответствии с заданными циклограммами;

 обеспечение автоматической диагностики исправности стенда и защиты аккумулятора от аварийных режимов.

Структурная схема СИА 12/24

Структурная схема СИА 12/24 приведена на рис. 1. В состав СИА 12/24 входят функционально необходимые блоки:

- блок защитных автоматов (БЗА);
- три источника бесперебойного питания (ИБП) ЕАТОN 9130;
- блок нагрузок стенда (БНС-30);
- двенадцать гальванически независимых разрядно-зарядных устройств (ЗРУ 160-5);
- двенадцать стабилизирующих источников питания (СИП) LAMBDA GEN 8-180;
- управляющий измерительный вычислительный комплекс (УИВК) NI PXIe-1082;
- термокамера с исследуемыми аккумуляторами (ТК);
- устройство сопряжения (УС).

Блок защитных автоматов предназначен для подключения (отключения) ИБП СИА 12/24 к промышленной трехфазной сети ~380/220 В ±10 % частотой (50±1) Гц. Источники бесперебойного питания обеспечивают непрерывное питание комплекса в случае аварийного отключения сети питания.



Рис. 1. Структурная схема стенда СИА 12/24 Fig. 1. Structural diagram of the bench SIA 12/24

Каждое из двенадцати зарядно-разрядных устройств ЗРУ 160-5 подключено к борнам соответствующего аккумулятора и регулирует ток заряда и разряда аккумулятора в соответствии с циклограммой, задаваемой с УИВК. Для утилизации избыточной электроэнергии каждое ЗРУ соединено с соответствующей нагрузкой, расположенной в блоке нагрузок стенда БНС-30.

Также в блоке нагрузок стенда БНС-30 расположено устройство распределения электропитания от ИБП ЕАТОN 9130 между УИВК, двенадцатью ЗРУ 160-5 и двенадцатью соединенных с ними СИП LAMBDA GEN 8-180.

Температурные испытания аккумуляторов проводятся в термокамере, управляемой УИВК. Управление термокамерой обеспечивает выполнение следующих функций:

- измерение и регистрацию показаний датчиков температуры аккумуляторов в термокамере;

- управление терморегулирующей аппаратурой;

 – сигнализацию и отключение линии питания аккумулятора при выходе температуры аккумулятора за разрешенный предел.

УИВК регистрирует атрибуты процесса испытания аккумуляторов (токи, мощности, напряжения и температуры аккумуляторов) и позволяет:

задавать режимы испытания аккумуляторов, программируя ЗРУ;

- задавать значения аппаратных и программных защит;
- контролировать функционирование ИБП;
- сигнализировать и выводить информацию об аварийных ситуациях.

Технические характеристики стенда СИА 12/24

Диапазон изменения напряжения аккумулятора от -5 до +5 В (дискретность 0,05 В).

Диапазон изменения тока заряда аккумулятора от 1 А до 80 А (дискретность 0,1 А).

Диапазон изменения тока разряда в диапазоне от 1 А до 160 А (дискретность 1 А).

Диапазон изменения временных интервалов от 1 с до нескольких часов с шагом не более 1 с, точность воспроизведения интервала должна быть в пределах $\pm 0,1$ с.

Диапазон изменения температуры аккумулятора от -10 до +60 °C.

Точность регистрации параметров представлена в таблице.

Погрешность регистрации токов заряда и разряда

Диапазон, А	Погрешность, мА
0–5	± 30
5–50	± 50
50–160	± 200

Погрешность регистрации напряжения аккумулятора не более ±5мВ.

Погрешность регистрации временного интервала в пределах $\pm 0,1$ с

Погрешность регистрации температуры аккумулятора, не более ±2 °С.

Количество одновременно испытываемых аккумуляторов: от одного до двенадцати. Все аккумуляторы гальванически развязаны друг от друга.

Стенд допускает параллельную работу двух модулей, при этом объединенные модули обеспечивают ток заряда до 160 А, ток разряда до 320 А.

Габаритные размеры стенда Ш×В×Г, мм: 560×910×820.

Вес, кг: 200±5.

Основу испытательных стендов ЛИАБ составляют зарядно-разрядные устройства (ЗРУ). В настоящее время широко применяют ЗРУ с нагрузочным преобразователем (НП), содержащим [11–12] инвертор, ведомый сетью (ИВС), обеспечивающий рекуперацию избыточной электроэнергии в промышленную сеть переменного напряжения.

Общими недостатками таких ЗРУ-НП при испытаниях ЛИА являются:

 ограничение максимального значения тока ЛИА при низких уровнях напряжений ЛИА, вследствие наличия конечного сопротивления ключей и активного сопротивления дросселя; отсутствие возможности разряда аккумуляторов постоянным током до изменения полярности напряжения (переполюсовки);

– невозможность штатного завершения испытаний и выключения испытательного комплекса (стенда) ЛИА при аварийном отключении сети переменного тока.

Эти недостатки не позволяют исследовать и испытывать ЛИА большой ёмкости во всех требуемых режимах.

Структурная схема ЗРУ 160-5

Поэтому авторами была разработана новая структура зарядно-разрядного устройства – ЗРУ 160–5 [13; 15; 16]. В предлагаемой схеме (рис. 2) ЗУ и РУ объединены в одно устройство, содержащее источник бесперебойного питания, регулируемый стабилизирующий источник питания (СИП), трёхпозиционный коммутатор, оригинальный управляемый нагрузочный преобразователь (НП) рекуперативного типа [14]. Аккумулятор (А), последовательно соединенный с датчиком тока (ДТ) аккумулятора, включён в диагональ коммутатора, образованного мостовой схемой из полупроводниковых ключей K₁ – K₄. НП в режиме стабилизации тока стабилизирует и регулирует токи заряда/разряда в требуемом диапазоне. В режиме стабилизации мощности и режиме заряда со стабилизацией напряжения ЛИА величина тока вычисляется с учетом измеренного напряжения ЛИА.

Регулируемый СИП стабилизирует падение напряжения на НП, что позволяет ограничить мощность НП, обеспечить разряд ЛИА большим током, разряд до нулевого напряжения (с компенсацией падения напряжения на активных сопротивлениях токоведущих цепей) и до отрицательных значений напряжения ЛИА. Напряжение стабилизации выбирается из условия обеспечения требуемого широкого диапазона регулирования тока аккумулятора (А).



Рис. 2. Структурная схема ЗРУ 160-5: А – аккумулятор; ДТ – датчик тока; ДН – датчик напряжения

Fig. 2. Structural diagram of the CDD 160-5

В предложенном ЗРУ (рис. 2) регулирование и стабилизацию тока в режимах заряда (рис. 3) и разряда (рис. 4) производит НП в соответствии с программой электрических испытаний ЛИА при циклическом воспроизведении зарядно-разрядных профилей.

Технические характеристики НП

1. Диапазон изменения тока от 0,1 до 160 А (дискретность 0,1 А) при постоянном входном напряжении НП.

- 2. Диапазон изменения временных интервалов от 1 с до нескольких часов с шагом не более 1 с.
- 3. Максимальная скорость изменения тока 60 А/с.
- 4. Погрешности стабилизации и установки атрибутов:
- a) ±1 % для тока;
- б) ±0,1 % для времени;
- в) ±1,1 % для мощности.

Для обеспечения требуемого профиля заряда/ разряда ЛИА НП содержит стабилизатор входного тока, состоящий из СУ, импульсного повышающего преобразователя (ИПП) и датчика входного тока ИПП.

Выбор ИПП в качестве первой ступени стабилизатора тока заряда/ разряда ЛИА обусловлен существенным уменьшением (особенно при больших значениях преобразуемых токов) пульсаций тока аккумулятора за счет использования функционального необходимого входного дросселя ИПП.

Устройство может работать в режиме заряда, разряда и прерывания тока (пауза) аккумулятора. Данные режимы обеспечиваются с помощью трёхпозиционного коммутатора, реализованного на ключах K₁ – K₄

Для работы устройства в режиме заряда аккумулятора СУ замыкает электронные ключи К₁ и К₄. В этом режиме ЛИА заряжается по цепи: положительный вывод СИП, первый электронный ключ К₁, ДТ, затем электронный ключ К₄, НП и отрицательный вывод СИП (рис. 3). СУ зарядом/ разрядом регулирует зарядный ток НП рекуперативного типа в зависимости от значения напряжения ДТ и ДН ЛИА. НП возвращает (рекуперирует) избыточную электроэнергию в сеть постоянного напряжения ИБП, от которого осуществляется питание СИП.

Для работы устройства в режиме разряда аккумулятора, СУ зарядом/ разрядом замыкает электронные ключи К₂ и К₃. В этом режиме аккумулятор разряжается (рис. 4) по цепи: ДТ, электронный ключ К₂, НП, отрицательный вывод СИП, затем положительный вывод СИП и электронный ключ К₃. В этом режиме НП также рекуперирует избыточную электроэнергию в сеть постоянного напряжения ИБП.





Fig. 3. CDD circuit in cell charge mode



Рис. 4. Схема ЗРУ в режиме разряда аккумулятора Fig. 4. CDD circuit in cell discharge mode

Мощность НП для максимального тока I_a^{\max} ЛИА пропорциональна величине напряжения U_{HII} :

$$P_{\rm H\Pi} = I_a^{\rm max} \cdot U_{\rm H\Pi}$$

Для ограничения мощности НП, напряжение $U_{\rm H\Pi}$ стабилизируется СИП. Анализ показал, что минимальное напряжение $U_{\rm H\Pi}$ должно быть практически равно максимальному напряжению ЛИА, т. е. $U_{\rm H\Pi} \approx 4,0$ В.

Напряжение U_{СИП} зависит от режима работы ЛИА, так при заряде

$$U_{\rm H\Pi} = U_{\rm CM\Pi} - U_a \,; \tag{1}$$

при разряде

$$U_{\rm HII} = U_{\rm CMII} + U_a \,.$$

Из (1) следует, что максимальное напряжение $U_{CИП}^{max}$ источника СИП нобходимо выбирать из условия

$$U_{\text{СИП}}^{\text{max}} \ge U_{\text{HII}} + U_a^{\text{max}}.$$

Таким образом, СИП должен обеспечивать максимальный ток $I_a^{\text{max}} = 160$ А, максимальное напряжение $U_{\text{СИП}}^{\text{max}}$. В качестве СИП авторами выбран стабилизирующий источник напряжения – LAMBDA GEN 8–180 полностью удовлетворяющий перечисленным требованиям.

Внешний вид разработанного ЗРУ 160-5 представлен на рис. 5.



Рис. 5. Внешний вид ЗРУ-НП без верхней крышки: *a* – со стороны фронтальной панели; *б* – со стороны задней панели

Fig. 5. Appearance of the CDD-LC without the top cover: a - from the front panel; b - from the back panel

Стенд СИА 12/24

Для одновременного исследования электрических характеристик двенадцати ЛИА, на базе разработанного ЗРУ 160-5, авторами изготовлен и введен в эксплуатацию стенд (рис. 6) СИА 12/24 СГАУ. 565211.023 в следующем составе:

- зарядно-разрядное устройство ЗРУ1-14;
- управляющий измерительный комплекс National Instruments
- источник питания программируемый GEN8-180;
- блок нагрузки БН-27;
- нагрузка тестовая HT-5-160;
- устройство сопряжения УС.

Управляющий измерительный комплекс основан на стандартных модулях системы PXI производства National Instruments (NI), что обеспечивает надежность, точность, гибкость и расширяемость СУ. Для реализации СУ была использована платформа NI PXI с контроллером NI PXI-8115, модулями изолированных аналоговых входов NI PXIe-4300 (3 шт.), модулями аналоговых входов NI PXI-6225 (1 шт.), а также интерфейс RS-485 на модулях NI PXI-8433/2 (1 шт.).



Рис. 6. Внешний вид стенда СИА12/24

Fig. 6. Appearance of the bench SIA12/24

Исследуемые ЛИА гальванически не связаны между собой, поэтому сигналы с датчиков напряжения и тока АБ поступают на модуль изолированных аналоговых входов NI PXIe-4300. Для сбора информации с датчиков температуры типа TMP36FT9 используется модуль аналоговых входов NI PXI-6225. Для измерения тока АБ используется высокоточный датчик тока LEM, сигнал с которого поступает на вход модуля PXIe-4300.

Заключение

1. Анализ возможных топологий ЗРУ показал, что объединение регуляторов-стабилизаторов зарядного и разрядного устройств в одном устройстве – нагрузочном преобразователе (НП) позволяет уменьшить массу, габариты и улучшить эксплуатационные свойства ЗРУ НП.

2. Предложенные оригинальные топологии ЗРУ-НП (патент на полезную модель № 123530) и нагрузочного преобразователя (патент на полезную модель №153595) с двухступенчатым

преобразованием мощности и стабилизацией входного напряжения мостового трансформаторного преобразователя (МТП) позволяют автоматизировать процесс электрических испытаний литий-ионных аккумуляторов путем автоматического воспроизведения функционально необходимых режимов испытаний и обеспечить энергосбережение в режимах заряда – разряда аккумуляторов.

3. Для ЗРУ-НП с двухступенчатым преобразованием мощности показано, что применение стабилизации входного напряжения МТП позволяет придать НП следующие положительные свойства:

- расширение диапазонов регулирования атрибутов ЛИА: тока, напряжения, мощности;

– слабую зависимость статической погрешности стабилизации атрибутов ЛИА и показателей качества переходных процессов от типа нагрузки НП.

Данные свойства упрощают выбор параметров ЗРУ-НП, обеспечивающих требуемую погрешность стабилизации атрибутов ЛИА.

Библиографические ссылки

1. Груздев А. И. Концептуальные подходы к разработке аккумуляторных батарей с повышенной удельной энергоемкостью для авиационно-космических применений // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2015. Т. 147. С. 38–43.

2. Progress of ongoing NASA Lithium-Ion cell Verification testing for aerospace applications / B. I. VcKissock et al. // NASA/TM-2008-215154. 2008.

3. Pearson C., Thwaite C., Russel N. Small Cell Lithium-Ion Batteries: The Responsive Solution for Space Energy Storage // Paper AIAA RS3-2005-5003 presented at the 3rd Responsive Space Conference. Los Angeles, CA, USA, 2005. C. 25–28.

4. Borthomieu Y., Broussely M., Planchat J. P. VES140 S Li-Ion Cell GEO Life Test Results // SAFT, SIXTH EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE (ESPC). Porto, Portugal, 6–10 May 2002.

5. Результаты анализа деградации электродов ЛИА при проведении ресурсных испытаний. / В. А. Попов, В. П. Кулыга, С. Д. Лихоносов, Д. Н. Махоткин // Фундаментальные проблемы преобразования энергии в литиевых электрохимических системах»: материалы XXII Междунар. конф. / под ред. В. В. Галкина ; Кубанский гос. ун-т. Краснодар, 2012. С. 26–27.

6. ГОСТ Р МЭК 61427-1-2014 Аккумуляторы и аккумуляторные батареи для возобновляемых источников энергии. Общие требования и методы испытаний. Ч. 1. Применение в автономных фотоэлектрических системах. М. : Стандартинформ, 2014. 13 с.

7. ГОСТ Р МЭК 61960-2007 Аккумуляторы и аккумуляторные батареи, содержащие щелочной и другие не кислотные аккумуляторы. Аккумуляторы и аккумуляторные батареи литиевые для портативного применения. М. : Стандартинформ, 2007. 9 с.

8. ГОСТ Р МЭК 62660-1-2014 Аккумуляторы литий-ионные для электрических дорожных транспортных средств. Ч. 1. Определение рабочих характеристик. М. : Стандартинформ, 2015. 29 с.

9. Патент RU 2390477 C1, МПК H01M 10/42 (2006.01), B64G 1/42(2006.01) Способ проведения ресурсных испытаний аккумуляторов космического назначения и устройство для его реализации / Почебут Д. В., Коротких В. В., Кудряшов В. С., Нестеришин М. В., Шанаврин В. С. № 2009108898/11 ; заявл. 10.03.09 ; опубл. 27.05.10 ; Бюл. № 15.

10. Life cycles test on a lithium battery system [Электронный ресурс] / F. Vellucci, V. Sglavo, Yuang Pede E. Pasca et al. // IECON 2014 – 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society). 2014. С. 3129–3134.

11. Автоматизированное рабочее место отработки и испытаний энергопреобразующей аппаратуры системы электропитания космического аппарата / О. В. Бубнов, Ю. А. Кремзуков, В. А. Пчельников и др. // Доклады ТУСУРа. 2017. Т.20, № 3. С. 35–39.

12. Унифицированная станция для заряда и тестирования литий-ионных аккумуляторных систем космического и наземного применения. / Г. В. Носкин, А. С. Зернов, В. Н. Мишин и др. // Изв. Росс. Акад. наук. Энергетика. 2012. № 2. С. 120–125.

13. Патент на полезную модель № 123530 Российская Федерация, МПК G01N27/416. Устройство для испытания аккумуляторного элемента: № 2012127508; заявл. 02.07.12: опубл.. 27.12.12 / Мизрах Е. А, Копылов Е. А., Нестеришин М. В., Козлов Р. В, Лобанов Д. К.; заявитель СибГУ им. М. Ф. Решетнева. 4 с.

14. Патент на полезную модель № 153595 Российская Федерация, МПК Н02М 3/335, Н02М 3/337, Н02М 3/28, Н02М 3/24. Преобразователь напряжения: № 2014147920 ; заявл. 27.11.14 ; опубл. 30.06.15 / Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Федченко А. С., Копылов Е. А. ; заявитель СибГУ им. М. Ф. Решетнева. 4 с.

15. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics / A. S. Fedchenko, E. A. Kopylov, D. K. Lobanov, E. A. Mizrah // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2016. No. 122. P. 012015. Doi: 10.1088 /1757- 899X/122/ 1/012015.

16. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries / E. A. Mizrah, D. K. Lobanov, E. A. Kopylov et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, International Siberian Conference Reshetnev Readings-2016. 2016. Doi: 10/1088/1757-899X/255/1/012016.

References

1. Gruzdev A. I. [Conceptual approaches to the development of batteries with increased specific energy intensity for aerospace applications]. *Matters of Electromechanics. VNIIEM Proceedings.* 2015, Vol. 147, P. 38–43 (In Russ.).

2. VcKissock B. I. et al. Progress of ongoing NASA Lithium-Ion cell Verification testing for aerospace applications. *NASA/TM-2008-215154*. 2008.

3. Pearson C., Thwaite C., Russel N. Small Cell Lithium-Ion Batteries: The Responsive Solution for Space Energy Storage. *Paper AIAA RS3-2005-5003 presented at the 3rd Responsive Space Conference*. Los Angeles, CA, USA, April, 2005, P. 25–28.

4. Borthomieu Y., Broussely Y., Planchat J. P. VES140 S Li-Ion Cell GEO Life Test Results. *SAFT, SIXTH EUROPEAN SPACE POWER CONFERENCE (ESPC)*. Porto, Portugal, 6–10 May 2002.

5. Popov V. A., Kulyga V. P., Lihonosov S. D., Mahotkin D. N. [Results of the analysis of degradation of LIA electrodes in life tests]. *Fundamentalnye problemy preobrazovaniya energii v litievyh elektrohimicheskih sistemah. Matireals of the XXII International Conference.* Krasnodar, 2012, P. 26–27 (In Russ.).

6. GOST R MEK 61427-1-2014. Akkumulyatory i akkumulyatornye batarei dlya vozobnovlyaemyh istochnikov energii. Obshchie trebovaniya i metody ispytanij. Chast 1. Primenenie v avtonomyh fotoelektricheskih sistemah [State Standard R MEK 61427-1-2014: Accumulator cells and batteries for renewable energy sources. General requirements and test methods. Part 1. Applications in autonomous photovoltaic systems]. Moscow, Standartinform Publ., 2014, 13 p.

7. GOST R MEK 61960-2007. Akkumulyatory i akkumulyatornye batarei, soderzhashchie shchelochnoj i drugie ne kislotnye akkumulyatory. Akkumulyatory i akkumulyatornye batarei litievye dlya portativnogo primeneniya [Accumulator cells and batteries containing alkaline and other non-acid batteries. Accumulator cells and batteries for portable use]. Moscow, Standartinform Publ., 2007, 9 p.

8. GOST R MEK 62660-1-2014. Akkumulyatory litij-ionnye dlya elektricheskih dorozhnyh transportnyh sredstv. Chast 1. Opredelenie rabochih harakteristik [Lithium ion accumulators for electric road vehicles. Part 1. Determination of operating characteristics]. Moscow, Standartinform Publ., 2015, 29 p.

9. Pochebut D. V. et al. [Method for carrying out life tests of space-purpose accumulators and device for carrying out said method]. Patent RF, no. № 2009108898/11, 2009.

10. Vellucci F. et al. Life cycles test on a lithium battery system. *IECON 2014 – 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society.* 2014. P. 3129–3134.

11. Bubnov O. V., Kremzukov Yu. A., Pchelnikov V. A., Rulevskij V. M., Shurygin Yu. A. [Automated workstation for the development and testing of energy conversion equipment of the spacecraft electrical power supply system]. *Proceedings of TUSUR University.* 2017, Vol. 20, No. 3, P. 35–39 (In Russ.).

12. Noskin G. V., Zernov A. S., Mishin V. N., Pchelnikov V. A., Smolencev A. A., Filin V. M. [Unified station for charge and testing of space and ground-based lithium-ion battery systems]. *News from the Russian Academy of Sciences. Energy*. 2012, No. 2, P. 120–125 (In Russ.).

13. Mizrakh E. A. et al. [Accumulator cell test device]. Patent RF, no. 2012127508, 2014.

14. Mizrakh E. A. et al. [Voltage converter]. Patent RF, no. 2014147920, 2014.

15. Fedchenko A. S. et al. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*. 2016, No. 122, P. 012015. Doi: 10.1088/1757-899X/122/1/012015.

16. Mizrah E. A. et al. On the Static Accuracy of Charge-Discharge Units Intended for Electrical Tests of High Capacity Li-ion Batteries. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, International Siberian Conference Reshetnev Readings-2016.* 2016. Doi:10/1088/1757-899X/255/1/012016.

© Копылов Е. А., Лобанов Д.К., Мизрах Е. А., 2022

Копылов Евгений Алексеевич – научный сотрудник; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Лобанов Дмитрий Константинович – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: u649@yandex.ru.

Мизрах Енис Аврумович – кандидат технических наук, профессор кафедры систем автоматического управления; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: enis-home@mail.ru.

Kopylov Evgeny Alekceevich – scientific researcher Department of Automatic control system; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Lobanov Dmitry Konstantinovich – Cand. Sc., docent, Department of Automatic control system; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: u649@yandex.ru.

Mizrah Enis Avrumovich – Cand. Sc., professor, Department of Automatic control system, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: enis-home@mail.ru.

УДК 620.92 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-105-115

Для цитирования: 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.

For citation: Tishkov A. I., Konoplev Yu. V., Yuev A. A., Koshelev P. E., Zakharov S. A. Prospects of application of the combined storage space application. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 105–115. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-105-115.

Перспективы применения комбинированного накопителя электроэнергии космического применения^{*}

А. И. Тишков¹, Ю. В. Коноплев, А. А. Юев, П. Е. Кошелев, С. А. Захаров

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1 ¹E-mail: tishko-sash@yandex.ru

Комбинированные системы накопления электроэнергии находят ишрокое применение в составе возобновляемых источников в промышленности, транспортной инфраструктуре, космической технике и других отраслях. Обусловлена подобная тенденция их более высокой надежностью и эффективностью, нежели чем у блоков питания из однотипных элементов, что, в частности, можно наблюдать на примере устройств космического назначения, где к элементам питания предъявляются повышенные требования к диапазону рабочих температур, а также к входным и выходным характеристикам.

В статье описывается разработка структуры портативного комбинированного накопителя электроэнергии на основе блока суперконденсаторов и аккумуляторов с системой контроля заряда и разряда, с масштабируемым (в зависимости от применяемых комплектующих) спектром входных характеристик и широким диапазоном рабочих температур. Представлена математическая модель комбинированного накопителя, разработанная в среде Simulink, позволяющая оценивать возможности работы предлагаемой структуры, анализируя различные режимы работы схемы. Подобное устройство может применяться в условиях крайне низких зарядных токов. Например, в случае затенения или неоптимальной пространственной ориентации солнечных панелей, литийионные аккумуляторы большой емкости не могут корректно заряжаться. Также к преимуществам комбинированных структур накопления электроэнергии можно отнести работоспособность в широком диапазоне температур, обеспеченную способностью суперконденсаторов сохранять заряд даже при низких температурах.

В статье проиллюстрирован облик печатного узла в виде 3D-модели, полученной при проектировании схемы устройства в САПР Altium Designer 17, прилагаются результаты исследований и тестирования на работоспособность физически реализованного комбинированного накопителя электроэнергии, подтверждающие его рабочие характеристики на примере одного из составных модулей прототипа спутниковой платформы CubeSat, приводятся рекомендации по возможному применению подобных устройств и освещаются перспективы применения комбинированных накопителей в исполнительных элементах крупногабаритных трансформируемых конструкций.

Ключевые слова: накопитель электроэнергии, аккумулятор, суперконденсатор, система управления.

^{*} Работа выполнена в организации ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (доп. соглашение от 09.06.2020 № 075-03-2020-045/2 на выполнение базовой части государственного задания «Разработка фундаментальных основ создания и управления группировками высокоскоростных беспилотных аппаратов космического и воздушного базирования и группами робототехнических комплексов наземного базирования»).

The work was carried out in BSTU "VOENMEH" with financial support from the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (government contract agreement № 075-03-2020-045/2 of 09.06.2020).

Prospects of application of the combined storage space application

A. I. Tishkov¹, Yu. V. Konoplev, A. A. Yuev, P. E. Koshelev, S. A. Zakharov

Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova 1, 1 Krasnoarmeyskaya St., St. Petersburg, 190005, Russian Federation ¹E-mail: tishko-sash@yandex.ru

Combined energy storage systems are widely used as part of renewable sources in the manufacturing industry, transportation infrastructure, space engineering, and other industries. This trend is due to their higher reliability and efficiency than that of power supplies made of the same type of cells, which can be observed, in particular, in devices for space applications, where power cells are subject to higher requirements for the range of operating temperatures, as well as for input and output characteristics.

The article describes the development of the structure of a portable combined energy storage device based on a block of supercapacitors and batteries with a charge and discharge control system, with a scalable (based on the components used) spectrum of input characteristics and a wide range of operating temperatures. The authors presented a mathematical model of a combined energy storage device developed in the Simulink environment, which makes it possible to assess the performance capabilities of the proposed structure by analyzing the different modes of operation of the circuit. Such a device can be used in conditions of extremely low charging currents. For example, if the solar panels are shaded or their spatial orientation is sub-optimal, high-capacity lithium-ion batteries cannot be charged correctly. Also, the advantages of combined electricity storage structures include their operability over a wide temperature range thanks to the ability of supercapacitors to retain their charge even at low temperatures.

The article also shows the printed circuit assembly in the form of a 3D model obtained by designing the device circuit in Altium Designer 17 CAD; the results of research and performance testing of a physically implemented combined energy storage device are shown, which confirm its performance characteristics on the example of one of the component modules of the prototype satellite platform CubeSat; the article also provides recommendations for the possible application of such devices and highlights prospects for the application of combined energy storage devices in actuating elements of large flexible spacecraft.

Keyword: energy storage, battery, supercapacitor, control system.

Введение

Система электроснабжения является одной из главных составляющих обеспечения работы бортовой системы космического аппарата (КА). Как правило, она состоит из систем преобразования, распределения, первичных и вторичных источников электроэнергии. В настоящее время из химических источников тока широкое применение получили гальванические, к которым относят батареи одноразового применения, используемые в КА и рассчитанные на небольшой срок службы, а также аккумуляторы, предназначенные для продолжительного электропитания модулей и заряжаемые от фотопреобразователей [1; 2]. В сравнении с современными гальваническими источниками тока, суперконденсаторы имеют широкий диапазон рабочих температур, способны накапливать электроэнергию малыми и большими токами без использования контроллера заряда, отдавать большую мощность в полезную нагрузку за короткий промежуток времени [3]. Однако, из-за малой емкости и большого тока утечки, суперконденсаторы не применяют для долговременного хранения электроэнергии. Схемотехнически объединяя разные емкостные источники, представляется возможным использовать несколько преимуществ от каждого из видов.

Структура комбинированного накопителя электроэнергии

Одним из технических решений для корректного накопления электроэнергии являются комбинированные схемы, состоящие из блоков суперконденсаторов, блоков аккумуляторов и необходимой электронной периферии [4]. Предлагаемое устройство может использоваться для зарядки аккумуляторов КА от различных источников малого тока, что находит применение, например, в случае питания исполнительных модулей космического аппарата от солнечных панелей, где возможно частичное затенение (затенения могут носить систематический характер) эффективной площади или деградация фотопреобразовательных элементов с последующим падением мощности [5]. Структура одного из возможных вариантов исполнения схемы комбинированного накопителя приведена на рис. 1.



Рис. 1. Структурная схема комбинированного накопителя электроэнергии

Fig. 1. Structure diagram of a combined energy storage electrical energy

Принцип работы схемы заключается в следующем: зарядка начинается с накопления электроэнергии блоком последовательно соединённых суперконденсаторов от внешнего источника тока до требуемого напряжения, после чего происходит раскоммутация цепи внешнего источника тока от блока суперконденсаторов; далее, проходит зарядка блока аккумуляторов от суперконденсаторов через промежуточный DC-DC преобразователь и контроллер заряда, необходимый для обеспечения оптимального метода заряда аккумуляторов [6; 7]. Так как емкость ионисторов значительно меньше аккумуляторов, зарядка носит циклический характер до тех пор, пока на аккумуляторах не будет достигнуто требуемое напряжение или уровень заряда. Питание нагрузки осуществляется непосредственно от блока аккумуляторов либо через внешний источник тока, где для переключения между двумя источниками питания применяется реле, состояние которого задается микроконтроллером. Управление зарядкой осуществляется транзисторами, работающими в ключевом режиме и осуществляющими коммутацию цепи между аккумулятором, суперконденсатором и внешнем источником тока. Управление транзисторами и реле осуществляется через микроконтроллер. Аналого-цифровой преобразователь (АЦП) используется для мониторинга напряжений на одном аккумуляторе и суперконденсаторе, с последующей передачей информации на микроконтроллер.

Сохранение работоспособности и обеспечение максимального срока службы блока последовательно соединенных накопителей, возможно только при обеспечении постоянного мониторинга и контроля состояния каждой ячейки [8; 9]. Для решения данной проблемы применяются системы балансировки (рис. 2), которые позволяют поддерживать необходимое значение напряжения и емкости на отдельных элементах. На данный момент существует два основных вида балансировки – пассивная и активная, каждая из которых имеет свои достоинства и недостатки.

Пассивная вариация отличается своей простотой: разряд батареек, требующих балансировки, осуществляют посредством байпасных цепей (режим питания нагрузки сетевым напряжением в обход основной схемы системы), обеспечивающих рассеивание мощности об постоянное сопротивление. Подобные цепи могут находиться в аккумуляторном блоке либо располагаться во внешней плате. Почти вся излишняя энергия от элементов с повышенным зарядом
превращается в тепло, и это является основным недостатком пассивной методики, ведь происходит сокращение времени работы АКБ без подзарядки.



Рис. 2. Пассивная и активная балансировка

Fig. 2. Passive and active balancing

Активный метод лучше с точки зрения сохранения уже накопленной энергии на ячейке. Метод заключается в передаче энергии от батарей с большим зарядом к менее заряженным батареям, используются индуктивности, транзисторы, емкости и DC-DC преобразователи, потери энергии в которых незначительны. Этому методу уместно отдавать предпочтение в тех случаях, когда есть потребность в обеспечении максимального времени функционирования аккумулятора без подзарядки. Недостатком такой схемы является её дороговизна [10; 11].

Математическая модель комбинированного накопителя электроэнергии

По структурной схеме (рис. 3) собрана математическая (компьютерная) модель комбинированного накопителя в среде Simulink для оценки возможности работы предлагаемой структуры, а также для анализа и исследования при различных режимах работы [12].



Рис. 3. Математическая модель комбинированного накопителя электроэнергии

Fig. 3. Mathematical model of the combined storage electrical energy

Математическая модель комбинированного накопителя электроэнергии включает в себя модели суперконденсатора, зарядного устройства, литий-ионного аккумулятора и микроконтроллера, управляющего зарядкой комбинированного накопителя.

Модель суперконденсатора содержит два ветви, состоящие из конденсаторов и резисторов, – медленную и главную, соединенные параллельно (рис. 4). Таким образом, напряжение на них всегда одинаковое, а токи проходят между собой пропорционально резисторам R₁, R₂ и R_f, чтобы учесть потери [13].



Рис. 4. Двухветочная схема модели суперконденсатора

Fig. 4. Two branches model of a supercapacitor

На рис. 4 v_1 и v_2 – это напряжения на конденсаторах; C_1 и C_2 – емкости главного и медленного конденсатора соответственно.

Для вычисления составляющих данной модели необходимы характеристики реального суперконденсатора, такие как емкость, напряжение и внутреннее сопротивление.



Рис. 5. Математическая модель суперконденсатора

Fig. 5. Mathematical model of a supercapacitor

Вход математической модели (рис. 5) соединен с программируемым блоком, который задаёт как ток на входе суперконденсатора, так и метод зарядки для различных режимов. Первый элемент на входе суперконденсатора – умножитель. Его значение зависит от количества соединенных параллельно конденсаторов. Ток, поступающий на вход модели суперконденсатора, разделяется между всеми элементами. Формула коэффициента

$$K = 1/N_{p-sc}, \tag{1}$$

где N_{p sc} – количество параллельно соединенных ячеек.

На выходе данного элемента получается значение тока на каждой ячейке блока суперконденсаторов.

Для того чтобы получить на выходе напряжение, в главном суперконденсаторе осуществляется умножение значения тока на входе с сопротивлением R_1 . Однако это лишь напряжение на входе суперконденсаторов, соединённых параллельно, а для ячеек, соединённых последовательно, выходное значение умножается на N_{s_sc} , где N_{s_sc} – это количество последовательно соединённых суперконденсаторов. Таким образом, напряжение суперконденсатора высчитывается из формулы (2):

$$U_{sc} = N_{s_sc} v_{sc} = N_{s_sc} (v_1 + R_1 i_{sc}) = N_{s_sc} \left(v_1 + R_1 \frac{I_{sc}}{N_{p_sc}} \right),$$
(2)

где v_{sc} и i_{sc} – напряжение и ток каждого отдельного суперконденсатора; Ns_sc – количество последовательно соединенных ячеек; v_1 , v_2 , i_1 , i_2 – величины напряжения и тока, приведенные на рис. 5;

$$i_2 = \frac{1}{R_2} (v_2 - v_1), \tag{3}$$

$$v_2 = \frac{1}{C_2} \int i_2 dt = \frac{1}{C_2} \int \frac{1}{R_2} (v_1 - v_2) dt.$$
(4)

Заряд, который получает С₂ в каждый момент времени можно получить по формуле

$$Q_2 = \int i_2 dt. \tag{5}$$

Значение интегрируется i_2 при помощи соответствующего элемента системы Simulink, после чего домножается на $1/C_2$ для того чтобы получить значение v_2 .

$$i_1 = i_{sc} - i_2.$$
 (6)

Отсюда ток в медленной ячейке выражается по формуле

$$i_{1} = C_{1} \frac{dv_{1}}{dt} = \frac{dQ_{1}}{dt} = (C_{0} + C_{v}v_{1})\frac{dv_{1}}{dt},$$
(7)

$$Q_1 = C_0 v_1 + \frac{1}{2} C_v v_1^2.$$
(8)

Напряжение на медленной ячейке определяется выражением

$$v_1 = \frac{-C_0 + \sqrt{C_0^2 + 2C_\nu Q_1}}{C_\nu}.$$
(9)

Реализация первой ветви с помощью пакета Simulink происхдит следующим образом: на входе имеется значение i_1 (формула), после чего оно интегрируется по аналогии со второй ветвью. Получив на выходе значение Q_1 , оно подается на вход функции f(u), которая является формулой. Все значения, кроме Q_1 , в этой формуле постоянны для каждого отдельного суперконденсатора. Таким образом, имея значение v_1 , представляется возможным вернуться к вычислению напряжения на выходе батареи суперконденсаторов. v_1 – значение напряжения без учета текущей итерации заряда.

После сложения напряжений v_1 и напряжения заряда v_{sc} , на выходе получается напряжение на каждой системе суперконденсаторов, соединенных параллельно, при умножении которого на количество систем определяется значение заряда. Для ограничения и контроля заряда используется блок функции, на котором с помощью программного кода задаются условия, ограничения напряжения и значения входного тока как для зарядки, так и для разрядки суперконденсатора.

На основании результатов моделирования (рис. 6), можно сделать вывод о работоспособности математической модели. При зарядке блока суперконденсаторов происходит пауза: аккумулятор не заряжается. В случае разрядки суперконденсаторов, проходит зарядка модели аккумулятора.



Рис. 6. Циклическая зарядка суперконденсатора от внешнего источника тока с последующей передачей накопленной электроэнергии в аккумулятор (*a*). Циклическая зарядка аккумулятора от суперконденсатора (*б*)



Применение комбинированного накопителя электроэнергии

В настоящее время стремительно развиваются малые космические аппараты (МКА), способные выполнять различные задачи: от учебных и исследовательских целей до связи и наблюдения. Одной из проблем, существующих в данной области, являются системы электроснабжения – малые спутники не могут нести накопители электроэнергии большого объема, что приводит к их большой зависимости от постоянной подзарядки с помощью солнечных панелей и строгой экономии заряда.

Одним из примеров применения комбинированного накопителя электроэнергии можно привести выполненную в БГТУ «ВОЕНМЕХ» работу, где был спроектирован и разработан прототип комбинированного накопителя электроэнергии на основе четырех последовательно соединенных суперконденсаторов и двух последовательно соединенных литий-полимерных аккумуляторов (рис. 7).

В составе прототипа спутника типа CubeSat для учебных целей комбинированный накопитель приведен на рис. 8. Одной из задач является эксперимент работы прототипа в реальных условиях.



 Рис. 7. 3D-модель прототипа печатного узла комбинированного накопителя

 Fig. 7. 3D model of a prototype printed circuit board of a combined storage

Разработанный накопитель электроэнергии в составе спутника CubeSat может заряжаться малыми токами от солнечных батарей с последующей передачей электроэнергии на аккумуляторы для обеспечения питания нагрузки (в виде сервоприводов).



а



Рис. 8. Печатный узел комбинированного накопителя (*a*); накопитель в составе спутника CubeSat (б)

Fig. 8. Printed circuit board of the combined storage (*a*); the storage as part of the CubeSat (*b*)

Изготовленный прототип комбинированного накопителя электроэнергии обладает характеристиками, представленными в таблице. Изделие способно заряжаться напряжением до 11,2 Вт и малыми токами.

Физическая величина	Числовое значение	Единицы измерения	
Входное напряжение	до 11,2	В	
Входной ток	до 3	А	
Выходное напряжение	от 7 до 8,4	В	
Выходной ток	до 1,5	А	
Macca	~320	Г	
Габариты	85×93×50	ММ	
Суммарная емкость	1500	мА·ч	

Характеристики прототипа комбинированного накопителя электроэнергии

В качестве другого примера применения можно привести ещё одну работу в БГТУ «ВОЕН-МЕХ», где в рамках выполнения ПНИ велась разработка системы управления формой радиоотражающего сетеполотна крупногабаритной трансформируемой конструкции (КТК) (рис. 9). Исполнительные устройства, входившие в эту систему, получали энергию через открытый оптический канал. При использовании этого метода ток зарядки были достаточно мал и существовала проблема накопления энергии на аккумуляторах. Для решения описанной проблемы, рассматривалось использование комбинированного накопителя электроэнергии, который, благодаря своим характеристикам, был способен заряжаться от малых токов [14; 15].



Рис. 9. Применение комбинированного накопителя в КТК

Fig. 9. The use of a combined storage in large-sized transformable constructions

Заключение

Комбинированные накопители могут найти свое применение в качестве резервного источника питания в космических аппаратах, в частности, в сфере малых космических аппаратов, где могут применяться для зарядки аккумуляторов системы от источников малых токов, например, при некорректно ориентированных солнечных панелях. Также возможно применение в системах управления формой крупногабаритных трансформируемых конструкций, где комбинированные накопители могут служить для питания исполнительных устройств, заряжаясь беспроводным способом от фотопреобразователей.

Авторами планируется исследование возможностей зарядки комбинированных накопителей от малошумящих лазеров систем передачи информации по открытому оптическому каналу.

Библиографические ссылки

1. Рентюк В. Системы питания и перспективы использования GaN в космических аппаратах // Силовая электроника, 2019. № 6. С. 20–26.

2. Коровина Н. В., Скундина А. М. Химические источники тока : справочник. 2003. 704 с.

3. Таганова А. А., Бубнов Ю. И., Орлов С. Б. Герметичные химические источники тока. Элементы и аккумуляторы оборудования для испытаний и эксплуатации, 2005. 264 с.

4. Применение ионисторов в комбинированном аккумулировании энергии / К. Н. Виноградов, И. Я. Шестаков, А. А. Фадеев, Ц. Г. Надараиа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. № 13. С. 373–374.

5. Носкин Г. В., Хаванов Е. С. Бесчастный Р. А. Гибридный накопитель электрической энергии на основе литий-ионных аккумуляторов и блоков суперконденсаторов для систем электроснабжения возвращаемых космических аппаратов // Лесной вестник. 2019. № 4. С. 39–48.

6. Патент на полезную модель № 194733 U1 Российская Федерация, МПК H02J 7/04. Накопитель электроэнергии полного диапазона входной мощности: № 2018145815 ; заявл. 24.12.2018 : опубл. 20.12.2019 / А. И. Тишков, А. Д. Ширшов ; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова (БГТУ «ВОЕНМЕХ»). 7. Разработка комбинированного накопителя электроэнергии / А. И. Тишков, Ю. В. Коноплев, И. В. Шевцов, А. А. Юев // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 140–144.

8. PowerPump Balancing [Электронный ресурс]. URL: http://www.ti.com/lit/an/slua524b/slua524b. pdf?ts=1606312318354&ref_url=https%253A%252F%252Fwww.google.com%252F.

9. Современные электрохимические системы аккумулирования энергии / Т. Л. Кулова, И. И. Николаев, В. Н., Фатеев А. Ш. Алиев // Kimya Problemleri. 2018. № 1. С. 9–34.

10. Рыкованов А. Системы баланса Li-ion аккумуляторных батарей // Силовая электроника. 2009. № 19. С. 52–55.

11. Сихуа У. Выработка заряда батареи занимает длительное время работы и продлевает срок службы. 2009. [Электронный ресурс]. URL: https://www.compel.ru/wordpress/wp-content/ uploads/2009/09/TI AAJ 1Q2009 3.pdf.

12. Кузнецов В., Панькина О., Мачковская Н. Конденсаторы с двойным электрическим слоем (ионисторы): разработка и производство // Компоненты и Технологии. 2005. № 50. С. 12–16.

13. Zubieta L. Characterization of Double-Layer Capacitors for Power Electronics Applications, M. A. Sc. thesis, Dep. Of Elect. and Comput. Eng., University of Toronto, Toronto, Ont., Canada, 1997. P. 173

14. Передача энергии и информации по оптическому каналу для управления формой космической антенны / Л. Б. Кочин, М. А. Крылова, Д. А. Хромихин и др. // Решетневские чтения : материалы XXI междунар. науч. конф. Красноярск, 2017. С. 129–130.

15. Организация энергоинформационного обмена между устройствами управления формой трансформируемой антенны с применением волоконно-оптических технологий / С. А. Матвеев, С. Ю. Страхов, Д. А. Хромихин и др. // Оптический журнал. 2016. Т. 83, № 11. С. 73–78.

References

1. Rentiuk V. [Power supply systems and prospects of using GaN in spacecraft]. *Power Electronics*. 2019, No. 6, P. 20–26 (In Russ.).

2. Korovina N. V., Skundina A. M. *Chimicheskie istochniki toka* [Chemical current sources: Handbook]. 2003, 704 p.

3. Taganova A. A., Bubnov Y. I., Orlov S. B. *Germetichnie istochniki toka* [Sealed chemical current sources. Elements and accumulators of test and operating equipment], 2005. 264 p. (In Russ.)

4. Vinogradov K. N., Shestakov I. Y., Fadeev A. A., Nadaraia C. G. [Application of ionic cells in combined energy storage] *Aktualnie problemi aviacii I kosmonavtici* 2017, No. 13, P. 373–374 (In Russ.)

5. Noskin G. V., Khavanov E. S. Beschastny R. A. [Hybrid electric energy storage device based on lithium-ion batteries and blocks of supercapacitor for power supply systems of returned spacecrafts]. *Forestry bulletin.* 2019, No. 4, P. 39–48 (In Russ.)

6. Tishkov A. I., Shirshov A. D. [Full input power range electricity accumulator]. Patent RF, no. 2018145815, 2019

7. Tishkov A. I., Konoplev Y. V., Yuev A. A., Shevtsov I. V. [Development of a combined electric power storage device] *Russian Aeronautics*. 2019, Vol. 62, No. 2, P. 321–325.

8. PowerPump Balancing. Available at:

http://www.ti.com/lit/an/slua524b/slua524b.pdf?ts=1606312318354&ref_url=https%253A%252F%25 2Fwww.google.com%252F.

9. Kulova T. L., Nikolaev I. I., Fateyev V. N., Aliev A. Sh. [Modern electrochemical energy storage systems] *Kimya Problemleri*. 2018, No. 1, P. 9–34 (In Russ.)

10. Rykanov A. [Li-ion battery balancing systems]. Power Electronics. 2009, No. 19, P. 52–55.

11. Xihua W. The battery charge takes a long time to run and prolongs battery life. 2009. Available at: https://www.compel.ru/wordpress/wp-content/uploads/2009/09/TI_AAJ_1Q2009_3.pdf.

12. Kuznetsov V., Pankina O., Machkovskaya N. [Condensers with double electric layer (ionic layer): development and production] *Components and Technologies*. 2005, No. 50, P. 12–16 (In Russ.).

13. Zubieta L. Characterization of Double-Layer Capacitors for Power Electronics Applications, *M. A. Sc. thesis, Dep. Of Elect. and Comput. Eng., University of Toronto, Toronto, Ont., Canada,* 1997, 173 p.

14. Kochin L. B., Krylova M. A., Khromikhin D. A., Shirshov A. D., Popylev V. G. [Energy and Information Transfer via Optical Channel for Shape Control of Space Antenna]. *Materiali XXI Megdunarodnoi nauchno-practicheskoi konferencii pamyati generalnogo konstructora racetnotechnicheskih system academika M. F. Reshetneva* [XXI Reshetnev Readings named after general designer of space system M. F. Reshetnev], Krasnoyarsk, 2017, P. 129–130 (In Russ.).

15. Matveev S. A., Strakhov S. Y. Khromikhin D. A. et al. [Organization of energy-information exchange between shape control devices of transformed antenna with application of fiber-optic technologies]. *Optical Journal*. 2016, Vol. 83, No. 11, P. 73–78 (In Russ.).

© Тишков А. И., Юев А. А., Захаров С. А., Коноплев Ю. В., Кошелев П. Е., 2022

Тишков Александр Игоревич – аспирант, младший научный сотрудник, инженер; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: tishko-sash@yandex.ru.

Коноплев Юрий Вячеславович – аспирант, младший научный сотрудник, ассистент, инженер; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: urzig_eastwood@mail.ru.

Юев Алексей Андреевич – аспирант, младший научный сотрудник, инженер; Балтийский государственный технический университет «BOEHMEX» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: betterthanjms@gmail.com.

Кошелев Павел Евгеньевич – магистрант, инженер; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: switchcompany@yandex.ru.

Захаров Сергей Алексеевич – студент, техник; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: sz11079812@mail.ru.

Tishkov Alexander Igorevich – PhD student, junior researcher, engineer; Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova. E-mail: tishko-sash@yandex.ru.

Konoplev Yuri Vyacheslavovich – PhD student, junior researcher, assistant professor, engineer; Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova. E-mail: urzig_eastwood@mail.ru.

Yuev Alexei Andreevich – PhD student, junior researcher, engineer; Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova. E-mail: betterthanjms@gmail.com.

Koshelev Pavel Evgenievich – Master's Degree Student, engineer; Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova. E-mail: switchcompany@yandex.ru.

Zakharov Sergey Alexeyevich – student, technician; Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinova. E-mail: sz11079812@mail.ru.

УДК 629.783 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127

Для цитирования: Методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки // В. Е. Чеботарев, Р. Ф. Фаткулин, Е. О. Воронцова и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 116–127. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127.

For citation: Chebotarev V. E., Fatkulin R. F., Vorontsova E. O., Shangina E. A., Balandina T. N. Methodological principles of space vehicle design for the maximum energy supply of the payload. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 116–127. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-116-127.

Методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки

В. Е. Чеботарев^{1, 2, 3}, Р. Ф. Фаткулин¹, Е. О. Воронцова^{1, 2}, Е. А. Шангина^{1, 2, 3}, Т. Н. Баландина¹

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» Российская Федерация, 662970, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52 ²Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

³Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 E-mail: jenvoroncova@gmail.com

Проектирование космического аппарата на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Определение проектных параметров происходит пошагово: определение номинальных значений проектных параметров, нормирование запасов ресурсов (масса, объем, энергопотребление) по проектным параметрам на парирование неопределенностей, проектирование космического аппарата на предельные ресурсы.

Эксплуатация космического annapama с включенной электрической нагрузкой содержит несколько этапов: выведение на целевую орбиту, ввод в штатную эксплуатацию, штатную эксплуатацию по целевому назначению, выведение из целевого использования при возникновении аварийных ситуаций. Система электропитания предназначена для обеспечения бесперебойного автономного электроснабжения бортовой annapamypы во всех режимах и на всех этапах в течение срока активного существования космического annapama с учетом наличия теневых участков орбиты от Земли и Луны.

В данной статье разработаны методические принципы проектирования космического annapaта на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Разработаны математические модели расчета параметров энергобаланса космического annapama для различных вариантов реализации мощности сеансной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования космического annapama. Проведены оценки эффективности использования методических принципов проектирования космического annapama на предельное энергообеспечение полезной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования космического annapama. Разработана методика нормирования запасов по энергоресурсам космического annapama на парирование неопределенностей по параметрам и условиям, а также принципы ее применения при проектировании космического annapama на предельное энергообеспечение полезной нагрузки.

Ключевые слова: космический аппарат, полезная нагрузка, энергобаланс, теневые зоны орбиты, методика оценки эффективности.

Methodological principles of space vehicle design for the maximum energy supply of the payload

V. E. Chebotarev^{1, 2, 3}, R. F. Fatkulin¹, E. O. Vorontsova^{1, 2}, E. A. Shangina^{1, 2, 3}, T. N. Balandina¹

 ¹JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
 52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation ²Siberian Federal University, 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation ³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

The design of a spacecraft at the initial stages is carried out in the presence of uncertainties in terms of parameters and conditions. Determination of design parameters is carried out step by step: determination of nominal values of design parameters, normalization of resource reserves (mass, volume, energy consumption) according to design parameters to parry uncertainties, designing a spacecraft for marginal resources.

The operation of a spacecraft with an electrical load switched on includes several stages: launching into the target orbit, putting into regular operation, regular operation for the intended purpose, decommissioning from the intended use in case of emergencies. The power supply system is designed to provide uninterrupted autonomous power supply to the onboard equipment in all modes and at all stages during the period of active existence of the spacecraft, taking into account the presence of shadow sections of the orbit from the Earth and the Moon.

In this article, methodological principles for designing a spacecraft for the maximum power supply of the payload in the presence of uncertainties in parameters and conditions are developed. Mathematical models for calculating the parameters of the energy balance of the spacecraft have been developed for various options for realizing the power of the session load, depending on the level of illumination of the orbit and the period of operation of the spacecraft. The effectiveness of using the methodological principles of designing a spacecraft for the maximum power supply of the payload, depending on the level of illumination of the orbit and the period of operation of the spacecraft energy resources to parry uncertainties in terms of parameters and conditions, as well as the principles of its application when designing a spacecraft for maximum payload power supply.

Keywords: spacecraft, payload, energy balance, shadow zones of the orbit, methodology for evaluating efficiency.

Введение

Проектирование космического аппарата (КА) на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по параметрам и условиям. Поэтому определение проектных параметров КА в условиях неопределенности относится к классу стохастических задач и для упрощения ее решения и частичного сведения к детерминированной форме осуществляется пошагово [1; 3–6]:

определение номинальных значений проектных параметров;

 нормирование запасов ресурсов (масса, объем, энергопотребление) по проектным параметрам на парирование неопределенностей;

– проектирование КА на предельные ресурсы.

В статье рассмотрены методические принципы проектирования КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при решении задачи формирования требований к системе электропитания в условиях неопределенностей.

Обобщенные характеристики электрической нагрузки КА

Космические аппараты информационного обеспечения относятся к классу автоматических КА с автономным принципом функционирования в течение больших интервалов времени в процессе своего срока активного существования (САС) на орбите [1].

Эксплуатация КА с включенной электрической нагрузкой содержит несколько этапов: выведение на целевую орбиту, ввод в штатную эксплуатацию, штатную эксплуатацию по целевому назначению, выведение из целевого использования при возникновении аварийных ситуаций. Система электропитания (СЭП) предназначена для обеспечения бесперебойного автономного электроснабжения бортовой аппаратуры во всех режимах и на всех этапах в течение срока активного существования КА с учетом наличия теневых участков орбиты от Земли (ТУЗ) и Луны (ТУЛ) [1; 2].

Режимы работы КА по этапам различаются по распределению электрической нагрузки по времени: на начальных этапах режимы имеют переменную длительность и индивидуальную циклограмму энергопотребления, в то время как на этапе штатной эксплуатации режимы работы КА характеризуется определенной цикличностью, кратные периоду обращения КА ($T_{\rm KA}$) или суткам. В общем виде циклограмму энергопотребления КА для каждого режима представляют в виде кусочно-непрерывной функции – последовательности переменных значений мощности нагрузки на интервалах заданной длительности в пределах выбранного цикла.

Для проектных оценок энергобаланса КА, как правило, используют обобщенные свойства циклограммы энергопотребления КА отдельного витка длительностью $T_{\rm KA}$: средняя по витку мощность нагрузки $P_{\rm H,cp}$, средняя по витку мощность дежурной нагрузки $P_{\rm H,d}$, средняя мощность сеансной нагрузки $P_{\rm c.r}$ на теневом участке орбиты длительностью $t_{\rm r}$, средняя мощность сеансной нагрузки $P_{\rm c.o}$ на освещенном участке орбиты длительностью $T_{\rm KA} - t_{\rm r}$ [1]:

$$P_{\rm H,cp} = \frac{t_{\rm T}}{T_{\rm KA}} P_{\rm c,T} + \left(1 - \frac{t_{\rm T}}{T_{\rm KA}}\right) P_{\rm c,o} + P_{\rm H,g}.$$
 (1)

Условия освещенности орбиты в течение года существенно изменяются в зависимости от положения Солнца относительно плоскости орбиты КА (угол η_c): от максимально освещенной орбиты, на которой теневые участки отсутствуют, до максимально теневой орбиты, когда КА пересекает максимальные угловые размеры тени от Земли (ТУЗ).

Условие появления цикла теневых орбит в течение полугода имеет вид [1; 7; 9-11]

$$0 \le \eta_c \le \beta_T^{\max}, \quad \sin \beta_T^{\max} = \frac{R_3}{r_{\rm KA}},\tag{2}$$

где $r_{\rm KA}$ – текущее значение величины радиуса орбиты; R_3 – средний радиус Земли ($R_3 = 6371$ км); $\beta_T^{\rm max}$ – угловой радиус ТУЗ.

Закон изменения положения Солнца относительно плоскости орбиты КА в течение полугода для предельного случая (восходящий узел орбиты КА расположен в точке весны) определяется уравнением

$$\sin \eta_c = \sin u_c \cdot \sin(i - \varepsilon), \tag{3}$$

где *i* – наклонение орбиты; ε – наклонение эклиптики; ε = 23,45; u_c – угловое положение Солнца относительно точки весны.

Длительность цикла теневых орбит определяется с помощью уравнения (3) из условия $0 \le \eta_c \le \beta_T^{\max}$:

$$\sin u_{\rm c.mp} = \sin \beta_T^{\rm max} / \sin(i - \varepsilon). \tag{4}$$

Для круговых орбит расчет относительной длительности ТУЗ проводится с помощью уравнения

$$K_T = \frac{t_{\text{ry3}}}{T_{\text{KA}}} = \frac{1}{\pi} \arccos\left(\frac{\cos\beta_T^{\text{max}}}{\cos\eta_c}\right), \quad 0 \le \eta_c \le \beta_T^{\text{max}}, \quad 0 \le u_c \le u_{\text{c.np}}, \tag{5}$$

где T_{KA} – длительности витка; t_{ту3} – длительность ТУЗ.

Максимальное значение K_T при $\eta_c = 0$ равно

$$K_{\rm TY3} = \frac{\beta_T^{\rm max}}{\pi}.$$
 (6)

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]

 $\beta_T^{\max} = 14,5$ град, $K_{\text{ТУЗ}} = 0,0806, i = 64,5$ град, $u_c = 22,4$ град.

Зависимость K_T от u_c приведена на рис. 1, *a* его среднее значение в зоне теневых орбит $0 \le u_c \le u_{c.np}$ составит $K_T^{cp} = 0,0636$. В этом случае среднее значение K_T за цикл теневых и солнечных орбит определится из уравнения $K_T^{uh} = K_T^{cp} \cdot 2 \cdot \frac{u_{c.np}}{\pi} = 0,0636 \cdot \frac{22,4^\circ}{90^\circ} = 0,0158$.



Рис. 1. Зависимость K_T от угла u_c в зоне теневых орбит

Fig. 1. Dependence of K_T on the angle u_c in the zone of shadow orbits

Проектные оценки энергобаланса КА

Энергетические возможности СЭП, использующей в качестве генератора солнечные батареи (СБ), рассчитываются из условия удовлетворения потребностей электрической нагрузки КА на критичный случай: в штатном режиме, на конец срока функционирования КА (САС) и на теневых орбитах, с проверкой обеспечения положительного энергобаланса в каждом отдельном режиме на любом этапе [1; 2]. Критерием положительного энергобаланса является наличие запаса электроэнергии в аккумуляторной батарее (АБ) на любой момент рабочего режима, при условии, что в начале и конце цикла АБ полностью заряжена

$$W_{\min} \le W_{Ab} \le W_{p,Ab},\tag{7}$$

где W_{\min} – минимальное значение запаса электроэнергии в АБ; W_{AB} – текущее значение энергоемкости АБ в процессе реализации данного режима КА; $W_{p,AB}$ – максимальное значение разрядной энергоемкости АБ. Для определения проектных требований к мощности СБ и энергоемкости АБ оценивают энергобаланс КА при следующих допущениях:

- длительность цикла равна длительности витка *T*_{KA};
- относительная длительность ТУЗ согласно формуле (5);
- возможность прохождения ТУЛ с относительной длительностью более $K_{\text{ТУ3}}$ оценивается отдельно как экстремальное событие, аналогичное аварийным ситуациям;
- мощность СБ на освещенном участке орбиты постоянная и равна е
е среднему значению $P_{\rm CE\,cp};$

– используется циклограмма штатного режима (1), мощность нагрузки представлена в виде составляющих: дежурной $P_{\rm n,d}$, постоянной по витку, сеансной (сверх дежурной) $P_{\rm c.o}$ и $P_{\rm c.r}$.

Рассмотрим базовый вариант, когда сеансная нагрузка работает непрерывно по витку, включая и теневые участки от Земли (ТУЗ), с отличием по величине мощности. Для базовой логики работы рассчитаем энергобаланс КА в штатном режиме по методике [1] и определим требования к номинальному значению мощности СБ на конец САС при наличии ТУЗ:

- энергобаланс

$$(1 - K_T) \cdot \eta_{AB} \cdot P_{3.AB} = P_{p.AB} \cdot K_T \le \frac{W_{p.AB}}{T_{KA}},$$
(8)

$$P_{3,A\overline{b}} = \eta_{3,p} \cdot \left[\eta_{C\overline{b}} \cdot P_{C\overline{b},T} - \frac{P_{H,H} + P_{c,0}}{\eta_{H}} \right], \quad P_{p,A\overline{b}} = \frac{P_{H,H} + P_{c,T}}{\eta_{3,p} \cdot \eta_{H}};$$

- мощность СБ

$$P_{\text{CE},\text{T}} = \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{o}}}{\eta_{\text{CE}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot \left(1 + \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{T}}}{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{o}}} \cdot A_{\text{T}}\right), \qquad A_{\text{T}} = \frac{K_{\text{T}}}{\left(1 - K_{\text{T}}\right) \cdot \eta_{\text{3P}} \cdot \eta_{\text{3P}} \cdot \eta_{\text{AE}}}; \tag{9}$$

- энергоемкость АБ

$$W_{\text{AE.HOM}} = W_{\text{min}} + W_{\text{AE.p}}, \qquad W_{\text{AE.p}} = \frac{P_{\text{H},\text{H}} + P_{\text{c},\text{T}}}{\eta_{\text{s},\text{p}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot K_{\text{T}} \cdot T_{\text{KA}}, \qquad (10)$$

где W_{\min} – минимальное значение запаса электроэнергии в АБ; $W_{AB,p}$ – разрядная энергоемкость АБ в процессе реализации данного режима КА; $P_{CB,\tau}$. – мощность СБ в конце САС на теневых орбитах; $P_{3,AF}$ – мощность заряда АБ; $P_{p,AF}$ – мощность разряда АБ; η_{H} , η_{CF} , η_{3P} – КПД преобразования мощности в блоках управления СЭП; η_{AF} – КПД преобразования энергии в АБ.

Для случая равномерного по витку потребления сеансной нагрузки ($P_{c.o} = P_{c.t} = P_c$) уравнение (9) для расчета мощности СБ на теневых орбитах примет следующий вид:

$$P_{\text{CB.1}} = \frac{P_{\text{H,}\text{J}} + P_{\text{c}}}{\eta_{\text{H}} \cdot \eta_{\text{CB}}} \cdot (1 + A_{\text{T}}). \tag{11}$$

На солнечной орбите $K_{\rm T} = 0$, $A_{\rm T} = 0$ поэтому возникает избыток генерируемой мощности СБ

$$\delta P_{\rm CB,\tau} = \frac{P_{\rm CB,1}}{P_{\rm CB,0}} = (1 + A_{\tau}), \quad P_{\rm CB,0} = \frac{P_{\rm H,\pi} + P_{\rm c}}{\eta_{\rm CB} \cdot \eta_{\rm H}}.$$
 (12)

Вследствие деградации мощности СБ за САС (t_{CAC}) ее начальное номинальное значению P_{CE}^0 должно быть увеличено

$$P_{\rm Cb}^0 = P_{\rm Cb,\tau} / \exp\left(-\alpha_{\rm g} \cdot t_{\rm CAC}\right),\tag{13}$$

где α_{n} – коэффициент деградации СБ.

Избыток генерируемой мощности СБ в начале САС составит

$$\delta P_{\rm CE,cac} = \frac{P_{\rm CE}^0}{P_{\rm CE,\tau}} = 1 / \exp\left(-\alpha_{\rm p} \cdot t_{\rm CAC}\right). \tag{14}$$

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем

$$K_{\rm TY3} = 0,08, \quad \eta_{\rm 3P} = 0,937, \quad \eta_{\rm AE} = 0,9,$$

получим $A_{T} \approx 0,11, \delta P_{CE,T} \approx 1,11.$

При $\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC} = 0,2$ получим $\delta P_{CE,cac} \approx 1,22.$

Анализ приведенных уравнений показывает, что в начальные периоды функционирования КА, а также на солнечных орбитах всегда образуются резервы энергетических ресурсов, обусловленных деградацией мощности СБ к концу САС и переменной длительностью ТУЗ на орбите КА [1].

Разработанная проектная модель расчета энергобаланса позволяет сформулировать требования к начальной мощности СБ P_{CE}^{0} (формулы (9), (13)) и к номинальной разрядной энергии $W_{AE,HOM}$ (формула (10)) при известных параметрах нагрузки и условиях освещенности орбит. При этом энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС, при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки в ТУЗ.

Эффективность применения адаптивной сеансной нагрузки

Адаптивная сеансная нагрузка реализуется регулированием мощности ее потребления в течение САС, исходя из располагаемых энергетических возможностей СБ на теневых и солнечных орбитах, в начале и в конце срока функционирования.

Диапазон изменения мощности потребления сеансной нагрузки определяется по формулам (12), (13) для случая солнечной орбиты в начале САС (максимальное значение $P_{\Pi H}^{\text{макс}}$) и в конце САС (минимальное значение $P_{\Pi H}^{\text{мин}}$)

$$P_{c}^{\text{MARC}} = \eta_{CF} \cdot \eta_{H} \cdot P_{CF}^{0} - P_{\text{H,g}}.$$

$$P_{c}^{\text{MARH}} = \frac{\eta_{CF} \cdot \eta_{H} \cdot \exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC}) \cdot P_{CF}^{0}}{1 + A_{T}} - P_{\text{H,g}}.$$
(15)

Текущее значение мощности потребления сеансной нагрузки *P*_c определяется по формулам (12)–(15):

$$P_{c} = \frac{\eta_{Cb} \cdot \eta_{H} \cdot \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi}\right) \cdot P_{Cb}^{0}}{1 + A_{T}} - P_{H,\pi} = \frac{P_{H,\pi} + P_{c}^{Makc}}{1 + A_{T}} \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi}\right) - P_{H,\pi}.$$
 (16)

Среднее значение мощности потребления сеансной нагрузки определяется интегрированием уравнения (16) в предположении постоянства среднего значения A_{cp}:

$$P_{\rm cp} = \frac{1}{t_{\rm CAC}} \int_{0}^{t_{\rm CAC}} P_{\rm c} \cdot dt = \frac{\left(P_{\rm H,R} + P_{\rm c}^{\rm max}\right) \cdot I_{0}}{1 + A_{\rm cp}} - P_{\rm H,R}, \quad I_{0} = \frac{1 - \exp\left(-\alpha_{\partial} \cdot t_{CAC}\right)}{\alpha_{\partial} \cdot t_{CAC}},$$

$$P_{\rm cp} = P_{\rm c}^{\rm makc} \left[\frac{I_{0} \cdot \left(1 + \delta P_{\rm H,R}\right)}{1 + A_{\rm cp}} - \delta P_{\rm H,R}\right], \quad \delta P_{\rm H,R} = \frac{P_{\rm H,R}}{P_{\rm c}^{\rm max}}, \quad A_{\rm cp} = \frac{K_{\rm T}^{\rm mH}}{\left(1 - K_{\rm T}^{\rm mH}\right) \cdot \eta_{\rm 3P} \cdot \eta_{\rm 3P} \cdot \eta_{\rm AB}}.$$
(17)

Эффективность применения адаптивной сеансной нагрузки предлагается оценить с помощью относительного критерия

$$\delta P_{_{3a}} = \frac{P_{_{cp}}}{P_{_{c}}^{_{MUH}}} = \frac{I_0 \cdot (1 + \delta P_{_{H,R}}) - (1 + A_{_{cp}}) \cdot \delta P_{_{H,R}}}{\exp(-\alpha_{_{R}} \cdot t_{_{CAC}}) \cdot (1 + \delta P_{_{H,R}}) - (1 + A_{_{T}}) \cdot \delta P_{_{H,R}}} \cdot \frac{(1 + A_{_{T}})}{1 + A_{_{cp}}}.$$
(18)

В варианте применения адаптивной сеансной нагрузки энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки

$$W_{\text{AB.HOM}} = W_{\text{min}} + \frac{P_{\text{H,}\text{H}} + P_{\text{c}}^{\text{MAKC}}}{\eta_{3,p} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot K_{\text{TY3}} \cdot T_{\text{KA}}.$$
(19)

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]:

 $A_{T} \approx 0,11$, при $K_{T}^{\text{ин}} = 0,0158$ получим $A_{cp} \approx 0,0138$, при $\alpha_{\pi} \cdot t_{CAC} = 0,2$ получим $I_{0} \approx 0,9063$,

в результате, полагая $\frac{P_{\text{н.д.}}}{P_{\text{c}}^{\text{max}}} \approx 0,5$ получим $\delta P_{_{3a}} \approx 1,4$.

Полученные оценки подтверждают эффективность использования адаптивной сеансной нагрузки.

Эффективность снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты

Рассмотрим вариант оптимизации энергообеспечения КА за счет снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты (в ТУЗ)

$$P_{\rm c.t} = \alpha_{\rm ch} \cdot P_{\rm c}, \quad P_{\rm c.o} = P_{\rm c.2},$$
 (20)

где α_{ch} – коэффициент снижения мощности сеансной нагрузки в ТУЗ.

Для этого варианта мощность СБ на конец САС определяется по формуле (9):

$$P_{\text{CB.2}} = \frac{P_{\text{H,}\pi} + P_{\text{c.2}}}{\eta_{\text{CB}} \cdot \eta_{\text{H}}} \cdot \left(1 + \frac{P_{\text{H,}\pi} + \alpha_{\text{cH}} \cdot P_{\text{c.2}}}{P_{\text{H,}\pi} + P_{\text{c.2}}} \cdot A_{\text{T}} \right),$$
$$P_{\text{CB.2}} = P_{\text{CB}}^{0} \cdot \exp\left(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\text{CAC}}\right).$$
(21)

Полагая одинаковой мощность СБ на конец САС $P_{CE.1} = P_{CE.2}$, оценим увеличение мощности сеансной нагрузки КА в этом варианте

$$\delta P_{\rm c} = \frac{P_{\rm c.2}}{P_{\rm c}} = \frac{1 + A_{\rm T}}{1 + \alpha_{\rm cH} \cdot A_{\rm T}}.$$
(22)

Максимальное значение $\delta P_{\rm c}$ достигается при $\alpha_{\rm ch} = 0$

$$\delta P_{\rm M,CH} = 1 + A_{\rm T}.$$
(23)

Полученное значение выигрыша по мощности сеансной нагрузки реализуется на теневых орбитах в конце САС (t_{CAC}), когда происходит максимальная деградация мощности СБ.

Однако наличие избыточной мощности СБ в начальный период, когда срок функционирования КА t_{ϕ} меньше t_{CAC} , позволяет обеспечить работу сеансной нагрузки с увеличенной мощностью $P_{c,2}$ в ТУЗ до определенного времени функционирования ($0 \le t_{\phi,T} \le t_{CAC}$)

$$P_{\text{CE},3} = P_{\text{CE}}^{0} \cdot \exp\left(-\alpha_{\scriptscriptstyle \mathcal{A}} \cdot t_{\scriptscriptstyle \phi, \scriptscriptstyle T}\right) = \frac{P_{\text{c},2} + P_{\scriptscriptstyle \text{H}, \scriptscriptstyle \mathcal{A}}}{\eta_{\rm H} \cdot \eta_{\rm CE}} \cdot \left(1 + A_{\scriptscriptstyle \text{T}}\right). \tag{24}$$

Значение P_{CE}^0 определяется из уравнения (13), которое и подставляется в уравнение (24)

$$\frac{P_{\text{CE.3}}}{\exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\phi,\text{T}})} = \frac{P_{\text{CE.2}}}{\exp(-\alpha_{\pi} \cdot t_{\text{CAC}})}, \quad (t_{\text{CAC}} - t_{\phi,\text{T}}) \cdot \alpha_{\pi} = \ln \frac{P_{\text{CE.3}}}{P_{\text{CE.2}}}.$$
(25)

Уравнение (25) может быть преобразовано к виду

$$\frac{t_{\phi,\mathrm{T}}}{t_{\mathrm{CAC}}} = 1 - \frac{1}{\alpha_{\mathrm{g}} \cdot t_{\mathrm{CAC}}} \cdot \ln \frac{\left(1 + \delta P_{\mathrm{H,2,2}}\right) \cdot \left(1 + \mathrm{A}_{\mathrm{T}}\right)}{1 + \alpha_{\mathrm{cH}} \cdot \mathrm{A}_{\mathrm{T}} + \left(1 + \mathrm{A}_{\mathrm{T}}\right) \cdot \delta P_{\mathrm{H,2,2}}}, \quad \delta P_{\mathrm{H,2,2}} = \frac{P_{\mathrm{H,2}}}{P_{\mathrm{c,2}}}.$$
(26)

С использованием уравнения (26) сформируем обобщенный коэффициент тени за цикл

$$K_{\rm T}^{\rm o6} = \left(1 - \frac{t_{\rm \phi,T}}{t_{\rm CAC}}\right) \cdot K_{\rm T}^{\rm uH}.$$
(27)

Таким образом, можно сделать вывод, что снижение мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты только на заключительных этапах САС ($t_{\phi,r} \leq t_{CAC}$) позволяет увеличить мощность сеансной нагрузки ($\delta P_{c,2}$), что эквивалентно увеличению целевой эффективности. Однако в этом случае снижается коэффициент готовности КА в системной точке за счет увеличения времени выведения КА из целевого использования в течение цикла.

Рассмотрим предельный случай, когда в состав сеансной нагрузки входит полностью полезная нагрузка и при ее выключении включается компенсирующий обогрев по мощности, равный $P_{\text{к.об}} = \alpha_{\text{сн}} \cdot P_{c2} = P_{\text{с.т.}}$

Для оценки эффективности выключения полезной нагрузки в ТУЗ используем относительный критерий $\delta P_{\rm sr}$: произведение приращения эффективности и готовности КА

$$\delta P_{\rm PT} = \delta P_{\rm c} \cdot \left(K_{\rm r}^0 - \Delta K \right) > 1, \tag{28}$$

где K_{Γ}^{0} – нормированное значение коэффициент готовности КА в системной точке; ΔK – изменение коэффициента готовности КА.

В качестве показателя ΔK возможно использовать один из показателей ТУЗ: $K_{\text{ТУЗ}}$, $K_{\text{T}}^{\text{ин}}$, K_{T}^{of} .

Подставляя в уравнение (28) значение δP_c из уравнения (22) получим ограничение на коэффициент снижения мощности (α_{ch}):

$$0 \le \alpha_{\rm ch,np}, \qquad \alpha_{\rm ch,np} = \frac{\left(K_{\rm r}^0 - \Delta K\right) \cdot \left(1 + A_{\rm r}\right) - 1}{A_{\rm r}}.$$
(29)

В варианте выключения сеансной нагрузки в ТУЗ в конце САС энергоемкость АБ задается для случая максимальной ТУЗ и в начале САС, при максимальной мощности потребления сеансной нагрузки в ТУЗ (19).

Например, для круговых орбит КА системы ГЛОНАСС имеем [1; 8]:

 $A_{T} \approx 0,11$, при $t_{CAC} = 0,2$ и $\delta P_{H,d,2} \approx 0,5$ получим $\frac{t_{\phi,T}}{t_{CAC}} = 0,68$ и соответственно

 $K_{\rm T}^{\rm o6} = (1-0,68) \cdot 0,0158 = 0,005$. Полагая $K_{\rm r}^0 = 0,995$, получим набор ограничений по $\alpha_{\rm ch}$ в зависимости от значений ΔK (табл. 1).

ΔK	$K_{\rm TY3} = 0,08$	$K_{\rm T}^{\rm cp} = 0,0636$	$K_{\rm T}^{_{\rm HH}} = 0,0158$	$K_{\rm T}^{ m o6} = 0,005$
$\alpha_{_{\text{сн.пр}}}$ (при $\delta P_{_{\text{эт}}} > 1$)	0,14	0,308	0,79	0,899
$\delta P_{\rm Эт}$ (при $\alpha_{\rm сн.пр} = 0$)	1,016	1,034	1,087	1,1

Зависимости показателей эффективности от ΔK

Как видно из таблицы, даже в наихудшем случае по теням выключение полезной нагрузки в ТУЗ дает положительный результирующий эффект при $0 \le \alpha_{ch} \le 0,14$, а при $\alpha_{ch} = 0$ значение $\delta P_{\text{эт}} > 1,016$ и $\delta P_{\text{м.сн}} = 1,11$.

Методика нормирования запасов по энергоресурсам КА

Проектирование систем энергоснабжения КА на начальных этапах осуществляется при наличии неопределенностей по штатной программе работы КА, параметрам электрической нагрузки, условиям освещенности. Поэтому проектные параметры системы энергоснабжения КА (мощность СБ, энергоемкость АБ) определяются при расчете энергобаланса для наихудших условий: на конец срока активного существования КА и при максимальной длительности ТУЗ. Наличие неопределенностей в реализации энергетических параметров КА приводят к необходимости нормирования энергетических запасов по мощности электрической нагрузки, мощности СБ и энергоемкости АБ.

Мощность электрической нагрузки КА в различных режимах формируется в виде суммы мощностей электрической нагрузки составных частей КА, на каждую из которых задаются ограничения в виде диапазона

$$P_i - \Delta P_i \le \tilde{P}_i \le P_i + \Delta P_i, \qquad \delta P_i = \frac{\Delta P_i}{P_i}, \tag{30}$$

где \tilde{P}_i , P_i – фактические и номинальные значения энергопотребления *i*-х составных частей КА; ΔP_i – предельный диапазон отклонения энергопотребления от номинального значения *i*-х составных частей, задаваемые методом экспертных оценок, в пределах $\delta P_i = 0,05-0,15$, в зависимости от новизны разрабатываемой аппаратуры.

Энергопотребление КА как сумма случайных величин его составных частей с интервальным законом распределения при использовании принципа гарантированного результата формируется следующим образом (детерминированная модель) [1; 5]:

$$\tilde{P}_{\mathrm{KA}} = \sum_{i}^{n} \tilde{P}_{i} \leq P_{\mathrm{H.KA}} + \Delta P_{\mathrm{g}},$$

$$\Delta P_{\mathrm{g}} = \sum_{i=1}^{n} \Delta P_{i} \approx \sum_{i=1}^{n} P_{i} \cdot \delta P_{i} \approx \delta P \cdot P_{\mathrm{H.KA}}.$$
(31)

Однако в соответствии с центральной предельной теоремой, сумма случайных величин составных частей с интервальным законом может быть представлена как случайная величина с нормальным законом распределения вероятности (вероятностная модель) [1; 3–6]

$$\tilde{P}_{\mathrm{KA}} = \sum_{i}^{n} \tilde{P}_{i}, \quad \mathrm{Bep} \Big[\tilde{P}_{\mathrm{KA}} \le P_{\mathrm{H.KA}} + \Delta P_{\mathrm{B}} \Big] = \Phi_{P},$$
$$\Delta P_{\mathrm{B}} = t_{P} \cdot \sigma_{P}, \qquad \sigma_{P} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} \Delta P_{i}^{2}} \approx \frac{\delta P}{\sqrt{n}} \cdot P_{\mathrm{H.KA}},$$
(32)

где n – количество составных частей; t_P – параметр распределения вероятности по энергопотреблению КА; σ_P – среднеквадратическое отклонение по энергопотреблению КА; Φ_P – интеграл вероятности (нормированная функция Лапласа), задаваемый в табличной форме [1; 3–6].

Для уровня вероятности, при котором гарантируется структурная устойчивость проекта ($\Phi_p \approx 0,997$), значение параметра распределения вероятности $t_p \approx 2,8$. Поэтому при составлении бюджета запасов ресурсов КА на парирование неопределенностей использование вероятностной модели снижает эти запасы в сравнении с детерминированной моделью [1]:

$$\frac{\Delta P_{\rm B}}{\Delta P_{\rm n}} = \frac{t_P}{\sqrt{n}} \le 1, \quad \text{при} \quad n > 10.$$

Для КА системы ГЛОНАСС n > 25, поэтому $\frac{\Delta P_{\rm B}}{\Delta P_{\rm A}} \le 0,56$, а при $\delta P_i = 0,05-0,15$ получим

$$\delta P_{\rm B} = \frac{\Delta P_{\rm B}}{P_{\rm H.KA}} \approx 0,56 \cdot \delta P = 0,03 - 0,08.$$

Проектирование КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки Проектирование КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки предполагает максимальное использование резервов энергетических ресурсов на повышение его эффективности.

Рассмотрен вариант использование адаптивной сеансной нагрузки путем регулирования мощности потребления полезной нагрузки (регулирование длительности сеансной работы) в зависимости от освещенности орбиты и срока функционирования КА. Использование адаптивной сеансной нагрузки повышает эффективность КА (для КА системы ГЛОНАСС можно получить $\delta P_{3a} \approx 1,4$).

Для того чтобы реализовать эту схему необходимо разработать соответствующую полезную нагрузку, комплекс автоматики и стабилизации СЭП на максимальные мощности от СБ и нагрузки на начальных сроках функционирования КА. При проектировании системы терморегулирования на максимальный режим «перегрев» следует учитывать, что средние за виток тепловыделения в этом режиме в начале и в конце САС будут различными. Однако в этой схеме не требуются запасы энергоресурсов на парирование неопределенностей.

Использование режима снижения мощности сеансной нагрузки на теневых участках орбиты позволяет повысить эффективность КА (для КА системы ГЛОНАСС можно получить $\delta P_{\rm 3T} = 1,016-1,11$). В этом варианте можно не создавать запасы энергоресурсов на парирование неопределенностей ($\delta P_{\rm B} = 0,03-0,08$), так как они могут быть скомпенсированы (при необходимости) снижением мощности сеансной нагрузки в ТУЗ.

Заключение

1. Разработаны методические принципы проектирования космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки при наличии неопределенностей по параметрам и условиям.

2. Разработаны математические модели расчета параметров энергобаланса КА для различных вариантов реализации мощности сеансной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования КА.

3. Проведены оценки эффективности использования методических принципов проектирования КА на предельное энергообеспечение полезной нагрузки в зависимости от уровня освещенности орбиты и срока функционирования КА.

4. Разработана методика нормирования запасов по энергоресурсам КА на парирование неопределенностей по параметрам и условиям, а также принципы ее применения при проектировании космического аппарата на предельное энергообеспечение полезной нагрузки.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Источники энергии систем электроснабжения космических аппаратов : монография / М. В. Лукьяненко, М. М. Лукьяненко, А. Н. Ловчиков, А. Б. Базилевский ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 176 с. 3. Вентцель Е. С. Исследование операций. Задачи, принципы, методология. 2-е изд., стер. М. : Наука, 1988. 208 с.

4. Ильичев А. В., Волков В. Д., Грушинский В. А. Эффективность проектируемых элементов сложных систем. М. : Высш. шк., 1982. 280 с.

5. Розанов Ю. А. Случайные процессы. М. : Наука, 1979. 184 с.

6. Тараканов К. В., Овчаров Л. А., Тырышкин А. Н. Аналитические методы исследования систем. М. : Сов. радио, 1974. 240 с.

7. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников связи. М. : Связь, 1978. 240 с.

8. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования : под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.

9. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О. Методика обеспечения энергоресурсами окололунного спутника для прохождения теневых зон большой длительности // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4, № 4. С. 233–240. Doi:10.26732/j.st.2020.4.06.

10. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О., Сидорова Е. А. Моделирование теневых зон на окололунных орбитах и особенности расчета параметров систем электропитания и терморегулирования окололунного космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (10–13 нояб. 2020, г. Красноярск) : в 2 ч. Ч. 1. 2020. С. 49–51.

11. Чеботарев В. Е., Воронцова Е. О. Методика расчета проектных параметров системы электропитания окололунного КА // Системный анализ, управление и навигация : материалы 25-й Междунар. конф. Евпатория, 2021. С. 150–152.

12. Разработка систем космических аппаратов : под ред. П. Фортексью, Г. Суайнерда, Д. Старка ; пер. с англ. М. : Альпина Паблишер, 2015. 756 с.

13. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н. Э. Баумана, 2010. 136 с.

14. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета ИСЗ. 2-е изд. М. : Либроком, 2011. 544 с.

15. Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е. Лунная информационно-навигационная обеспечивающая система // Актуальные вопросы проектирования АКА для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО имени С. А. Лавочкина», 2015. С. 323–329.

References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

2. Lukyanenko M. V., Lukyanenko M. M., Lovchikov A. N., Bazilevsky A. B. *Istochniki energii sistem elektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov* [Energy sources of spacecraft power supply systems]. Krasnoyarsk, 2008, 176 p.

3. Wentzel E. S. *Issledovaniye operatsiy. Zadachi, printsipy, metodologiya* [Operations Research. Tasks, principles, methodology]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 208 p.

4. Ilyichev A. V., Volkov V. D., Grushinsky V. A. *Effektivnost' proyektiruyemykh elementov slozhnykh system* [Efficiency of designed elements of complex systems]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1982, 280 p.

5. Rozanov Y. A. Sluchaynyye protsessy [Random processes]. Moskow, Nauka Publ., 1979, 184 p.

6. Tarakanov K. V., Ovcharov L. A, Tyryshkin A. N. *Analiticheskiye metody issledovaniya system* [Analytical methods for studying systems]. Moscow, Sov. Radio Publ., 1974, 240 p.

7. Chernyavsky G. M. Orbity sputnikov svyazi [Orbits of communication satellites]. Moscow, Svyaz' Publ, 1978, 240 p.

8. Perova A. I., Kharisova V. N. *GLONASS. Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and functioning]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p.

9. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O. [A technique for providing energy resources to a circumlunar satellite for passing shadow zones of long duration]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2020, No. 4, P. 233–240 (In Russ.).

10. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O., Sidorova E. A. [Modeling of Shadow Zones in Circumlunar Orbits and Peculiarities of Calculating the Parameters of Power Supply and Thermal Control Systems of a Circumlunar Spacecraft]. *Reshetnevkiye chteniya*. 2020. P. 49–51 (In Russ.).

11. Chebotarev V. E., Vorontsova E. O. [Method for calculating the design parameters of the power supply system of a circumlunar spacecraft]. 25-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya "Sistemnyy analiz, upravleniye i navigatsiya", 2021, P. 150–152 (In Russ.).

12. Fortexue P., Swinerd G., Stark D. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov* [Development of spacecraft systems]. Moscow, Al'pina Pabl., 2015, 756 p.

13. Tumanov A. V., Zelentsov V. V, Shcheglov G. A. *Osnovi komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskih apparatov* [Foundations of layout of on-Board equipment of spacecraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2010, 136 p. (In Russ.).

14. Eliasberg P. E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennogo sputnika Zemli* [Introduction in the theory of flight of the artificial companion of the earth]. Moscow, Librikom Publ., 2011, 544 p.

15. Kosenko V. E., Zvonar V. D., Chebotarev V. E. [Lunar information and navigation support system]. *Aktual'nye voprosy proektirovaniya AKA dlya fundamental'nyh i prikladnyh nauchnyh issledovanij* [Actual problems of AKA design for fundamental and applied scientific research]. Khimki, FSUE S. A. Lavochkina Publ., 2015, P. 323–329 (In Russ.)

© Чеботарев В. Е., Фаткулин Р. Ф., Воронцова Е. О., Шангина Е. А., Баландина Т. Н., 2022

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, доцент, ведущий инженер-конструктор; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: cheb1940@yandex.ru.

Фаткулин Роман Фаритович – главный конструктор опытно-конструкторских работ; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: frf@iss-reshetnev.ru.

Воронцова Евгения Олеговна – инженер 2 категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: jenvoroncova@gmail.com.

Баландина Татьяна Николаевна – инженер 2 категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: balandina@iss-reshetnev.ru.

Шангина Екатерина Андреевна – кандидат технических наук, инженер-конструктор 2 категории; AO «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: shangina@iss-reshetnev.ru.

Chebotarev Viktor Evdokimovich – Dr. Sc., docent, Leading Design Engineer; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: cheb1940@yandex.ru.

Fatkulin Roman Faritovich – chief designer of development work; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems" E-mail: frf@iss-reshetnev.ru.

Vorontsova Evgeniya Olegovna – engineer of the 2nd category; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: jenvoroncova@gmail.com.

Balandina Tatyana Nikolaevna – engineer of the 2nd category; JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: balandina@iss-reshetnev.ru.

Shangina Ekaterina Andreevna – Cand. Sc., Design Engineer 2nd category, JSC "Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems". E-mail: shangina@iss-reshetnev.ru.





TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS SCIENCE



УДК 537.312:538.911'956 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-130-140

Для цитирования: Импеданс и диэлектрические свойства станнатов Bi₂Sn_{2-x}Fe_xO₇ / Л. В. Удод, С. С. Аплеснин, Х. Абдельбаки, С. О. Коновалов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 1. С. 130–140. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-130-140.

For citation: Udod L. V., Aplesnin S. S., Abdelbaki H., Konovalov S. O. Impedance and dielectric properties of Bi₂Sn_{2-x}Fe_xO₇ stannates. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 1, P. 130–140. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-1-130-140.

Импеданс и диэлектрические свойства станнатов Bi₂Sn_{2-x}Fe_xO₇

Л. В. Удод¹, С. С. Аплеснин^{1, 2}, Х. Абдельбаки^{2*}, С. О. Коновалов²

 ¹Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50, стр. 38
 ²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
 *E-mail: abdel.hichem@outlook.fr

Исследуются станнаты висмута $Bi_2Sn_{2-x}Fe_xO_7$, x = 0,1; 0,2 обнаруживающие свойства мультиферроиков. Изучается механизм взаимодействия между диэлектрической и электронной подсистемами на основе измерений электросопротивления на переменном токе, импеданса, емкости и тангенса угла диэлектрических потерь в интервале температур 100–600 К на частотах 10^2-10^6 Hz. Из сопоставления диэлектрической проницаемости и реактивной компоненты импеданса установлен парамагнитный вклад электронов в динамическую магнитную восприимчивость. Обнаружены скачки импеданса по температуре в результате изменения структурных характеристик. Температурные зависимости диэлектрической проницаемости описываются в модели Дебая. Найден активационный характер времени релаксации и два канала релаксации. Вычислена энергия активации электронов в миграционной поляризации.

Ключевые слова: пиростаннат висмута, диэлектрическая проницаемость, импеданс, время релаксации, модель Дебая.

Impedance and dielectric properties of Bi₂Sn_{2-x}Fe_xO₇ stannates

L. V. Udod¹, S. S. Aplesnin^{1, 2}, H. Abdelbaki^{2*}, S. O. Konovalov²

¹Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS 50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
 ²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 *E-mail: abdel.hichem@outlook.fr

Bismuth stagnnates $Bi_2Sn_{2-x}Fe_xO_7$, x = 0,1; 0,2 which reveal the properties of multiferroics, are investigated. The mechanism of interaction between dielectric and electronic subsystems is studied, based on measurements of electrical resistance at alternating current, impedance, capacitance and dielectric loss tangent in the temperature range 100–600 K at frequencies 10^2-10^6 Hz. From a comparison of the dielectric permittivity and the reactive component of impedance, the paramagnetic contribution of electrons to the dynamic magnetic susceptibility was established. Impedance jumps on temperature were detected as a result of changes in structural characteristics. The temperature dependences of the permittivity are described in the Debye model. An activation character of the relaxation time and two relaxation channels were found. The activation energy of electrons in the migratory polarization is calculated.

Keywords : bismuth pyrostannate, permittivity, impedance, relaxation time, Debye model.

Введение

В аэрокосмической отрасли требуются материалы для микроэлектроники, которые могут функционировать в широкой области температур. Перспективными материалами являются мультиферроики, на основе которых можно записывать информацию магнитным и электрическим полями. К числу таких материалов относится пиростаннат висмута. Пиростаннат висмута Bi₂Sn₂O₇ относится к семейству соединений с пирохлорной структурой [1], проявляющих свойства ферроэлектриков [2] и колоссального магнитосопротивления [3].

В полиморфном Bi₂Sn₂O₇ найдены три структурные модификации, относящиеся к пирохлорной структуре. Выше 900 К соединение обладает кубической структурой с небольшими смещениями ионов Bi³⁺ от идеальной структуры пирохлора и относится к γ -фазе [1]. В интервале температур 390–900 К реализуется β-фаза с орторомбической структурой [4]. При комнатной температуре Bi₂Sn₂O7 находится в нецентросимметричной моноклинной структуре (α-фазе) с пространственной группой P1c1 [5]. Структура Bi₂Sn₂O₇ хорошо описывается двумя взаимопроникающими оксидными подрешетками. Подрешетка Sn₂O₆ состоит из SnO₆ октаэдров, соединенных вершинами, образуя шестигранные кольца. В подрешетке Bi₂O' катион Bi³⁺ тетраэдрически координирован анионами O' с линейными связями O'–A–O'.

Установлено, что переходы в α - и β -фазы происходят с вращением тетраэдров Bi_2O' , которые смещают ионы Bi к вершине α -фазы и ребру в β -фазе кислородного октаэдра SnO_6 . Коррелированные смещения Bi^{3+} могут привести к фазовым переходам в сложные упорядоченные структуры, которые в свою очередь приведут к изменению макроскопических свойств.

Фазовые переходы типа смещения наблюдались в кристаллической структуре типа перовскита (ABX3). Переход ниже T_c сопровождается возникновением упорядоченных искажений кристаллической решетки, приводящих к понижению ее симметрии. В зависимости от природы элементов, входящих в состав указанных соединений, упорядоченные искажения могут быть связаны с поворотом октаэдров BX_6 относительно координатных осей или со смещением катионов, либо с тем и другим одновременно.

В соединениях KNbO₃ и NaNbO₃ процессы типа смещения являются преобладающими при низких температурах [6]. В монокристаллах NaNbO₃ фазовый переход индуцируется электрическим полем с E = 50 kV/см, направленным вдоль оси [101] ромбической ячейки антисегнетоэлектрической фазы. Под действием поля анионы кислорода смещаются в противоположные направления и кислородные октаэдры поворачиваются [7]. Влияние структурных переходов и изменение распределения дефектов вследствие миграции ионов Na отразилось в электрической проводимости NaNbO₃ [8]. Температуры аномалий электропроводности и диэлектрической проницаемости ниже 120 К близки к температурам структурных фазовых переходов и вызваны динамикой доменов, которая происходит в окрестности фазового перехода [9].

Двойные оксиды со структурой пирохлора обнаруживают ряд низкотемпературных магнитных и электрических фазовых переходов. Например, переходы в состояние спинового стекла в $Y_2Mo_2O_7$ и спиновой жидкости в $Tb_2Ti_2O_7$, разупорядоченный спиновый лед в $Ho_2Ti_2O_7$ и $Dy_2Ti_2O_7$, упорядоченный спиновый лед в $Tb_2Sn_2O_7$, сверхпроводимость в $Cd_2Re_2O_7$ [10]. Эти физические свойства материалов, проявляющиеся при экстремально низких температурах, являются одним из актуальных направлений физики конденсированного состояния.

В висмут содержащих сложных оксидах, например в недопированном $Bi_{13}Mo_5O_{34\pm\delta}$ и замещенных, наблюдается переход из триклинной в моноклинную модификацию с увеличением температуры. В образце $Bi_{13}Mo_{4.9}Fe_{0.1}O_{34\pm\delta}$ при повышении температуры происходит разупорядочение молибден-кислородных полиэдров. Подобные перегруппировки в подрешетке кислорода могут приводить к отклонению параметров структуры от линейных зависимостей в области высоких температур, а также к изменению физико-химических свойств, что наблюдалось для всех составов рассматриваемых твердых растворов. При наличии фазовых переходов из моноклинной в триклинную модификацию на политермах проводимости фиксируется изменение наклона зависимостей. Низкотемпературный интервал в политермах характеризует-

ся наибольшими значениями энергии активации $E_{act} = 0,9 - 1,3$ eV. Совместный анализ результатов импедансных и структурных исследований показал, что изменение проводимости материалов в высокотемпературном и среднетемпературном интервале соотносятся с изменениями в кислородной подрешетке оксидов в рамках моноклинной модификации. Это связано с разу-порядочением кислородных полиэдров. Зависимость электропроводности от концентрации допанта имеет параболический вид с максимумом. При этой концентрации структура характеризуется наибольшими искажениями и существенно разупорядочена. Лучшим по проводящим характеристикам является Bi₁₃Mo_{4.7}Fe_{0.3}O_{34±δ} [11].

Катионное легирование меняет структуру пирохлора и основные физические свойства соединений, поскольку структурные и физические свойства коррелируют между собой. Эта группа соединений может быть потенциально востребованной в качестве материалов для электрохимических устройств, электронных устройств нового поколения вследствие относительно невысоких температур синтеза допированных титанатов висмута и значительного повышения их термической стабильности. Возможность распределения атомов допирующих элементов по двум эквивалентным кристаллографическим позициям увеличивает вариативность свойств соединений, обусловленную различной природой допирующего элемента, влияет на дефектность катионной и анионной подрешеток, транспортные свойства ионов (в частности подвижного кислорода O').

Допирование титаната висмута $Bi_2Ti_2O_7$ [12] атомами железа приводит к уменьшению величины E_g от 2,83 eV для $Bi_2Ti_2O_7$ до 2,43 eV ($Bi_2Ti_2O_7$ с добавлением 1 % Fe). Уменьшение величины энергии запрещенной зоны объясняется тем, что атомы железа могут распределяться в A и B позиции. За счет распределения их в позициях титана уменьшается мобильность дырок и электронов. В соединениях $Bi_2Ti_{2-x}M_xO_7$ замещенных d-элементами (где M = V, Cr, Mn, Fe, Ni,) с x = 0,5 при распределении атомов 3d-элементов в позициях титана в запрещенной зоне появляется примесный уровень. При замещении титана железом уровень располагается ближе к потолку валентной зоны, при замещении хромом – ближе ко дну зоны проводимости. Железосодержащие титанаты висмута $Bi_{1,6}Fe_xTi_2O_{7-\delta}$ (x $\leq 0,4$) проявляют в большей части электронную проводимость.

Гетеровалентное замещение ионов Bi^{3+} и Sn^{4+} в $Bi_2Sn_2O_7$ приводит к изменению температуры $\alpha \rightarrow \beta$ перехода [1; 13–16] и может привести к дальнейшему понижению кристаллической симметрии. Замещение ионов Sn^{4+} ионами Fe^{3+} индуцирует искажения кристаллической структуры и с ростом концентрации приводит к фазовым переходам типа смещения. Так, в $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$ с концентраций х = 0,2 при T = 140 К обнаружен переход из моноклинной в триклинную симметрию [17].

Отсутствие центра инверсии в пиростаннате висмута является предпосылкой существования ферроэлектрического порядка при низких температурах. Теоретические расчеты, проведенные из первых принципов, подтверждают это предположение [1]. В $Bi_2(Sn_{0,8}Fe0,2)_2O_7$ обнаружено магнитоэлектрическое (МЭ) взаимодействие до 300 К [18]. Внешнее электрическое поле приводит к деформации кристаллической решетки и образованию электрической поляризации. Индуцируемая магнитным полем электрическая поляризация является четной функцией магнитного поля, за исключением области структурного фазового перехода 140–160 К, где преобладает линейный магнитоэлектрический эффект. Индуцированная магнитным полем электрическая поляризация уменьшается при нагревании.

Цель работы: определить температурный интервал образования миграционной электронной поляризации, которая проявится в диэлектрических свойствах, и установить индуктивный вклад электронов в реактивное сопротивление, связанный с объемным зарядом в образце $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$, x = 0; 0,1; 0,2.

Методика эксперимента

Синтез $Bi_2Sn_{2-x}Fe_xO_7$, x = 0,1; 0,2 осуществлялся методом твердофазной реакции. Синтезированные образцы соответствуют моноклинной ячейке Рс в α -фазе $Bi_2Sn_2O_7$ [18].

Исследования электрических свойств выполнены четырехзондовым методом на электрометре 6517 В в температурной области 100–600 К. Импеданс, емкость и тангенс угла потерь измерены на анализаторе компонентов AM-3028 в интервале частот 1–300 kHz и температур 100–600 К.

1. Диэлектрическая проницаемость

Спектральные и температурные зависимости диэлектрических констант можно использовать для обнаружения дипольного электрического момента и определения его характеристик, даже когда речь идет о локальном дипольном моменте в малых кластерах без дальнего дипольного порядка. Диэлектрические характеристики отражают также информацию о зарядовом транспорте и процессах зарядового упорядочения [19–23].

Температурная зависимость диэлектрической проницаемости $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$, x = 0,1 и 0,2 представлена на рис. 1. Реальная часть диэлектрической проницаемости для x = 0,1 (рис. 1, *a*) имеет два максимума Re(ε) при температурах ~270–280 и ~640 К. Первый максимум связан с локализацией электронов при T = 280 К и второй при T = 640 К со структурным переходом с потерей центра инверсии. Изменение диэлектрической проницаемости (ε (T = 280 K) – ε (T = 100 K)) / ε (T = 100 K) при 280 К растет с понижением частоты и достигает 3 % при 1 kHz.



Рис. 1. Температурная зависимость реальной части диэлектрической проницаемости Bi₂ (Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇: a − x = 0,1; кривая *l* соответствует 1 kHz; 2 − 5 kHz; 3 − 10 kHz; 4 − 50 kHz; 5 − 100 kHz; 6 − 300 kHz; 6 − x = 0,2; кривая *l* соответствует 1 kHz; 2 − 5 kHz; 3 − 10 kHz; 4 − 50 kHz; 5 − 100 kHz; 6 − 300 kHz. Пунктирные линии соответствуют теоретическим расчетам в модели Дебая (1.1)

Fig. 1. Temperature dependence of the real part of the dielectric permittivity Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇: a - x = 0.1; curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz;
6 - 300 kHz; b - x = 0.2, curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz;
6 - 300 kHz. Dashed lines correspond to the theoretical calculations in the Debye model (1.1)

Температурные зависимости мнимой части диэлектрической проницаемости Im(T) для x = 0,1 (рис. 2, *a*) также имеют аномалию в виде широких максимумов диэлектрических потерь в этой области температур. Диэлектрическую восприимчивость опишем в модели Дебая:

$$\operatorname{Re}(\varepsilon) = \varepsilon_0 + A / (1 + (\omega \tau_1)^2) + B / (1 + (\omega \tau_2)^2), \qquad (1.1)$$

$$\operatorname{Im}(\varepsilon) = \operatorname{A}\omega\tau_1 / (1 + (\omega\tau_1)^2) + \operatorname{B}\omega\tau_2 / (1 + (\omega\tau_2)^2), \tag{1.2}$$

где $\tau_{1,2} = \tau_{01,2} \exp(-\Delta E_{1,2} / kT)$ – время релаксации; ΔE – энергия активации. Подгонка к экспериментальным данным дает две энергии $\Delta E_1 = 1700$ К и $\Delta E_2 = 6400$ К.

С увеличением концентрации ионов железа до x = 0,2 меняется вид кривых диэлектрической проницаемости. Температурная зависимость действительной части диэлектрической проницаемости (рис. 2, δ) имеет максимум при T = 140 K, который подтверждает наличие структурного перехода в триклинную симметрию [17]. Структурный фазовый $\alpha \rightarrow \beta$ переход для x = 0,2 смещается в сторону меньших температур до T = 350 K. Диэлектрические потери в Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇ c x = 0,2

(рис. 2, *б*) максимальны в этой области температур, интенсивность которых уменьшается с ростом частоты Эти экспериментальные результаты согласуется со смягчением ИК мод, аномалиями на кривых температурных зависимостей коэффициентов теплового расширения и затухания звука [17]. В β-фазе происходит переход с потерей центра инверсии при 640 К, который также проявляется в аномальном росте диэлектрической проницаемости и описывается в модели Дебая.



Рис. 2. Температурная зависимость мнимой части диэлектрической проницаемости $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$: a - x = 0,1; кривая *l* соответствует 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; $\delta - x = 0,2$; кривая *l* соответствует 5 kHz; 2 - 10 kHz; 3 - 50 kHz; 4 - 100 kHz. Пунктирные линии соответствуют теоретическим расчетам в модели Дебая (1.2)

Fig. 2. Temperature dependence of the imaginary part of Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇ dielectric constant:
a - x = 0,1, curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz;
b - x = 0.2; curve *l* corresponds to 5 kHz; 2 - 10 kHz; 3 - 50 kHz; 4 - 100 kHz.
Dashed lines correspond to the theoretical calculations in the Debye model (1.2)

На частоте 300 kHz мнимая часть диэлектрической проницаемости слабо зависит от температуры для x = 0,2. Это связано с электронной миграционной поляризацией, которая обусловлена межзеренными границами в поликристаллическом образце. Электроны делокализуются в некоторой области (на межзеренных границах) и с ростом температуры радиус локализации электронов и поляризация увеличиваются.

2. Импеданс

Импедансная спектроскопия позволяет оценить емкостной и индуктивный вклад носителей тока в образцах [24–26]. Импеданс рассчитан по формуле $Z^2 = R^2 + X^2$, где R – активное сопротивление; X – реактивное сопротивление, которое имеет емкостную $X_C = 1 / wC$ и индуктивную $X_L = wL$ составляющие. Температурные зависимости нормированного реактивного сопротивления $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$, x = 0,1 и 0,2 представлены на рис. 3. Температуры скачка мнимой части импеданса Im(Z) / Im(Z(T = 80 K)) на 6–8 % при 220 К для x = 0,1 и изменение g-фактора совпадают (рис. 3, *a*). При температуре T = 215 К величина g-фактора увеличилась на 1 % (вставка, рис. 3, *a*) и ширина линии ЭПР резко возрастет с понижением температуры [18].

Отличие температурного поведения реактивного сопротивления $X_{L,C}$ от емкостного X_c (рис. 3, *a*) указывает на индуктивный вклад, который дает информацию о динамической магнитной восприимчивости $\chi(\omega)$. Так индуктивность (L) пропорциональна магнитной проницаемости (μ), L ~ $\mu = 1 + \chi$ и $\Delta X_L = \chi_{\omega}(T) - \chi_{\omega}(T = 80 \text{ K})$. Для x = 0,1 емкостное сопротивление практически не зависит от температуры на высоких частотах. При последовательном соединении X_L и X_C изменение реактивного сопротивления $\Delta X_{L,C} = X_L$ (T) – $X_C(T) - X_L(T = 80 \text{ K}) - X_C(T = 80 \text{ K}) = X_L(T) - X_L(T = 80 \text{ K}) = \chi_{\omega}(T) - \chi_{\omega}(T = 80 \text{ K})$ вызвано ростом динамической магнитной восприимчивости в результате появления электронов на поверхности Ферми и парамагнитного вклада. Паулевская восприимчивость не зависит от температуры, что качественно согласуется с экспериментальными данными. Скачок в реактивном сопротивлении при 360 К вызван увеличением концентрации электронов на поверхности Ферми на одни процент.



Рис. 3. Температурная зависимость приведенного импеданса и приведенной емкости $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$: a - x = 0,1; кривая l соответствует 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz. На вставке приведена температурная зависимость g-фактора для x = 0,1; $\delta - x = 0,2$; кривая lсоответствует 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz

Fig. 3. Temperature dependence of reduced impedance and reduced capacity $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$: a - x = 0.1, curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz; the insert shows the temperature dependence of the g-factor for x = 0.1; b - x = 0.2; curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz

На температурной зависимости импеданса $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$, x = 0,2 имеется аномалия в виде минимума Z''/Z' (T = 80 K) в окрестности $T_{min} = 310$ K, которая уменьшается с увеличением частоты на 2 порядка. Температура T_{min} практически не зависит от частоты. Уменьшение импеданса в интервале 260–310 K происходит за счет индуктивного сопротивления, так как емкостное сопротивление практически не зависит от температуры в этом интервале. Локализация электронов в этой области температур приводит к уменьшению концентрации электронов на поверхности Ферми и к уменьшению вклада в парамагнитную восприимчивость $X_{(L,C)} = \chi_{\omega}(T) - \chi_{\omega}(T = 80 \text{ K}) ~ -0,03$. Это подтверждается наличием широкого максимума на температурной зависимости активного сопротивления (рис. 4, δ) при 260–340 K. Нагрев до 400 K снова приводит к локализации носителей заряда, росту емкости, независимости сопротивления от температуры и уменьшения парамагнитного вклада электронов в магнитную восприимчивость. Такое необычное температурное поведение импеданса связано с наличием полиморфных переходов [27–28], сосуществования кристаллических доменов с разными фазами, в которых локализуются носители тока [29–30].

При замещении ионов олова железом, $\alpha \rightarrow \beta$ переход растягивается по температуре. Так, на температурной зависимости коэффициента затухания звука Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇, x = 0,2 имеются аномалии при T = 350 и 400 K, которые согласуются с аномалиями на температурной зависимости коэффициента теплового расширения образца в интервале 320–380 K. Часть доменов, содержащих ионы железа, начинают переходить в β-фазу при T = 350 K [17]. Выше 460 K уменьшение импеданса в Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇, x = 0,1 и 0,2 обусловлено ростом емкости в результате релаксационной проводимости.

Температурные зависимости сопротивления на переменном токе $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$, x = 0,1 и 0,2 приведены на рис. 4 для ряда частот от 1 до 300 kHz. Активное сопротивление для x = 0,1 имеет небольшие скачки при температуре T = 220 K и для x = 0,2 широкий максимум в интервале 260–360 K (рис. 4, δ). Этот аномальный участок R(T) коррелирует с широким максимумом в температурной зависимости диэлектрической проницаемости, который мы связываем с поэтапным переходом соединения в β -фазу. В этом же интервале температур наблюдается смягчение ИК моды на частоте 510–540 см⁻¹, отвечающие за растягивающие колебания Bi-O'-связи [17].



Рис. 4. Температурная зависимость сопротивления на переменном токе $Bi_2(Sn_{1-x}Fe_x)_2O_7$: a - x = 0,1; кривая *l* соответствует 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz; 6 - x = 0,2; кривая *l* соответствует 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz. Сплошные линии соответствуют теоретическим расчетам (2.1)

Fig. 4. Temperature dependence of the resistance at alternating current Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇:
a - x = 0.1; curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz; b - x = 0.2; curve *l* corresponds to 1 kHz; 2 - 5 kHz; 3 - 10 kHz; 4 - 50 kHz; 5 - 100 kHz; 6 - 300 kHz. Solid lines correspond to theoretical calculations

В области высоких температур сопротивление на переменном токе резко возрастает для двух концентраций. Активное сопротивление характеризует поглощение электромагнитного излучения, и его можно описать в модели Дебая:

$$\operatorname{Re}(Z) = A \,\omega\tau \,/\,(1 + (\omega\tau)^2), \tag{2.1}$$

где время релаксации описывается законом Аррениуса $\tau = \tau_0 \exp(-\Delta E / kT)$ с $\Delta E = 6400$ К. Максимум поглощения достигается в области фазового перехода с потерей центра инверсии, что подтверждается данными дифференциальной сканирующей калориметрии (ДСК), выполненными для соединений Bi₂(Sn_{1-x}Cr_x)₂O₇, x = 0 – 0,1. ДСК обнаруживают размазанные экзо- и эндоэффекты в районе 600 и 646 К [19]. Модель Дебая удовлетворительно описывает температурную зависимость сопротивления выше 400 К. Максимумы на теоретических кривых при T > 600 К связаны с фазовым переходом с потерей центра инверсии, T_{max} увеличивается с ростом частоты [17].

Заключение

В пиростаннате висмута Bi₂(Sn_{1-x}Fe_x)₂O₇, x = 0,1 изменение g-фактора при 220 К связано с индуктивным вкладом электронов в импеданс и ростом Паулевского вклада в парамагнитную восприимчивость. Аномалия в диэлектрической проницаемости при 280 К связана с локализацией носителей тока. Выше этой температуры проводимость имеет активационный характер. В окрестности 360 К найден растянутый $\alpha \rightarrow \beta$ переход с сосуществованием фаз, который сопровождается ростом динамической парамагнитной восприимчивости. В Bi₂(Sn_{0,8}Fe_{0,2})₂O₇ обнаружен индуктивный вклад в импеданс в окрестности смены типа проводимости с туннельного на активационный тип и в орторомбической β-фазе.

Библиографические ссылки

1. Polymorphism in $Bi_2Sn_2O_7$ / R. D. Shannon, J. D. Bierlein, J. L. Gillson et al. // J. Phys. Chem. Solids. 1980. Vol. 41, Is. 2. P. 117–122.

2. Ferroelectricity in oxides of fluorite structure / Cook W. R., J. r. and Jaffe H. // Phys. Rev. 1952. Vol. 88. P. 1426.

3. Colossal magnetoresistance without Mn^{3+}/Mn^{4+} double exchange in the stoichiometric pyrochlore $Tl_2Mn_2O_7 / M$. A. Subramanian, B. H. Toby, A. P. Ramirez et al. // Science. 1996. Vol. 273, No. 5271. P. 81–84.

4. Electrical and Dielectrical Propeties of Gas- Sensor Resistive Type Bi₂Sn₂O₇ / L. V. Udod, N. S. Maxim, S. S. Aplesnin, M. S. Molokeev // Solid State Phenomena. 2014. Vol. 215. P. 503–506.

5. The local structure and the nature of phase transitions in KNbO₃ / V. A. Shuvaeva, K. Yanagi, K. Yagi et al. // Solid State Communications. 1998. Vol. 106, No. 6. P. 335–339.

6. Crystal structure of the electric-field-induced ferroelectric phase of NaNbO₃ / V. A. Shuvaeva, M. Yu. Antipin, S. V. Lindeman et al. // Ferroelectrics. 1993. Vol. 141. P. 307–311.

7. Modulated phases in NaNbO₃: Raman scattering, synchrotron x-ray diffraction, and dielectric investigations / Yu. I. Yuzyuk, P. Simon, E. Gagarina et al. // Journal of Physics Condensed Matter. 2005. Vol. 17, No. 33. P. 4977–4990.

8. Nano-scale chemical and structural segregation induced in surface layer of NaNbO₃ crystals with thermal treatment at oxidising conditions studied by XPS, AFM, XRD, and electric properties tests / A. Molak, M. Pawelczyk, J. Kubacki, K. Szot // Phase Transit. 2009. Vol. 82, Is. 9. P. 662–682.

9. Macutkevic J., Molak A., Banys J. Dielectric Properties of NaNbO₃ / Ceramics // Ferroelectrics. 2015. Vol. 479. P. 48–55.

10. Gardner J. S., Gingras M. J. P., Greedan J. E. Magnetic pyrochlore oxides // Rev. Mod. Phys. 2010. Vol. 82, No. 1. P. 53–107.

11. Кислородно-ионные проводники на основе замещенных молибдатов висмута с колончатыми структурными фрагментами / З. А. Михайловская, Е. С. Буянова, С. А. Петрова и др. // Электрохимия 2013. Т. 49, No. 7. С. 738–744.

Band-engineering bismuth titanate pyrochlores for visible light photocatalysis / S. Murugesan,
 M. N. Huda, Y. Yan et al. // J. Phys. Chem. Solids. 2010. Vol. 114. P. 10598–10605.

13. Bi₂(Sn_{0.95}Cr_{0.05})₂O₇: Structure, IR spectra, and dielectric properties / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov, N. P. Shestakov // Ceramics International. 2016. Vol. 42. P. 5177–5183.

14. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate $Bi_2(Sn_{0.85}Cr_{0.15})_2O$ // Ceramics International. 2018. Vol. 44. P. 1614–1620.

15. Dipole glass in chromium-substituted bismuth pyrostannate / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov et al. // Mater. Res. Express. 2018. Vol. 5. P. 115202.

16. Магнитные диэлектрические и транспортные свойства пиростанната висмута Bi₂(Sn_{0.9}Mn_{0.1})₂O₇ / С. С. Аплеснин, Л. В. Удод, М. Н. Ситников и др. // Физика твердого тела. 2017. Т. 59, вып. 11. С. 2246–2251.

17. Phase transitions in bismuth pyrostannate upon substitution of tin by iron ions / L. V. Udod, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // Journal of Alloys and Compounds. 2019. Vol. 804. P. 281–287.

18. Magnetodielectric Effect and Spin State of Iron Ions in Substituted Bismuth Pyrostannate / L. V. Udod, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // Eur. Pphy. J. Plus. 2020. Vol. 135. P. 776.

19. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate $Bi_2Sn_2O_7$ / L. V. Udod, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, M. S. Molokeev // Physics of the Solid State. 2014. Vol. 56, Is. 7. P. 1315–1319.

20. Magnetic, dielectric, and transport properties of bismuth pyrostannate $Bi_2(Sn_{0.9}Mn_{0.1})_2O_7$ / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov et al. // Physics of the Solid State. 2017. Vol. 59, Is. 11. P. 2268–2273.

21. Enhancement of the magnetocapacitance effect in an external electric field in La xBi1-xFeO3 films / S. S. Aplesnin, V. V. Kretinin, A. M. Panasevich, K. I. Yanushkevich // Journal of Experimental and Theoretical Physics. 2015. Vol. 121, Is. 3. P. 422–428.

22. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. Magnetocapacitance effect in $Gd_xMn_{1-x}S$ // Physics of the Solid State 2016. Vol. 58, Is. 6. P. 1148–1153.

23. Influence of cation substitution on dielectric and electric properties of bismuth stannates $Bi_2Sn_{1.9}Me_{0.1}O_7$ (Me = Cr, Mn) / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, Y. Y. Loginov et al. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 467, Is. 1. P. 012014.

24. Magnetoresistance, magnetoimpedance, magnetothermopower, and photoconductivity in silver-doped manganese sulfides / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, L. V. Udod et al. // Journal of Applied Physics. 2019. Vol. 125, Is. 17. P. 175706.

25. Influence of Induced Electrical Polarization on the Magnetoresistance and Magnetoimpedance in the Spin-Disordered $Tm_xMn_{1-x}S$ Solid Solution / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al. // Physica Status Solidi (B) Basic Research. 2019. Vol. 256, Is. 10. P. 1900043.

26. Magnetoimpedance and magnetocapacitance of anion-substituted manganese chalcogenides / S. S. Aplesnin, O. B. Romanova, V. V. Korolev et al. // Journal of Applied Physics. 2017. Vol. 121,

Is. 7. P. 075701.

27. Polymorphism in $MnSe_{1-x}Te_x$ thin-films / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // Solid State Communications. 2019. Vol. 287. P. 72–76.

28. Корреляция магнитных и транспортных свойств с полиморфными переходами в пиростаннате висмута $Bi_2(Sn_{1-x}Cr_x)_2O_7 / C. С. Аплеснин, Л. В. Удод, М. Н. Ситников и др. // Физика твердого тела. 2015. Т. 57, вып. 8. С. 1590–1595.$

29. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate $Bi_2(Sn_{0.85}Cr_{0.15})_2O_7$ // Ceramics International. 2018. Vol. 44, Is. 2. P. 1614–1620.

30. Mott N. F., Davis E. F. Electronic Processes in Non-Crystalline Materials. Oxford, 1971.

Refenrences

1. Shannon R. D., Bierlein J. D., Gillson J. L., Jones G. A., Sleight A. W. Polymorphism in Bi₂Sn₂O₇. *J. Phys. Chem. Solids.* 1980, Vol. 41, Is. 2, P. 117–122.

2. Cook W. R., J. r. and Jaffe H. Ferroelectricity in oxides of fluorite structure. *Phys. Rev.* 1952, Vol. 88, P. 1426.

3. Subramanian M. A., Toby B. H., Ramirez A. P., Marshall W. J., Sleight A. W., Kwei G. H. Colossal magnetoresistance without Mn^{3+}/Mn^{4+} double exchange in the stoichiometric pyrochlore $Tl_2Mn_2O_7$. *Science*. 1996, Vol. 273, No. 5271, P. 81–84.

4. Udod L. V., Maxim N. S., Aplesnin S. S., Molokeev M. S. Electrical and Dielectrical Propeties of Gas- Sensor Resistive Type Bi₂Sn₂O₇. *Solid State Phenomena*. 2014, Vol. 215, P. 503–506.

5. Shuvaeva V. A., Yanagi K., Yagi K., Sakaue K., Terauchi H. The local structure and the nature of phase transitions in KNbO₃. *Solid State Communications*. 1998, Vol. 106, No. 6, P. 335–339.

6. Shuvaeva V. A., Antipin M. Yu., Lindeman S. V. et al. Crystal structure of the electric-fieldinduced ferroelectric phase of NaNbO₃. *Ferroelectrics*. 1993, Vol. 141, P. 307–311.

7. Yuzyuk Yu. I., Simon P., Gagarina E., Hennet L., Thiaudière D., Torgashev V. I., Raevskaya S. I., Raevskii I. P., Reznitchenko L. A., Sauvajol J. L. Modulated phases in NaNbO₃: Raman scattering, synchrotron x-ray diffraction, and dielectric investigations. *Journal of Physics Condensed Matter*. 2005, Vol. 17, No. 33, 4977-4990.

8. Molak A., Pawelczyk M., Kubacki J., Szot K. Nano-scale chemical and structural segregation induced in surface layer of NaNbO₃ crystals with thermal treatment at oxidising conditions studied by XPS, AFM, XRD, and electric properties tests. *Phase Transit.* 2009, Vol. 82, Is. 9, P. 662–682.

9. Macutkevic J., Molak A., Banys J. Dielectric Properties of NaNbO3 Ceramics. *Ferroelectrics*. 2015, Vol. 479, P. 48–55.

10. Gardner J. S., Gingras M. J. P., Greedan J. E. Magnetic pyrochlore oxides. *Rev. Mod. Phys.* 2010, Vol. 82, No. 1, P. 53–107.

11. Mikhaylovskaya Z. A., Buyanova E. S., Petrova S. A. et al. [Oxygen-ion conductors based on substituted bismuth molybdates with columnar structural fragments]. *Elektrokhimiya*. 2013, Vol. 49, No. 7, P. 738–744 (In Russ.).

12. Murugesan S., Huda M. N., Yan Y., Al-Jassim M. M., Subramanian V. R. Band-engineering bismuth titanate pyrochlores for visible light photocatalysis. *J. Phys. Chem. Solids.* 2010, Vol. 114, P. 10598–10605.

13. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Shestakov N. P. Bi₂(Sn_{0.95}Cr_{0.05})₂O₇: Structure, IR spectra, and dielectric properties. *Ceramics International*. 2016, Vol. 42, P. 5177–5183.

14. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate Bi₂(Sn_{0.85}Cr_{0.15})₂O. *Ceramics International.* 2018, Vol. 44, P. 1614–1620.

15. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Kretinin V. V., Molokeev M. S., Mironova-Ulmane N. Dipole glass in chromium-substituted bismuth pyrostannate. *Mater. Res. Express.* 2018, Vol. 5, P. 115–202.

16. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Molokeev M. S., Tarasova L. S., Yanushkevich K. I. [Magnetic dielectric and transport properties of Bismuth pyrostannate Bi₂(Sn_{0.9}Mn_{0.1})₂O₇]. *Fizika tver-dogo tela*. 2017, Vol. 59, Is. 11, P. 2246–2251 (In Russ.).

17. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B., Molokeev M. N. Phase transitions in bismuth pyrostannate upon substitution of tin by iron ions. *Journal of Alloys and Compounds*. 2019, Vol. 804, P. 281–287.

18. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B., Bayukov O. A., Vorotinov A. M., Velikanov D. A., Patrin G. S. Magnetodielectric Effect and Spin State of Iron Ions in Substituted Bismuth Pyrostannate. *Eur. Phy. J. Plus.* 2020, Vol 135, P. 776.

19. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Molokeev M. S. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate Bi₂Sn₂O₇. *Physics of the Solid State*. 2014, Vol. 56, Is.7, P. 1315–1319.

20. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Molokeev M. S., Tarasova L. S., Yanushkevich K. I. Magnetic, dielectric, and transport properties of bismuth pyrostannate Bi₂(Sn_{0.9}Mn_{0.1})₂O₇. *Physics of the Solid State*. 2017, Vol. 59, Is. 11, P. 2268–2273.

21. Aplesnin S. S., Kretinin V. V., Panasevich A. M., Yanushkevich K. I. Enhancement of the magnetocapacitance effect in an external electric field in La xBi1-xFeO3 films. *Journal of Experimental and Theoretical Physics*. 2015, Vol. 121, Is. 3, P. 422–428.

22. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. Magnetocapacitance effect in $Gd_xMn_{1-x}S$. *Physics of the Solid State*. 2016, Vol. 58, Is. 6, P. 1148–1153.

23. Aplesnin S. S., Udod L. V., Loginov Y. Y., Kretinin V. V., Masyugin A. N. Influence of cation substitution on dielectric and electric properties of bismuth stannates $Bi_2Sn_{1.9}Me_{0.1}O_7$ (Me = Cr, Mn). *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, Vol. 467, Is. 1, P. 012014.

24. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Kretinin V. V., Yanushkevich, K. I., Velikanov D. A. Magnetoresistance, magnetoimpedance, magnetothermopower, and photoconductivity in silver-doped manganese sulfides. *Journal of Applied Physics*. 2019, Vol. 125, Is. 17, P. 175706.

25. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Masyugin A. N., Kretinin V. V., Fisenko O. B., Gorev M. V. Influence of Induced Electrical Polarization on the Magnetoresistance and Magnetoimpedance in the Spin-Disordered Tm_xMn_{1-x}S Solid Solution. *Physica Status Solidi (B) Basic Research*. 2019, Vol. 256, Is. 10, P. 1900043.

26. Aplesnin S. S, Romanova O. B., Korolev V. V., Sitnikov M. N., Yanushkevich K. I. Magnetoimpedance and magnetocapacitance of anion-substituted manganese chalcogenides. *Journal of Applied Physics*. 2017, Vol. 121, Is. 7, P. 075701. 27. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Masyugin A. N., Yanushkevich K. I. Polymorphism in MnSe_{1-x}Te_x thin-films. *Solid State Communications*. 2019, Vol. 287, P. 72–76.

28. Aplesnin S. C., Udod L. V., Sitnikov M. N., Eremin E. V., Molokeev M. S., Tarasova L. S., Yanushkevich K. I., Galyas A. I. [Correlation of magnetic and transport properties with polymorphic transitions in bismuth pyrostannate]. *Fizika tverdogo tela*. 2015, Vol. 57, Is. 8, P. 1590–1595 (In Russ.).

29. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate $Bi_2(Sn_{0.85}Cr_{0.15})_2O_7$. *Ceramics International*. 2018, Vol. 44, Is. 2, P. 1614–1620.

30. Mott N. F., Davis E. F. Electronic Processes in Non-Crystalline Materials. Oxford, 1971.

🚾 Удод Л. В., Аплеснин С. С., Абдельбаки Х., Коновалов С. О., 2022

Абдельбаки Хишем – аспирант кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: abdel.hichem@outlook.fr.

Коновалов Степан Олегович – аспирант кафедры; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: oleg@yandex.ru.

Udod Lyubov Viktorovna – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Physics; Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS. E-mail: luba@iph.krasn.ru.

Aplesnin Sergey Stepanovich – Dr. Sc., Professor of the Department of Physics Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

Abdelbaki Hishem – post-graduate student of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: abdel.hichem@outlook.fr.

Konovalov Stepan Olegovich – post-graduate student of the department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: oleg@yandex.ru.

Удод Любовь Викторовна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: luba@iph.krasn.ru.

Аплеснин Сергей Степанович – доктор физико-математических наук, профессор кафедры физики; Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.