

ISSN 2712-8970



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

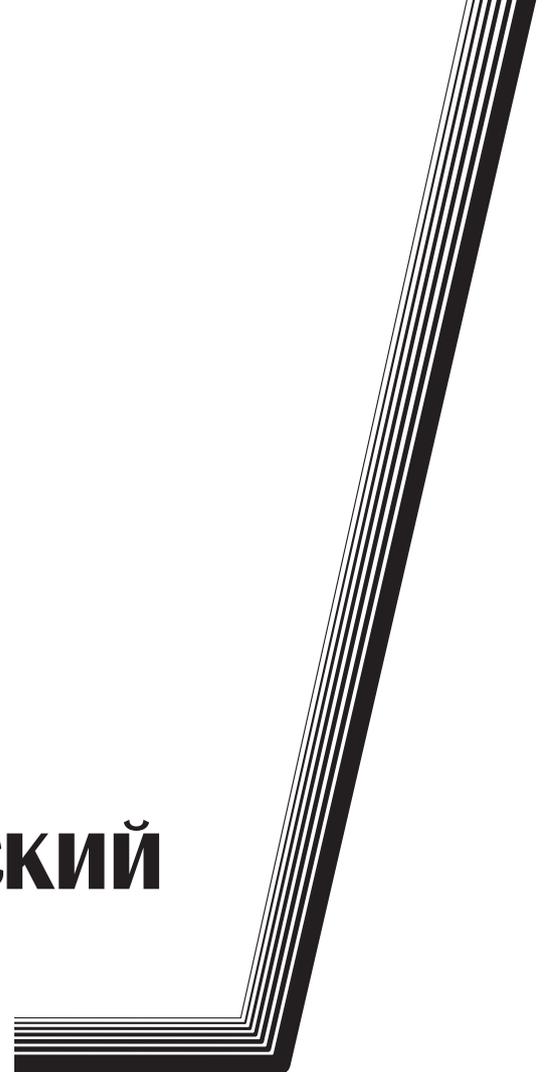
Том
Vol. 25, № 2

КРАСНОЯРСК 2024

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 25, № 2

Красноярск 2024



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 25, № 2

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

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

Казаковцев Л. А., доктор технических наук,
профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

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

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

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

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

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

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

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

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

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 25, No 2

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

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

EDITORIAL BOARD

Galeev R. G., Dr.Sc.

(JSC "NPP "Radiosvyaz")

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

(ISS-Reshetnev Company)

Kazakovtsev L. A., Dr.Sc., Professor

(Reshetnev University)

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

(Reshetnev University)

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

(Irkutsk State Transport University)

Maksimov I. A., Dr.Sc.

(ISS-Reshetnev Company)

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

(Reshetnev University)

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

(SDTB Nauka KSC SB RAS)

Sadovsky V. M., Corresponding Member

of the Russian Academy of Sciences,

Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

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

(Reshetnev University)

Silchenko P. N., Doctor of Technical

Sciences, Professor (SibFU)

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

(Reshetnev University)

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

(Irkutsk State Transport University)

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

(ISS-Reshetnev Company)

Shaidurov V. V., Corresponding Member

of the Russian Academy of Sciences,

Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS)

EDITORIAL COUNCIL

Vasiliev S. N., Academician of the Russian

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

Degermendzhi A. G., Academician

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

Professor (Krasnoyarsk)

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

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

Mironov V. L., Corresponding Member

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

Professor (Krasnoyarsk)

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

Testoedov N. A., Academician of the Russian

Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor

(Zheleznogorsk)

Shabanov V. F., Academician of the Russian

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

«Сибирский аэрокосмический журнал» является научным, производственно-практическим рецензируемым изданием. Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС 77-80539 от 01.03.2021 г. выдано Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор).
ISSN 2712-8970

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» — 39263.
Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Входит в перечень журналов ВАК по следующим научным специальностям:

1.2.2 Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (технические науки);

1.2.2 Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ (физико-математические науки);

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

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

2.3.7 Компьютерное моделирование и автоматизация проектирования (физико-математические науки);

2.3.7 Компьютерное моделирование и автоматизация проектирования (технические науки);

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

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

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

Учредитель и издатель

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

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

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

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

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

Оригинал-макет и верстка Л. В. ЗВОНАРЕВОЙ
Подписано в печать 13.06.2024. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 12,09.
Уч.-изд. л. 13,5. Тираж 100 экз. Заказ 3442. С 951/24.

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: 28.06.2024. Свободная цена

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

2.3.7 Computer modeling and design automation (technical sciences);

2.5.13 Design, construction and production of aircraft (technical sciences);

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

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

An online version can be viewed at <http://www.elibrary.ru>

Siberian Aerospace Journal should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

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

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

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

Signed (for printing): 13.06.2024. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 12,09. Published sheets 13,5.
100 copies. Order 3442. С 951/24.

Printing and Publication Department
Reshetnev University.

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

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

Date of publication: 28.06.2024. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Сенашов В. И. <i>m</i> -аперiodические слова над трехбуквенным алфавитом	176
Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Черпанова О. Н., Лукьянов С. В. Один класс решений уравнений идеальной пластичности	182

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Гришин А. А. Обеспечение долговечности и надежности контактных колец токосъемных устройств при работе в упруго-пластическом состоянии	190
Елисеев Д. В., Графодатский О. С., Иванов В. В., Максимов И. А., Молчанов К. В., Прокопьев В. Ю. Результаты мониторинга радиационной обстановки на средней круговой орбите	202
Есина П. А., Корнев В. М. Использование принципа гравитационной стабилизации и ориентации при проектировании малых космических аппаратов	214
Климовский Д. А., Журавлев В. Ю. Уточнение границ зоны пластических деформаций диафрагмы топливного бака	223
Кольга В. В., Рундау Н. С. Исследование параметров движения входа космического аппарата в атмосферу	233

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Карабонцева М. В., Брижинская Н. В., Левко В. А. Автоматизация контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес при помощи координатно-измерительных машин	248
Семенуха О. В., Воронина С. Ю., Фесик С. А. Исследование влияния гибридного наполнителя на тензочувствительность наноконпозиционного материала	256
Ситников М. Н., Харьков А. М., Аплеснин С. С. Термоэмиссионный и пироэлектрический ток в халькогенидах марганца	264

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

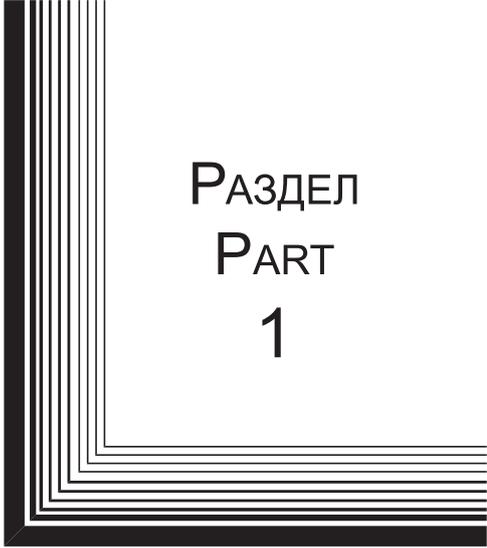
Senashov V. I. <i>m</i> -aperiodic words on three-letter alphabet	176
Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N., Lukyanov S. V. One class of solutions to the equations of ideal plasticity	182

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Grishin A. A. Ensuring durability and reliability of contact rings of current collection devices when working in elastic-plastic state	190
Eliseev D. V., Grafodatskij O. S., Ivanov V. V., Maksimov I. A., Molchanov K. V., Prokopyev V. Y. Results of monitoring the radiation environment in medium circular orbit	202
Esina P. A., Kornev V. M. Using the principle of gravitational stabilization and orientation in the design of small spacecraft	214
Klimovskiy D. A., Zhuravlev V. Yu. Clarification of the plastic deformations zone borders for the fuel tank diaphragm	223
Kolga V. V., Runda N. S. Research of the motion parameters of the entry of a spaceplane into the atmosphere	233

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Karabontseva M. V., Brizhinskaya N. V., Levko V. A. Automation of control of geometrical characteristics of worm and bevel gears by means of coordinate measuring	248
Semenukha O. V., Voronina S. Yu., Fesik S. A. Study of the influence of hybrid filler on the strain sensitivity of nanocomposite material	256
Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Aplesnin S. S. Thermal emission and pyroelectric current in manganese chalcogenides	264



РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



УДК 512.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-176-181

Для цитирования: Сенашов В. И. m -апериодические слова над трехбуквенным алфавитом // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 176–181. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-176-181.

For citation: Senashov V. I. [m -aperiodic words on three-letter alphabet]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 176–181. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-176-181.

m -апериодические слова над трехбуквенным алфавитом

В. И. Сенашов

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

Работа посвящена изучению множеств апериодических слов над конечным алфавитом. Множество апериодических слов можно рассматривать как словарь некоторого конечного формального языка. Существование бесконечных слов в двухбуквенном или трехбуквенном алфавитах, которые не содержат подслов, являющихся третьими степенями или, соответственно, квадратами других слов, впервые получены более ста лет назад. С. И. Адян в 2010 г. построил пример бесконечной последовательности несократимых слов, каждое из которых является началом следующего и не содержит квадратов слов в алфавите из двух букв. С. Е. Аршон установил существование n -значной ассиметричной неповторной последовательности для алфавита не менее чем из трех букв. В монографии С. И. Адяна доказано, что в алфавите из двух символов существуют бесконечные 3-апериодические последовательности. В работах других авторов рассматривались обобщения апериодичности, когда исключались не только степени некоторых подслов. В монографии А. Ю. Ольшанского доказана бесконечность множества 6-апериодических слов в двухбуквенном алфавите и получена оценка количества таких слов любой данной длины. Автором ранее случай трехбуквенного алфавита рассмотрен только в случае 6-апериодических слов. В данной статье доказана бесконечность множества m -апериодических слов в трехбуквенном алфавите при $m \geq 4$ и получена оценка множества таких слов. Полученные результаты могут быть полезны при кодировании информации в сеансах космической связи.

Ключевые слова: алфавит, неповторная последовательность, слово, апериодичность, оценка, формальный язык.

m -aperiodic words on three-letter alphabet

V. I. Senashov

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

The work is devoted to the study of sets of aperiodic words over a finite alphabet. The set of aperiodic words can be considered as a dictionary of some finite formal language. The existence of infinite words in two-letter or three-letter alphabets that do not contain subwords that are third powers or, respectively, squares of other words was first discovered more than a hundred years ago. S.I. Adyan in 2010 constructed an example of an infinite sequence of irreducible words, each of which is the beginning of the next and does not contain word squares in a two-letter alphabet. S.E. Arshon established the existence of an n -digit

asymmetric repetition-free sequence for an alphabet of at least three letters. In the monograph by S.I. Adyan proved that in an alphabet of two symbols there exist infinite 3-aperiodic sequences. In the works of other authors, generalizations of aperiodicity were considered, when not only the powers of some subwords were excluded. In the monograph by A.Yu. Olshansky proved the infinity of the set of 6-aperiodic words in a two-letter alphabet and obtained an estimate for the number of such words of any given length. The author previously considered the case of a three-letter alphabet only in the case of 6-aperiodic words. In this article, we prove the infinity of the set of m -aperiodic words in the three-letter alphabet at $m \geq 4$ and obtain an estimate for the set of such words. The results can be applied when encoding information in space communications.

Keywords: alphabet, non-repetitive sequence, word, aperiodicity, estimate, formal language.

Введение

Работа посвящена изучению множеств аperiodических слов над конечным алфавитом. Множество аperiodических слов можно рассматривать как словарь некоторого конечного формального языка.

Данные о существовании бесконечного слова в двух- или трехбуквенном алфавите, которое не содержит подслов, являющихся кубами или, соответственно, квадратами, впервые получены А. Туэ в 1906 г. [1]. Пример бесконечной последовательности несократимых слов, каждое из которых является началом следующего и не содержит квадратов слов в алфавите из двух букв, построил С. И. Адян (лемма 1 из [2]). В статье С. Е. Аршона 1937 г. [3] доказано существование n -значной ассиметричной неповторной последовательности для алфавита не менее чем из трех букв. В монографии С. И. Адяна [4] доказано, что в алфавите из двух символов существуют бесконечные 3-аperiodические последовательности. Задача изучения таких последовательностей рассматривается С. И. Адяном в связи с его исследованием проблемы Бернсайда [5–7]. А. М. Шур выяснил, какие свойства обычных слов сохраняются при переходе к бесконечным, а какие видоизменяются, теряются либо заменяются новыми, и изучил множество всех бескубных Z -слов в двухбуквенном алфавите [8–10]. В монографии А. Ю. Ольшанского [11] доказана бесконечность множества 6-аperiodических слов в двухбуквенном алфавите и получена оценка количества таких слов любой данной длины.

Нами была улучшена оценка А. Ю. Ольшанского [11] количества 6-аperiodических слов в 2-буквенном алфавите [12], а также сделан доклад по теме аperiodических слов [13]. Затем исследования по этому вопросу были продолжены.

В работе [14] доказана теорема о бесконечности множества m -аperiodических слов для $m \geq 4$ в двухбуквенном алфавите и получена оценка количества таких слов. Случай трехбуквенного алфавита рассмотрен только в одном случае: в работе [15] получена оценка для количества 6-аperiodических слов.

В данной статье будет изучено множество m -аperiodических слов в трехбуквенном алфавите: доказана бесконечность множества m -аperiodических слов для $m \geq 4$ в трехбуквенном алфавите и получена оценка количества таких слов. Результаты могут быть полезны при кодировании информации в сеансах космосвязи.

Обобщения аperiodичности, когда исключаются не только степени некоторых подслов, исследовались в [16].

Основной результат

Напомним, что *периодическим словом с периодом N* называется любое подслово некоторого слова H^p , $p > 0$.

В качестве примера периодического слова с периодом ab можно рассмотреть слово $ababa$.

l -аperiodическим словом называется слово X , в котором нет нетривиальных подслов вида Y^l .

С. И. Адян [4] доказал, что в алфавите из двух букв существует бесконечно много сколь угодно длинных 3-аperiodических слов.

С. Е. Аршон установил существование слов любой длины, свободных от квадратов в трехбуквенном алфавите [3].

А. Ю. Ольшанский в работе [11] рассматривал множество 6-апериодических слов. Он доказал, что существуют такие слова любой длины, и получил оценку функции $f(n)$ – количества 6-апериодических слов длины n . Их оказалось больше, чем $\left(\frac{3}{2}\right)^n$. В работе [12] нами улучшена оценка А. Ю. Ольшанского количества 6-апериодических слов над 2-буквенным алфавитом.

В работе [15] нами доказана теорема о бесконечности множества m -апериодических слов при ограничении на период $m \geq 4$ в двухбуквенном алфавите и получена оценка снизу количества таких слов.

Для нас представляет интерес оценить количество m -апериодических слов в алфавите из трех букв.

При доказательстве теоремы мы будем применять метод, используемый А. Ю. Ольшанским [11].

Теорема. В трехбуквенном алфавите существуют сколь угодно длинные m -апериодические слова для $m \geq 4$ и число $f(n)$ таких слов длины n больше, чем $\left(\frac{5}{2}\right)^n$.

Доказательство. Рассмотрим трехбуквенный алфавит $\{a, b, c\}$. В этом алфавите будем изучать m -апериодические слова для $m \geq 4$. Будем исследовать функцию $f(n)$ количества m -апериодических слов длины n .

Сначала докажем неравенство $f(n+1) > (5/2)f(n)$ при помощи метода математической индукции.

Заметим, что имеется ровно три m -апериодических слова a, b, c длины один и девять m -апериодических слов $aa, ab, ac, ba, bb, bc, ca, cb, cc$ длины 2 в трехбуквенном алфавите для $m \geq 4$. Таким образом, в этом случае имеем $f(1) = 3, f(2) = 9$.

Тогда при $n = 1$ справедливо неравенство $f(2) > \frac{5}{2} \cdot f(1)$ и полученная оценка выступает в качестве базы индукции.

Теперь нужно сделать шаг индукции. Предположим, что неравенство $f(n) > (5/2)f(n-1)$ верно для всех значений, не превышающих n , и установим его справедливость в случае $f(n+1) > (5/2)f(n)$.

Любое m -апериодическое слово длины $n+1$ можно получить приписыванием справа букв a, b или c к m -апериодическому слову длины n . Так получается $3f(n)$ слов X длины $n+1$.

Некоторые из таких слов содержат степени A^m . Попробуем отбросить такие слова, содержащие подслова периода m .

При приписывании новой буквы справа может получиться только слово вида $X \equiv YA^m$, содержащее слово периода m , так как иначе начало длины n слова X длины $n+1$ содержит m -апериодическое подслово периода m : A^m .

Для слов A длины 1 (существует всего три таких слова) имеется не больше, чем $3f(n-m+1)$ слов вида $X \equiv YA^m$, где слово Y m -апериодично и $|Y| = n-m+1$, A – одно из слов a, b, c .

Как показали выше, существует всего девять слов A длины 2. Тогда количество слов вида $X \equiv YA^m$ длины $n+1$ не больше, чем $9f(n-2m+1)$, где слово Y m -апериодично и имеет длину $n-2m+1$.

Рассуждаем далее таким же образом, получаем оценку количества слов длины $n+1$ (строгое неравенство, так как легко указать слова, которые при получении оценки количества слов вида $X \equiv YA^m$ уже при длине 1 слова A мы отбросили с избытком для получения оценки):

$$f(n+1) > 3f(n) - 3f(n-m+1) - 3^2 f(n-2m+1) - 3^3 f(n-3m+1) - \dots$$

Так как по индуктивному предположению справедлива оценка $f(n) > \left(\frac{5}{2}\right)^k \cdot f(n-k)$, то применяя ее, видим:

$$f(n+1) > 3f(n) - \left(3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m+1} f(n) + 3^2\left(\frac{5}{2}\right)^{-2m+1} f(n) + 3^3\left(\frac{5}{2}\right)^{-3m+1} f(n) + \dots\right).$$

Преобразуем полученное неравенство:

$$f(n+1) > f(n) \left(3 - \left(3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m+1} + 3^2\left(\frac{5}{2}\right)^{-2m+1} + 3^3\left(\frac{5}{2}\right)^{-3m+1} + \dots\right)\right).$$

Очевидно, $\sqrt[m]{3} < \frac{5}{2}$, поэтому геометрическая прогрессия в скобках является убывающей со знаменателем $3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m}$ при ограничении $m \geq 4$.

Для выражения S в скобках правой части применим формулу суммы убывающей геометрической прогрессии

$$S = 3 - \frac{3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m+1}}{1 - 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m}}.$$

Для доказательства утверждения теоремы нам требуется оценка выражения в скобках правой части неравенства $S > \frac{5}{2}$.

Подставим в неравенство полученное выше выражение для S и выполним элементарные преобразования:

$$\frac{3 - 9\left(\frac{5}{2}\right)^{-m} - 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m+1} + 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m+1} - \frac{5}{2}}{1 - 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m}} > 0.$$

Упростим полученное неравенство:

$$\frac{3 - 9\left(\frac{5}{2}\right)^{-m} - \frac{5}{2}}{1 - 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m}} > 0.$$

Так как неравенство $1 - 3\left(\frac{5}{2}\right)^{-m} > 0$ выполняется при $m \geq 4$, то остается проверить справедливость неравенства:

$$3 - 9\left(\frac{5}{2}\right)^{-m} - \frac{5}{2} > 0.$$

Справедливость этого неравенства устанавливается непосредственным вычислением при $m = 4$, а при $m \geq 4$ оно тем более верно, поскольку $\left(\frac{5}{2}\right)^{-m} < \left(\frac{5}{2}\right)^{-3}$ при таких m . Следовательно, доказано, что неравенство $f(n+1) > \frac{5}{2}f(n)$ выполняется для любых натуральных значений числа n при условии $m \geq 4$.

Утверждение теоремы доказано.

Заключение

Продолжается изучение вопроса об оценке количества аперiodических слов при различных условиях. Рассмотрено множество m -аперiodических слов при $m \geq 4$ в трехбуквенном алфавите и получена оценка для функции количества таких слов любой данной длины.

Благодарности. Работа выполнена в рамках госзадания ИВМ СО РАН (базовый проект № 0287-2021-0002). Работа поддержана Красноярским математическим центром, финансируемым Минобрнауки РФ (Соглашение 075-02-2024-1429).

Acknowledgment. The work was performed in the framework of the state assignment of ICM SB RAS, project no. 0287-2021-0002. This work is supported by the Krasnoyarsk Mathematical Center and financed by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (Agreement No. 075-02-2024-1429).

Библиографические ссылки

1. Thue A. Uber unendliche Zeichenreih // Norcke Vid. Selsk. skr., I Mat. Nat. Kl. Christiania. 1906. Bd. 7. P. 1–22.
2. Адян С. И. Проблема Бернсайда и связанные с ней вопросы // Успехи мат. наук. 2010. Т. 65, вып. 5 (395). С. 5–60.
3. Аршон С. Е. Доказательство существования n -значных бесконечных асимметричных последовательностей // Мат. сб. 1937. № 4 (2 (44)). С. 769–779.
4. Адян С. И. Проблема Бернсайда и тождества в группах. М. : Наука. 1975. 336 с.
5. Новиков П. С., Адян С. И. О бесконечных периодических группах. I // Изв. АН СССР. Сер. мат. 1967. № 1 (32). С. 212–244.
6. Новиков П. С., Адян С. И. О бесконечных периодических группах II // Изв. АН СССР. Сер. мат. 1967. № 2 (32). С. 251–524.
7. Новиков П. С., Адян С. И. О бесконечных периодических группах III // Изв. АН СССР. Сер. мат. 1967. № 3 (32). С. 708–731.
8. Шур А. М. Структура множества бескубных Z -слов в двухбуквенном алфавите // Изв. РАН. Сер. мат. 2000. Вып. 4 (64). С. 201–224.
9. Shur A. M. Overlap-free words and Thue-Morse sequences // Int. J. Alg. and et al. 1996. Vol. 6. P. 353–367.
10. Shur A. M. Binary words avoided by the Thue-Morse sequence // Semigroup Forum. 1996. Vol. 53. P. 212–219.
11. Ольшанский А. Ю. Геометрия определяющих соотношений в группах. М. : Наука. 1989. 448 с.
12. Сенашов В. И. Улучшение оценки количества 6-аперiodических слов фиксированной длины // Вестник СибГАУ. 2016. № 2 (17). С. 168–172.
13. Сенашов В. И. Аперiodические слова // Решетневские чтения. 2015. Т. 2, № 19. С. 132–133.
14. Senashov V. I. Estimation of the number of aperiodic words // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. № 3 (23). С. 409–416 .
15. Senashov V. I. 6-aperiodic words over the three-letter alphabet // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. № 3 (21). С. 333–336.
16. Bean D. R., Ehrenfeucht A., McNulty G. F. Avoidable patterns in strings of symbols // Pacific J. Math. 1979. No. 2 (85). P. 261–295.

References

1. Thue A. Uber unendliche Zeichenreih. Norcke Vid. Selsk. skr., I Mat. Nat. Kl. Christiania. 1906, bd. 7, p. 1–22.
2. Adyan S. I. [Burnside's problem and related questions]. *Uspekhi Mat. sciences*. 2010, Vol. 65, Is. 5 (395), P. 5–60. (In Russ.)

3. Arshon S. E. [Proof of existence of n -unit infinite asymmetric sequences]. *Mat. sb.* 1937, No. 4 (2 (44)), P. 769–779. (In Russ.)
4. Adyan S. I. *Problema Bernsayda i tozhdestva v gruppakh* [Bernside Problem and Identities in Groups]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 336 p.
5. Novikov P. S., Adyan S. I. [On infinite periodic groups. I]. *Izv. USSR Academy of Sciences, ser. math.* 1967, No. 1 (32), P. 212–244. (In Russ.)
6. Novikov P. S., Adyan S. I. [On infinite periodic groups II]. *Izv. USSR Academy of Sciences, ser. math.* 1967, No. 2 (32), P. 251–524. (In Russ.)
7. Novikov P. S., Adyan S. I. [On infinite periodic groups III]. *Izv. USSR Academy of Sciences, ser. math.* 1967, No. 3 (32), P. 708–731. (In Russ.)
8. Shur A. M. [Structure of the set of cubeless Z -words in a two-letter alphabet]. *Izv. RAS. Ser. Mat.* 2000, Vol. 64, Is. 4, P. 201–224. (In Russ.)
9. Shur A. M. Overlap-free words and Thue-Morse sequences. *Int. J. Alg. and et al.* 1996. Vol. 6. P. 353–367.
10. Shur A. M. Binary words avoided by the Thue-Morse sequence. *Semigroup Forum.* 1996. Vol. 53. P. 212–219.
11. Olshansky A. Yu. *Geometriya opredelyayushchikh sootnosheniy v gruppakh* [Geometry of defining relations in groups]. Moscow, Nauka Publ., 1989, 448 p.
12. Senashov V. I. [Improved estimates of the number 6-aperiodic words of fixed length]. *Vestnik SibGAU.* 2016, No. 2 (17), P. 168–172 (In Russ.).
13. Senashov V. I. [Aperiodic words]. *Reshetnevskiye chteniya.* 2015, Vol. 2, No. 19, P. 132–133. (In Russ.)
14. Senashov V. I. [Estimation of the number of aperiodic words]. *Siberian Aerospace Journal.* 2022. No. 3 (23), P. 409–416. (In Russ.)
15. Senashov V. I. [6-aperiodic words over the three-letter alphabet]. *Siberian Journal of Science and Technology.* 2020, No. 3 (21), P. 333–336. (In Russ.)
16. Bean D. R., Ehrenfeucht A., McNulty G. F. Avoidable patterns in strings of symbols. *Pacific J. Math.* 1979, No. 2 (85), P. 261–295.

© Сенашов В. И., 2024

Сенашов Владимир Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: sen1112home@mail.ru.

Senashov Vladimir Ivanovich – doctor of physic and mathematic sciences, professor, leader researcher; Institute of Computational Modelling of Siberian Branch of RAS. E-mail: sen1112home@mail.ru.

УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-182-188

Для цитирования: Один класс решений уравнений идеальной пластичности / С. И. Сенашов, И. Л. Савостьянова, О. Н. Черепанова, С. В. Лукьянов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 182–188. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-182-188.

For citation: Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N., Lukyanov S. V. [One class of solutions to the equations of ideal plasticity]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 182–188. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-182-188.

Один класс решений уравнений идеальной пластичности

С. И. Сенашов¹, И. Л. Савостьянова^{1*}, О. Н. Черепанова², С. В. Лукьянов¹

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

²Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660014, Красноярск, просп. Свободный, 79

*E-mail: ruppa@inbox.ru

Исследованию и решению нелинейных дифференциальных уравнений в современной математической литературе уделяется большое внимание. Несмотря на это, методов исследования и решения таких уравнений не так много. Это точечные и контактные преобразования уравнений, различные методы разделения переменных, метод дифференциальных связей, поиски различных симметрий и их использование для построения решений, а также законы сохранения. В работе рассмотрено нелинейное дифференциальное уравнение, описывающее пластическое течение призматического стержня. Для этого уравнения найдена группа точечных симметрий. Вычислена оптимальная система одномерных подалгебр. Приведены законы сохранения, соответствующие нетеровским симметриям, а также показано, что законов сохранения не нетеровских бесконечно много. Построены несколько новых инвариантных решений ранга один, т. е. зависящих от одной независимой переменной. Показано, как из двух точных решений, переходя к линейному уравнению, можно построить классы новых решений. Таким образом, в данной работе используются практически все методы современного исследования нелинейных дифференциальных уравнений.

Ключевые слова: нелинейное дифференциальное уравнение идеальной пластичности, точечные симметрии, точные решения.

One class of solutions to the equations of ideal plasticity

S. I. Senashov¹, I. L. Savostyanova^{1*}, O. N. Cherepanova², S. V. Lukyanov¹

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

²Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660014, Russian Federation

*E-mail: ruppa@inbox.ru

Much attention is given to the study and solution of nonlinear differential equations in the modern mathematical literature. Despite this, there are not many methods for researching and solving such equations. These are point and contact transformations of equations, various methods of separating variables, the method of differential connections, the search for various symmetries and their use to construct solutions, as well as conservation laws. The paper considers a nonlinear differential equation describing the plastic flow of a prismatic rod. A group of point symmetries is found for this equation. The

optimal system of one-dimensional subalgebras is calculated. Conservation laws corresponding to Noetherian symmetries are given, and it is also shown that there are infinitely many non-Noetherian conservation laws. Several new invariant solutions of rank one, i. e. depending on one independent variable, are constructed. It is shown how classes of new solutions can be constructed from two exact solutions, passing to a linear equation. Thus, in this short article, almost all methods of modern research of nonlinear differential equations are involved.

Keywords: nonlinear differential equation of ideal plasticity, point symmetries, exact solutions.

Введение

Решение и исследование дифференциальных уравнений по-прежнему являются одной из важнейших задач современной математики. В линейных дифференциальных и интегродифференциальных уравнениях исследуются вопросы разрешимости смешанных нелокальных краевых и обратных задач, содержащие действительные параметры и дифференциальные операторы математической физики [1; 2].

Точные решения для нелинейных дифференциальных уравнений известны только в исключительных случаях. Для их поиска применяют методы обобщенного разделения переменных, методы группового анализа, метод дифференциальных связей и некоторые другие. Большой список решенных уравнений и обзор методов их решения приведен в фундаментальной работе [3]. В последнее время для решения краевых задач для нелинейных дифференциальных уравнений начали использоваться законы сохранения [4–7]. Ранее они чаще всего играли вспомогательную роль. Способы использования группового анализа к разнообразным уравнениям, которые возникают в физике и механике, можно увидеть в работах [8–15].

Постановка задачи

В работе [1] приведено решение, описывающее чисто пластическое напряженное состояние призматического стержня

$$\begin{aligned} u &= \frac{1}{4}A(y^2 - x^2 - 2z^2) - \frac{1}{2}Bxy - \frac{1}{2}Cx + Dyz, \\ v &= \frac{1}{4}B(-y^2 + x^2 - 2z^2) - \frac{1}{2}Axy - \frac{1}{2}y + Dxz, \\ w &= \psi(x, y) + Axz + Byz + Cz, \end{aligned} \quad (1)$$

где A, B, C, D – постоянные, $\psi(x, y)$ – функция, определяемая из системы уравнений.

$$\frac{\partial \psi}{\partial x} = -Dy \mp \frac{\sqrt{3}(Ax + By + C)f_y}{\sqrt{1 - f_x^2 - f_y^2}}, \quad \frac{\partial \psi}{\partial y} = Dy \pm \frac{\sqrt{3}(Ax + By + C)f_x}{\sqrt{1 - f_x^2 - f_y^2}}. \quad (2)$$

Условие совместности этих соотношений дает эллиптическое уравнение второго порядка

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{(Ax + By + C)f_x}{\sqrt{1 - f_x^2 - f_y^2}} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{(Ax + By + C)f_y}{\sqrt{1 - f_x^2 - f_y^2}} \right) \pm \frac{2D}{\sqrt{3}} = 0. \quad (3)$$

При этом компоненты тензора напряжений $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ тождественно равны нулю, а

$$\sigma_z = \pm \sqrt{3}k \sqrt{1 - f_x^2 - f_y^2}, \tau_{xz} = -kf_y, \tau_{yz} = kf_x, \quad (4)$$

где k – пластическая постоянная.

Целью работы является изучение некоторых свойств уравнения (3) и построение его решения при условии, что

$$A = B = 0.$$

В этом случае получаем следующее нелинейное дифференциальное уравнение

$$\partial_x \left(\frac{f_x}{\sqrt{1-f_x^2-f_y^2}} \right) + \partial_y \left(\frac{f_y}{\sqrt{1-f_x^2-f_y^2}} \right) = K, \quad K = \mp \frac{2D}{\sqrt{3}}. \quad (5)$$

Индекс внизу означает дифференцирование по соответствующему аргументу; все функции предполагаются гладкими.

Некоторые свойства уравнения (5) при $K = 0$.

1. Уравнение (5) можно вывести из вариационного принципа, и оно есть минимум функционала

$$Z(w) = \iint \sqrt{w_x^2 + w_y^2} dx dy = \iint L dx dy.$$

2. Группа точечных симметрий уравнения (5) порождается следующими операторами:

$$X_1 = \partial_x, \quad X_2 = \partial_y, \quad X_3 = \partial_f, \quad X_4 = x\partial_x + y\partial_y + f\partial_f, \quad X_5 = y\partial_x - x\partial_y. \quad (6)$$

Для построения различных инвариантных решений необходимо построить оптимальную систему подалгебр. Для алгебры Ли, порожденной операторами (6), она имеет вид

$$X_1 + \alpha X_3, \quad \alpha X_3 + X_5, \quad X_5 + \alpha X_4, \quad X_3, X_4, \quad (7)$$

где α – произвольная постоянная. Различным значениям этой постоянной соответствуют неподобные подалгебры.

Уравнение (5) приведем к виду

$$(1-f_y^2)f_{xx} + 2f_x f_y f_{xy} + (1-f_x^2)f_{yy} = 0. \quad (8)$$

3. *Определение.* Законом сохранения для уравнения (8) назовем выражение вида

$$A_x + B_y = \Delta[(1-f_y^2)f_{xx} + 2f_x f_y f_{xy} + (1-f_x^2)f_{yy}] = 0, \quad (9)$$

где Δ – линейный дифференциальный оператор, тождественно не равный нулю.

Для уравнений, выводимых из вариационного принципа, каждому оператору, допускаемому уравнением, соответствует, по теореме Нетер [3], некоторый закон сохранения. Используем эту теорему для уравнения (5). Получаем пять законов сохранения.

Оператору X_1 соответствует закон сохранения

$$D_x \left(L - f_x \frac{\partial L}{\partial f_x} \right) + D_y \left(-f_y \frac{\partial L}{\partial f_y} \right) = 0.$$

Оператору X_2 соответствует закон сохранения

$$D_x \left(-f_y \frac{\partial L}{\partial f_x} \right) + D_y \left(L - f_y \frac{\partial L}{\partial f_y} \right) = 0.$$

Оператору X_3 соответствует закон сохранения

$$D_x \left(\frac{f_x}{\sqrt{1-f_x^2-f_y^2}} \right) + D_y \left(\frac{f_y}{\sqrt{1-f_x^2-f_y^2}} \right) = 0.$$

Оператору X_4 соответствует закон сохранения

$$D_x \left(Lx + (f - xf_x - yf_y) \frac{\partial L}{\partial f_x} \right) + D_y \left(Ly + (f - xf_x - yf_y) \frac{\partial L}{\partial f_y} \right) = 0.$$

Оператору X_5 соответствует закон сохранения

$$D_x \left(Ly + (yf_x - xf_y) \frac{\partial L}{\partial f_x} \right) + D_y \left(-Lx + (yf_x - xf_y) \frac{\partial L}{\partial f_y} \right) = 0.$$

Заметим, что уравнение (8) имеет и другие законы сохранения, которые отличны от предыдущих законов. Укажем некоторые. Пусть $A(f_x, f_y)$, $B(f_x, f_y)$, тогда из (9) получаем

$$\frac{\partial A}{\partial f_x} f_{xx} + \frac{\partial A}{\partial f_y} f_{xy} + \frac{\partial B}{\partial f_x} f_{xy} + \frac{\partial B}{\partial f_y} f_{yy} = \Delta[(1-f_y^2)f_{xx} + 2f_x f_y f_{xy} + (1-f_x^2)f_{yy}] = 0.$$

Отсюда без труда получаем два уравнения для определения сохраняющегося тока

$$(1-f_x^2) \frac{\partial A}{\partial f_x} = (1-f_y^2) \frac{\partial B}{\partial f_y}, \quad \frac{\partial A}{\partial f_y} + (1-f_x^2) \frac{\partial B}{\partial f_x} = 2f_x f_y \frac{\partial B}{\partial f_y}.$$

Отсюда следует, что уравнение (8) допускает бесконечную серию законов сохранения. Это следует, в частности, из линейности приведенной системы на сохраняющийся ток.

4. Преобразование Лежандра позволяет линеаризовать уравнение (8) и привести к виду

$$(1-\eta^2)w_{\eta\eta} - 2\xi\eta w_{\xi\eta} + (1-\xi^2)w_{\xi\xi} = 0.$$

Это преобразование определяется соотношениями

$$f_x = \xi, f_y = \eta, x = f_\xi, y = f_\eta, w + f = x\xi + y\eta.$$

Точные решения (5). Все эти решения являются инвариантным решениями, построенными на подалгебрах (7):

а) ищем решение уравнения (8) в виде

$$f = g(x) + h(y). \quad (10)$$

Подставляя (10) в (8), получим

$$(1-h'^2)g'' + (1-g'^2)h'' = 0. \quad (11)$$

Здесь штрих означает производную по соответствующему аргументу.

Из (11) получаем

$$\frac{h''}{1-h'^2} = -\frac{g''}{1-g'^2} = \lambda - \text{const}. \quad (12)$$

Интегрируя (12), получаем

$$\frac{1}{2} \ln \left| \frac{1+h'}{1-h'} \right| = 2\lambda + \ln C_1, \quad \frac{1}{2} \ln \left| \frac{1+g'}{1-g'} \right| = -2\lambda + \ln C_2. \quad (13)$$

Из (13) получаем

$$h = -x + \frac{1}{\lambda} \ln(1 + C_1 \exp 2\lambda x) + C_3, \quad g = -y - \frac{1}{\lambda} \ln(1 + C_2 \exp(-2\lambda y)) + C_4. \quad (14)$$

При $C_1 = C_2 = 1$ решение (10) можно записать в более удобном виде

$$h' = th\lambda x, g' = th\lambda y, h = \ln ch\lambda x, g = -\ln ch\lambda y, f = \ln \frac{ch\lambda x}{ch\lambda y};$$

б) запишем уравнение (5) при $K = 0$ в полярной системе координат r, θ . Имеем

$$\frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{r^2 f_r}{\sqrt{r^2 - r^2 f_r^2 - f_\theta^2}} \right) + \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\frac{f_\theta}{\sqrt{r^2 - r^2 f_r^2 - f_\theta^2}} \right) = 0. \quad (15)$$

Ищем решение этого уравнения в виде $f = rf(t)$, $t = r \exp(\alpha\theta)$, $\alpha - \text{const}$.

Из (15) получаем обыкновенное дифференциальное уравнение второго порядка, которое удалось проинтегрировать только в случае, когда $\alpha = 0$. В этом случае получаем

$$f = \ln \left| r + \sqrt{r^2 + c^2} \right| = \text{Arsh} \frac{r}{c}, \quad c - \text{const}; \quad (16)$$

в) ищем решение уравнения (5) в виде

$$f = \alpha y + \varphi(x).$$

Подставляя это соотношение в (5) получаем

$$\varphi = \frac{\sqrt{1-\alpha^2}}{K} \sqrt{1+(Kx+C)^2};$$

г) ищем решение уравнения (5) в виде

$$f = \alpha\theta + \varphi(r).$$

Подставляя это соотношение в (5), получаем

$$\varphi = K \int \sqrt{\frac{r^2 - \alpha^2}{r^2 + K^2}} \frac{dr}{r};$$

д) ищем решение уравнения (5) в виде

$$f = r\varphi(\theta).$$

Подставляя это соотношение в (5) получаем

$$f = r \sin \sqrt{1+K^2\theta^2}.$$

Гомотопия двух решений уравнения (5)

Покажем, как из двух решений (14) и (16) можно получить целую серию новых точных решений уравнения (5). Для этого применим к этим решениям преобразование Лежандра.

Решению (16) (обозначим его F) соответствует решение уравнения Лежандра U , которое определяется формулой

$$F_x = \xi, F_y = \eta, x = F_\xi, y = F_\eta, U + F = x\xi + y\eta.$$

Отсюда получаем

$$U = -F + x\xi + y\eta = -F + xF_x + yF_y = \ln(r + \sqrt{r^2 + c^2}) + \frac{x^2}{\sqrt{x^2 + y^2}} + \frac{y^2}{\sqrt{x^2 + y^2}}. \quad (17)$$

Окончательно получаем

$$U = \ln(r + \sqrt{r^2 + c^2}) + \sqrt{x^2 + y^2}.$$

То же самое сделаем с решением (14), обозначив его через G , а его образ – через V . Имеем

$$V = -G + x\xi + y\eta = -G + xG_x + yG_y = -x - y + \frac{1}{2\lambda} \ln \frac{1 + C_1 \exp 2\lambda x}{1 + C_2(-2\lambda y)} + x \frac{C_1 \exp 2\lambda x - 1}{C_1 \exp 2\lambda + 1} + y \frac{C_2 \exp(-2\lambda y) - 1}{C_2 \exp(-2\lambda y) + 1}. \quad (18)$$

Уравнение Лежандра, соответствующее уравнению (7), линейно, поэтому для него имеем

$$w = aU + (1-a)V, \quad (19)$$

где a – произвольная постоянная, есть снова решение этого же уравнения. При этом при $a = 0$ решение совпадает с решением V , а при $a = 1$ – с решением U . Отсюда следует, что формула (19) позволяет непрерывно преобразовать решение (16) в решение (14) изменяя a от нуля до единицы. Алгоритм действия при этом такой: решения (17) и (18) записываем в переменных ξ, η , складываем их по формуле (19), а затем их линейную комбинацию записываем в терминах x, y . Тем самым получаем серию решений уравнения (7) для каждого фиксированного значения a .

Заключение

В работе найдена группа точечных преобразований, допускаемых уравнением (5) в смысле Ли – Овсянникова. Эта группа имеет размерность пять. Она порождается тремя переносами по пространственным переменным и искомой функции, растяжением по этим же переменным, круговому вращению в плоскости OXY . Найдены новые классы точных решений этого уравнения, зависящие от произвольных функций из класса C^2 . На основе точечных симметрий найдены четыре закона сохранения уравнения (5). Приведена новая бесконечная серия законов со-

хранения, которая найдена прямым вычислением. Новые полученные решения дополняют другие инвариантные решения, приведенные в [1].

Все построенные в данной работе решения могут быть использованы для описания напряженно-деформированного состояния прямолинейного стержня, подвергнутого растяжению вдоль оси OZ и кручению вокруг этой оси парой сил.

Библиографические ссылки

1. Предельное состояние деформируемых тел и горных пород / Д. Д. Ивлев, Л. А. Максимова, Р. И. Непершин и др. М. : Физматлит, 2008. 829 с.
2. Овсянников Л. В. Групповой анализ дифференциальных уравнений. М. : Наука, 1978. 400 с.
3. Polyanin A. D., Zaitsev V. F. Handbook of nonlinear partial differential equations. 2nd Edition, New York : Taylor&Francis Group, 2012. 1912 p.
4. Сенашов С. И., Черепанова О. Н. Новые классы решений уравнения минимальных поверхностей // Journal of Siberian Federal University. Math.&Phys. 2010. Vol. 3(2). P. 248–255.
5. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of Elastoplastic Boundary in Problem of Tension of a Plate Weakened by Holes // Intern. J Non. lin Mech. 2019. Vol. 108. P. 7–10.
6. Kaptsov E. I., Meleshko S. V. Conservation laws of the two-dimensional gas dynamics equations // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2019, Vol. 112. P. 126–132.
7. Nakpim W., Meleshko S. V. Conservation laws of the one-dimensional equations of relativistic gas dynamics in lagrangian coordinates // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2020. Vol. 124. P. 103496.
8. Vaneeva O. O., Popovich R.O., Sopotceus C. Extend group analysis of variable coefficient reaction-diffusion equations with exponential nonlinearities // J. Math. Anal. 2012. Vol. 396. P. 225–242.
9. Grigoriev Yu. N., Omel'aynchuk M. I. Qualitive properties of a certain kinetic problem of binary gas // Sib.Math. J. 2005. Vol. 46(5). P. 813–825.
10. Grigoriev Yu. N., Meleshko S. V., Suriyawichitseranee A. A. On group classification of the spatially homogeneous and isotropic Boltzmann equation with source II // Int. J. Non-Linear Mech. 2014. Vol. 61. P. 15–18.
11. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Новые трехмерные пластические течения, соответствующие однородному напряженному состоянию // Сиб. журн. индуст. матем. 2019. Т. 22, № 3. С. 114–117.
12. Meleshko S. V. Complete group classification of the two-dimensional shallow water equations with constant coriolis parameter in lagrangian coordinates // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2020. Vol. 89. P. 105293.
13. Meleshko S. V., Samatova N. F. Group classification of the two-dimensional shallow water equations with the beta-plane approximation of coriolis parameter in lagrangian coordinates // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. 2020. Vol. 90. P. 105337.
14. Bobylev A. V., Meleshko S. V. Group analysis of the generalized burnett equations // Journal of Nonlinear Mathematical Physics. 2020. Vol. 27, No. 3. P. 494–508.
15. Siriwat P., Grigoriev Y. N., Meleshko S. V. Invariant solutions of one-dimensional equations of two-temperature relaxation gas dynamics // Mathematical Methods in the Applied Sciences. 2020. Vol. 43, No. 5. P. 2444–2457.

References

1. Ivlev D. D. *Predel'noe sostoyanie deformiruemykh tel i gornykh porod* [The limiting state of deformable bodies and rocks]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 829 p.
2. Ovsyannikov L. V. *Grupповой анализ дифференциальных уравнений* [Group analysis of differential equations]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 400 p.
3. Polyanin A. D., Zaitsev V. F. Handbook of nonlinear partial differential equations. 2nd Edition, New York, Taylor&Francis Group, 2012, 1912 p.

4. Senashov S. I., Cherepanova O. N. [New classes of solutions to the equation of minimal surfaces]. *Journal of Siberian Federal University. Math.&Phys.* 2010, Vol. 3(2), P. 248–255.
5. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of Elastoplastic Boundary in Problem of Tension of a Plate Weakened by Holes. *Intern. J Non. lin Mech.* 2019, Vol. 108, P. 7–10.
6. Kaptsov E. I., Meleshko S. V. Conservation laws of the two-dimensional gas dynamics equations. *International Journal of Non-Linear Mechanics.* 2019, Vol. 112, P. 126–132.
7. Nakpim W., Meleshko S. V. Conservation laws of the one-dimensional equations of relativistic gas dynamics in lagrangian coordinates. *International Journal of Non-Linear Mechanics.* 2020, Vol. 124, P. 103496.
8. Vaneeva O. O., Popovich R. O., Sopocleus C. Extend group analysis of variable coefficient reaction-diffusion equations with exponential nonlinearities. *J. Math. Anal.* 2012, Vol. 396, P. 225–242.
9. Grigoriev Yu. N., Omel'aynchuk M. I. Qualitive properties of a certain kinetic problem of binary gaso *Sib.Math. J.* 2005, Vol. 46(5), P. 813–825.
10. Grigoriev Yu. N., Meleshko S. V., Suriyawichitseranee A. A. On group classification of the spatially homogeneous and isotropic Boltzmann equation with source II. *Int. J. Non-Linear Mech.* 2014, Vol. 61, P. 15–18.
11. Senashov S. I., Savostyanova I. L. [New three-dimensional plastic flows corresponding to a homogeneous stress state] *Sib. zhurn. indust. matem.* 2019, Vol. 22, No. 3, P. 114–117. (In Russ.)
12. Meleshko S. V. Complete group classification of the two-dimensional shallow water equations with constant coriolis parameter in lagrangian coordinates. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation.* 2020, Vol. 89, P. 105293.
13. Meleshko S. V., Samatova N. F. Group classification of the two-dimensional shallow water equations with the beta-plane approximation of coriolis parameter in lagrangian coordinates. *Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation.* 2020, Vol. 90, P. 105337.
14. Bobylev A. V., Meleshko S. V. Group analysis of the generalized burnett equations. *Journal of Nonlinear Mathematical Physics.* 2020, Vol. 27, No. 3, P. 494–508.
15. Siriwat P., Grigoriev Y. N., Meleshko S. V. Invariant solutions of one-dimensional equations of two-temperature relaxation gas dynamics. *Mathematical Methods in the Applied Sciences.* 2020, Vol. 43, No. 5, P. 2444–2457.

© Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Черепанова О. Н., Лукьянов С. В., 2024

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

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

Черепанова Ольга Николаевна – кандидат физико-математических наук, директор института математики и фундаментальной информатики; Сибирский федеральный университет. E-mail: OCherepanova@sfu-kras.ru.

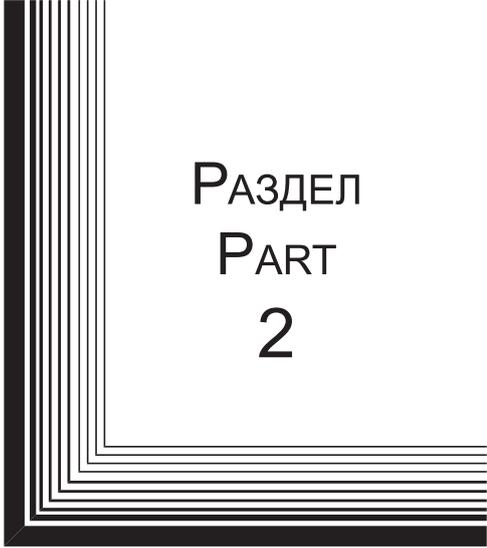
Лукьянов Сергей Владимирович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lukyanovsv@sibsau.ru.

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

Savostyanova Irina Leonidovna – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of IES; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ruppa@inbox.ru.

Cherepanova Olga Nikolaevna – Cand. Sc., Director of the Institute of Mathematics and Fundamental Informatics; Siberian Federal University. E-mail: OCherepanova@sfu-kras.ru.

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



РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



УДК 629.7.064.5; 629.78.05; 89.25.21

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-190-201

Для цитирования: Гришин А. А. Обеспечение долговечности и надежности контактных колец токосъемных устройств при работе в упруго-пластическом состоянии // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 190–201. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-190-201.

For citation: Grishin A. A. [Ensuring durability and reliability of contact rings of current collection devices when working in elastic-plastic state]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 190–201. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-190-201.

Обеспечение долговечности и надежности контактных колец токосъемных устройств при работе в упруго-пластическом состоянии

А. А. Гришин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: grishinaa@iss-reshetnev.ru

Надежность работы кольцевых токосъемных устройств в течение заданного срока службы играет определяющую роль в работе систем электропитания различной техники и во многом зависит от прочности и надежности всех его компонентов, в частности, контактных колец. Одной из важнейших характеристик кольцевых токосъемных устройств является сопротивление контакта, уменьшение которого осуществляют путем применения цветных и драгоценных материалов, обладающих низким сопротивлением, с одновременным увеличением прижимной силы между кольцами токосъемника. Такой подход приводит к резкому росту напряжений в контактном кольце, которые могут достигать и даже превышать предел текучести материала, циклически изменяясь по кольцу в процессе вращения кольца с последующим усталостным разрушением.

Однако работоспособность контактных колец в таких тяжелых условиях вполне можно обеспечить в случае малых скоростей движения и небольшого числа циклов нагружения за счет использования области малоциклового усталости на кривой Веллера. Для этого в данной работе предложены методы аналитического расчета напряженно-деформированного состояния кольца токосъемного устройства, которые позволяют определить уровень действующих напряжений в материале и по кривой Веллера определить допустимое число циклов нагружения и коэффициент запаса по усталости. Также предложен метод расчета надежности кольца, который позволяет оценивать вероятность безотказной работы и разрушения.

По предложенным методикам выполнены расчеты колец токосъемного устройства, применяемого в космических аппаратах типа «Экспресс», которые показали работоспособность методик и позволили обеспечить требуемый срок службы контактных колец и их надежность. Предложенная аналитическая формулировка методик позволяет решать как проверочные, так и проекторочные расчеты колец в зависимости от поставленной задачи.

Ключевые слова: кольцевое токосъемное устройство, контактное кольцо, прочность, пластичность, малоцикловая усталость, надежность, вероятность безотказной работы.

Ensuring durability and reliability of contact rings of current collection devices when working in elastic-plastic state

A. A. Grishin

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: grishinaa@iss-reshetnev.ru

The reliability of ring current-collecting devices during a given service life plays a decisive role in the operation of power supply systems of various equipment and largely depends on the strength and reliability of all its components, in particular, contact rings. One of the most important characteristics of ring current collectors is the contact resistance, which is reduced by using non-ferrous and precious materials with low resistance, while increasing the downforce between the rings of the current collector. With an increase in the compression force F of the contact ring, the resistance of the contacts decreases to a certain minimum value and practically does not decrease with further growth of the force. The dependence of the contact resistance on the compression force has the form of a power function, the coefficients of which are determined experimentally.

However, the operability of the contact rings in such severe conditions can be ensured in the case of low speeds and a small number of loading cycles by using the low-cycle fatigue area on the Weller curve. Having determined the coefficients of the equation of the inclined section on the Weller curve in the area of low-cycle fatigue, it is possible to determine the number of permissible loading cycles at a given stress level or solve the inverse problem of determining the permissible stress level if the number of loading cycles is known. To substantiate the correctness of the selected compressive force and the corresponding stresses, methods for calculating the fatigue margin coefficient, as well as a method for calculating the reliability of the ring material, are proposed. Reliability is estimated by the Gauss curve and is numerically expressed in the form of the probability of failure-free operation and the probability of failure, for which the corresponding theoretical dependencies are obtained.

According to the proposed methods, calculations of the rings of the current-collection device used in EXPRESS-type spacecraft were performed, which showed the operability of the methods and allowed to ensure the required service life of the contact rings and their reliability. A very simple analytical formulation of the methods allows us to solve both verification and design calculations of rings, depending on the task at hand.

Keywords: ring current collector, contact ring, strength, plasticity, low cycle fatigue, reliability, probability of trouble-free operation.

Введение

Кольцевые токосъемные устройства служат для передачи электрической энергии от вращающихся частей к неподвижному основанию в различной технике, например, во вращающихся солнечных батареях, поворотных платформах башен и т. д. [1–5]. Обеспечение требуемой надежности работы кольцевого токосъемного устройства в течение заданного срока службы во многом зависит от условий работы его элементов, в частности, контактных колец. Основными характеристиками кольцевого токосъемного устройства являются электрические параметры контакта, в первую очередь его сопротивление. Самыми действенными мерами по улучшению проводимости является использование в качестве материала контактных колец цветных и драгоценных материалов (медь, серебро, золото и др.), которые обладают хорошими электрическими характеристиками, а также увеличение прижимной силы до получения минимального сопротивления контакта [4–18]. Однако подобные материалы весьма податливы и имеют малые значения пределов текучести, поэтому такой подход приводит к быстрому росту напряжений в контактном кольце, которые могут превысить предел текучести его материала даже при относительно небольших прижимных силах. Ситуация усугубляется для ответственных конструкций, таких как космические аппараты связи, которые должны работать в автономном режиме в течение длительного времени на орбите (10–12 лет и более).

Вместе с тем, если требуемое число циклов нагружения контактных колец относительно невелико, то пластическое нагружение их материала вполне возможно за счет использования области малоциклового усталости на кривой Веллера. Для этого в данной работе предложены методы аналитического расчета напряженно-деформированного состояния кольца токосъемного устройства, которые позволяют определить уровень действующих напряжений и обеспечить требуемый ресурс колец с заданной вероятностью безотказной работы. Корректность предложенного подхода обеспечивается использованием известных положений теории усталости и теории надежности при расчете механических систем.

1. Постановка задачи

Работа конструкции кольцевого токосъемного устройства (рис. 1) заключается в передаче электрической энергии сжатыми контактными кольцами 3, расположенными между наружным 1 и внутренним 2 кольцами. Поскольку нами рассматривается весьма сильное сжатие контактных колец, то на рис. 1 они показаны в деформированном состоянии. Изоляторы 4 служат сепараторами и обеспечивают равномерное расположение контактных колец по окружности.

Для обеспечения электрического контакта между внутренним и наружным токосъемными кольцами в кольцевом токосъемном устройстве контактное кольцо при установке подвергается сжатию на заданную величину деформационного нагружения Δ , которое в расчетной схеме заменим эквивалентным силовым нагружением в виде силы F (рис. 2, а).

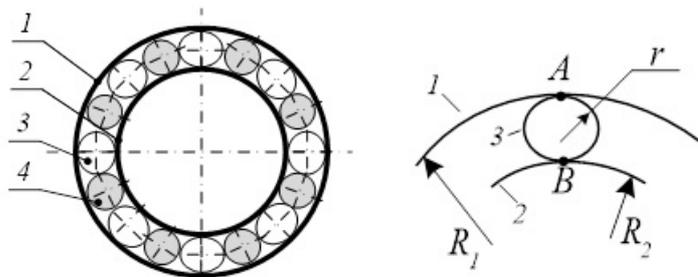


Рис. 1. Конструкция кольцевого токосъемного устройства:
 1 – наружное токосъемное кольцо; 2 – внутреннее токосъемное кольцо;
 3 – ролик-изолятор; 4 – контактное кольцо

Fig. 1. Design of the ring current collector:
 1 – external current-collection ring; 2 – internal current-collection ring;
 3 – insulator roller; 4 – contact ring

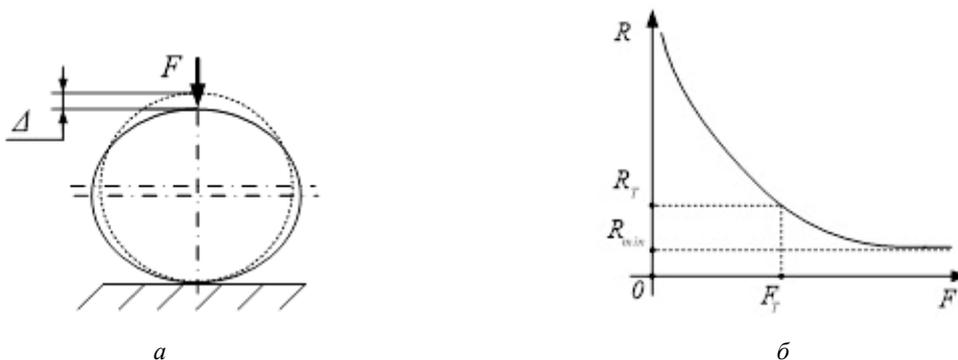


Рис. 2. Нагружение контактного кольца:
 а – деформационное и эквивалентное силовое нагружение (сжатие силой F);
 б – зависимость сопротивления контактов R от силы сжатия F

Fig. 2. Loading of the contact ring:
 а – deformation and equivalent force loading (compression by force F);
 б – the dependence of the contact resistance R on the compression force F

С ростом силы F сжатия контактного кольца сопротивление контактов уменьшается до некоторого минимально возможного значения R_{\min} (рис. 2, б) и практически не снижается при дальнейшем росте силы. Зависимость сопротивления контактов от силы сжатия имеет нелинейный вид, определяемый по эмпирической формуле [8–10]:

$$R_K = k \cdot F^{-m},$$

где m и k – справочные постоянные, получаемые эмпирическим путем.

При использовании чистых металлов, таких как медь, серебро, золото и др., предел текучести материала контактного кольца может быть достигнут при значении сжимающей силы F_T , при котором сопротивление контактов R_T значительно больше минимально достижимой величины R_{\min} . Дальнейшее повышение силы сжатия контактного кольца может привести к нарушению условий его прочности, поэтому необходимо разработать методы оценки его работоспособности в условиях пластичности.

Будем считать скорость вращения токосъемных колец настолько малой, что можно пренебречь инерциальными эффектами и использовать для расчета статическую постановку задачи [1]. Это справедливо, например, для кольцевого токосъемного устройства солнечных батарей космических аппаратов, скорость вращения которого порядка 10^{-4} об/мин. Геометрия поперечного сечения контактных колец имеет прямоугольную форму (ширина b и толщина t), размеры которой значительно меньше длины их окружности, что позволяет использовать для расчета теорию стержней [19]. Вследствие симметрии конструкции (рис. 1) условия нагружения всех контактных колец одинаковы, и достаточно рассмотреть напряженное состояние одного кольца.

Для описания поведения материала кольца из цветных и драгоценных материалов под нагрузкой примем модель идеального упруго-пластического материала. В этом случае оценка состояния материала сводится к проверке достижения значения максимальных нормальных напряжений величины его предела текучести.

2. Усталостная задача

При сжатии контактного кольца в нем возникает комплекс силовых факторов и соответствующих им напряжений. Проведенные предварительные исследования [1] показали, что контактные кольца работают в условиях поперечного изгиба от силы F и определяющим в их напряженном состоянии являются изгибные нормальные напряжения.

2.1. Максимальные изгибные напряжения контактных колец

Нормальные напряжения $\sigma_{M_{\max}}$ от изгиба контактных колец в результате их сжатия силой F (рис. 2, а) определяются, согласно зависимости [19; 20], как

$$\sigma_{M_{\max}} = \frac{M(\varphi)}{W_z} = \frac{Fr}{\pi \cdot W_z}, \quad (1)$$

где $M = Fr \left(\frac{1}{\pi} - \frac{1}{2} \sin \varphi \right)$ – изгибающий момент как функция угла положения контактного кольца; F – сжимающая сила, эквивалентная деформации на величину Δ , определяется как

$$F = \Delta \cdot \frac{2EJS}{r^3 S \left(\frac{\pi}{4} + \frac{1}{4} - \frac{2}{\pi} \right) + rJ \left(\frac{\pi}{4} + \frac{1}{4} \right)}; \quad (2)$$

$J = bt^3 / 12$ – момент инерции поперечного сечения кольца; $W_z = bt^2 / 6$ – момент сопротивления поперечного сечения кольца; Δ – деформация кольца; E – модуль Юнга; r – средний радиус кольца; S – площадь поперечного сечения кольца.

Условием перехода материала контактного кольца в пластическое состояние, согласно принятой расчетной схеме, является условие

$$\sigma_{M_{\max}} \geq \sigma_T. \quad (3)$$

Полученные зависимости (2)–(3) позволяют определять значение деформации сжатия контактного кольца, при котором его материал будет переходить в состояние пластичности. Условие (3) при этом не является условием прочности, поскольку предполагается работа контактного кольца в пластическом состоянии. В данном случае необходимо обеспечить усталостную прочность, что рассматривается далее.

2.2. Усталостная прочность контактных колец

В процессе функционирования токосъемного устройства каждое его контактное кольцо непрерывно перекачивается по поверхностям наружного и внутреннего колец (рис. 1), поэтому каждая точка кольца подвергается воздействию переменных напряжений (1) которые циклически изменяются во времени от нуля до предела текучести материала с соответствующим знаком (рис. 3).

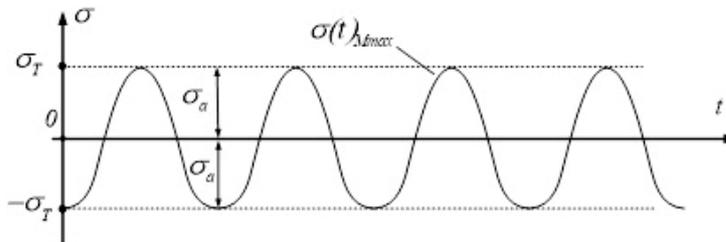


Рис. 3. Симметричный цикл нагружения контактного кольца

Fig. 3. Symmetrical loading cycle of the contact ring

При циклическом нагружении прочность материала оценивается по коэффициенту запаса по усталостной прочности на основе кривой усталости Веллера [21; 22], определяющей зависимость предела выносливости материала от числа циклов нагружения (рис. 4).

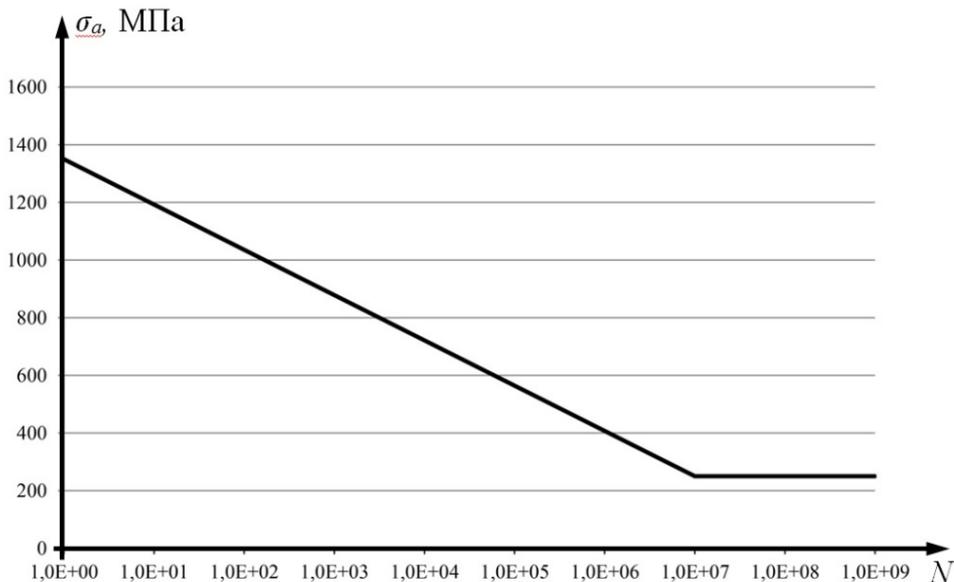


Рис. 4. Пример кривой Веллера в логарифмической шкале

Fig. 4. Example of the Weller curve on a logarithmic scale

Согласно кривой Веллера, обеспечить возможность работы материала контактных колец в условиях текучести возможно при числе циклов нагружения, значительно меньших обычного предела усталости ($N = 10^7$). Этому условию соответствуют тихоходные токосъемные устройства, используемые, например, в составе космических аппаратов типа «Экспресс», для которых контактные кольца в течение всего жизненного цикла подвергаются порядка $\sim 10^4 - 10^5$ циклам нагружения. Данным значениям на кривой Веллера соответствует область малоциклового усталости, при которой допускаемые напряжения будут значительно больше предела выносливости, достигая предела текучести материала.

Уравнение наклонного участка малоциклового усталости в логарифмической шкале имеет вид [23; 24]

$$\sigma_a + K \cdot \lg N = \sigma_{-1}(N) + K \cdot \lg N_0, \quad (4)$$

где σ_{-1} – предел выносливости материала для заданного числа циклов нагружения N ; σ_a – амплитуда переменного напряжения и соответствующее ему число циклов нагружения N (при $N = 1$ получаем $\sigma_a = \sigma_B$); σ_B – предел прочности материала контактного кольца; K – коэффициент, определяющий угол наклона прямой линии усталости в логарифмических координатах в зависимости от физико-механических характеристик материала рассчитываемых деталей и их размеров:

$$K = \frac{\sigma_a - \sigma_{-1}}{\lg N_0 - \lg N}.$$

Тогда можно определить предел выносливости для заданного числа циклов нагружения N по обратной к (4) зависимости:

$$\sigma_{-1}(N) = \sigma_a + K \cdot (\lg N - K \cdot \lg N_0). \quad (5)$$

Полученное значение (5) можно считать пределом выносливости при малоциклового усталости, для которого $\sigma_{-1}(N) = \sigma_T$, т. е. материал контактного кольца будет работать в условиях пластического нагружения.

2.3. Расчет на усталостную прочность контактного кольца

За основу расчетов на усталостную прочность контактного кольца взяты значения изгибных напряжений в его наиболее опасной точке, в которой изгибные напряжения изменяются по циклической зависимости. Минимальное и максимальное значения изгибающих моментов определяется по зависимостям

$$M_{\min}(\varphi) = -Fr \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \right), \quad M_{\max}(\varphi) = \frac{Fr}{\pi}, \quad (6)$$

которым соответствуют напряжения

$$\sigma_{\min} = -\frac{F \cdot r}{W_z} \cdot \left(\frac{1}{2} - \frac{1}{\pi} \right), \quad \sigma_{\max} = \frac{F \cdot r}{\pi \cdot W_z}. \quad (7)$$

Среднее напряжение за цикл нагружения составит:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{\max} + \sigma_{\min}}{2}. \quad (8)$$

Амплитуда напряжения:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2}. \quad (9)$$

Используя результаты расчетов по формулам (6)–(9), получим коэффициент запаса по усталостной прочности для контактного кольца равным:

$$n = \frac{\sigma_{-1}}{\sigma_a \frac{K_\sigma}{K_d \beta_\sigma} + \psi_\sigma \sigma_m}, \quad (10)$$

где σ_{-1} – предел выносливости; K_σ – эффективный коэффициент концентрации напряжений,

$$K_\sigma = \frac{\sigma_{\max.\text{эфф}}}{\sigma_H} = 1 + q_\sigma (\alpha_\sigma - 1),$$

где q_σ – коэффициент чувствительности материала к концентрациям напряжений; α_σ – коэффициент концентрации напряжений:

$$\alpha_\sigma = \frac{\sigma_{\max.}}{\sigma_H};$$

K_d – коэффициент влияния абсолютных размеров поперечного сечения:

$$K_d = \frac{(\sigma_{-1})_d}{\sigma_{-1}},$$

где $(\sigma_{-1})_d$ – предел выносливости гладких образцов диаметром d ; σ_{-1} – предел выносливости для стандартных образцов;

β_σ – коэффициент состояния поверхности детали:

$$\beta_\sigma = \frac{(\sigma_{-1K})_Д}{(\sigma_{-1K})_d},$$

где $(\sigma_{-1K})_Д$ – предел выносливости натурной детали;

ψ_σ – коэффициент чувствительности к асимметрии цикла.

Фактический ресурс работы контактного кольца, исходя из известных значений амплитуд переменных напряжений и теоретического значения коэффициента запаса по усталостной прочности, теоретически можно определить по зависимости

$$N_{\text{факт}} = 10^{\frac{\sigma_{-1}(N)}{K} + \lg N_0 - \sigma_a N}, \quad (11)$$

где $\sigma_{-1}(N)$ – предел выносливости при малоцикловой усталости, определяемый по формуле (5).

2.4. Надежность контактных колец

Надежность контактных колец в пластическом состоянии определим вероятностью его безотказной работы [25–28]. Условием разрушения является превышение максимальных напряжений в контактном кольце значения предела выносливости материала данного кольца:

$$\sigma_{\max} = \sigma_{M_{\max}} > \sigma_{-1}(N).$$

Введем функцию неразрушения в виде разности

$$\Delta\sigma = \sigma_{-1}(N) - \sigma_{\max}.$$

Рассматриваем σ_{\max} и $\sigma_{-1}(N)$ как случайные величины и считаем, что их значения имеют нормальное распределение, для которого известны статистические параметры:

1) средние значения

$$\bar{\sigma}_{\max} \text{ и } \bar{\sigma}_{-1};$$

2) среднее квадратическое отклонение

$$S_{\Delta\sigma} = \sqrt{S_{\sigma_{-1}}^2 + S_{\sigma_{\max}}^2}.$$

Тогда вероятность разрушения соответствует вероятности выполнения условия

$$P_{\text{разр}} = P(\Delta\sigma) = P \quad (\text{при } \Delta\sigma < 0) = F(0),$$

а вероятность безотказной работы равна

$$P_{\text{без}} = 1 - P_{\text{разр}}. \quad (12)$$

Здесь функция $P(\Delta\sigma)$ – функция распределения случайной величины $\Delta\sigma$:

$$P(\Delta\sigma) = \frac{1}{2} + \Phi\left(\frac{\Delta\sigma - \Delta\bar{\sigma}}{S_{\Delta\sigma}}\right),$$

где $\Phi(x)$ – функция Лапласа:

$$\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{u^2}{2}} du.$$

Обозначим

$$v_{\Delta\sigma} = \frac{S_{\Delta\sigma}}{\Delta\sigma} = \frac{\sqrt{S_{\sigma_{-1}}^2 + S_{\sigma_{\max}}^2}}{\sigma_{-1} - \sigma_{\max}}.$$

Используя приближенное представление функции Лапласа [25], выражение для вероятности разрушения примет вид степенного ряда:

$$P_{\text{разр}} = \frac{v_{\Delta\sigma}}{\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\left(\frac{1}{2v_{\Delta\sigma}^2}\right)} \cdot (1 - v_{\Delta\sigma}^2 + 3v_{\Delta\sigma}^4 - v_{\Delta\sigma}^6 + \dots). \quad (13)$$

После подстановки значений в выражение (12) и ограничившись членами ряда до 6-й степени включительно, получим значения вероятности разрушения (13) и безотказной работы (12) контактного кольца.

3. Пример расчета контактных колец

По полученным зависимостям выполним расчеты долговечности и вероятности безотказной работы для контактных колец токосъемного устройства космического аппарата типа «Экспресс». Для этого примем следующие исходные данные: $R_1 = 30$ мм, $R_2 = 25$ мм, $r = 9,9$ мм, $S = 0,36$ мм², $\Delta = 0,4$ мм. Материал: бронзовый сплав БрБ2, $\sigma_{-1} = 591$ МПа.

Расчет силовых факторов по зависимостям (2)–(4) дает значения $W = 6,25 \cdot 10^{-9}$ м³, $J = 1,56 \cdot 10^{-11}$ м⁴, $F = 5$ Н, $M_{\max} = 0,008$ Н·м. Используя эти значения, получаем результаты расчета контактного кольца на усталостную прочность, представленные в табл. 1.

Таблица 1

Результаты расчета на усталостную прочность контактного кольца

Натяг кольца Δ , мм	σ_{\min} , МПа	σ_{\max} , МПа	σ_m , МПа	σ_a , МПа	σ_{-1} , МПа	K_σ	K_d	β_σ	ψ_σ	n
0,4	-303	532	114,4	418	591	1,22	1	1,1	0,1	1,24

Результаты расчета вероятности разрушения и безотказной работы контактного кольца приведены в табл. 2.

Результаты расчета вероятности безотказной работы контактного кольца

Натяг кольца Δ , мм	Экв. сила F , Н	σ_{-1} , МПа	σ_{\max} , МПа	$\Delta\sigma$, МПа	$\bar{\sigma}_{\max}$, МПа	$\bar{\sigma}_{-1}$, МПа	$S_{\Delta\sigma}$	$\nu_{\Delta\sigma}$	$P_{\text{разр}}$	$P_{\text{без}}$
0,4	5	591	418	62	418	591	48	0,229	$6,77 \cdot 10^{-6}$	0,999 99

Полученные значения коэффициента запаса на усталостную прочность $n = 1,24$ и вероятности безотказной работы $P_{\text{без}} = 0,999\ 99$ соответствуют требованиям, предъявляемым к конструкции токосъемников космических аппаратов типа «Экспресс».

4. Обсуждение результатов

Предложенные в работе методы расчета контактных колец на усталость и вероятность безотказной работы основаны на допущениях классической теории стержней, что вносит некоторую погрешность в расчеты. Например, в расчетах радиус кольца r остается постоянным, хотя при сжатии кольцо переходит в эллипс, у которого один фокальный радиус будет несколько меньше исходной величины радиуса. Это приведет к некоторому росту фактических значений изгибных напряжений. Дополнительно росту напряжений способствовал бы учет напряжений от поперечной и продольных сил, для комплексной оценки которых уже потребуются использовать одну из теорий прочности. Однако проведенные расчеты показали, что учет этих факторов приведет к изменению результатов всего на 2–3 %, что позволяет оставаться в рамках классической теории и простых аналитических зависимостей.

Проведенные эксперименты показали, что более существенный рост предела выносливости материала происходит с уменьшением размеров контактного кольца, шероховатости его поверхности и скругления кромок для уменьшения возможной концентрации напряжения вблизи геометрических неоднородностей. Аналитическое описание этих зависимостей и способы их учета в инженерных расчетах в настоящее время до конца еще не получены. Оценить их влияние можно лишь косвенно, например, по соотношению размеров стандартных образцов и исследуемых деталей (колец). Стандартные образцы на усталость имеют круглое сечение диаметром порядка 7–10 мм. Толщина контактных колец составляет всего 0,25 мм, что на порядок меньше стандартного значения и предполагает значительное увеличение действительного ресурса работы контактного кольца (11) по сравнению с теоретически рассчитанным значением.

На выносливость контактного кольца также оказывает влияние температура [28]. Анализируя результаты исследований по влиянию температуры на предел выносливости бронзовых сплавов, установлено, что при понижении температуры значения предела выносливости несколько увеличиваются, а при повышении сначала постепенно, а затем все более быстро уменьшается. При этом до температуры $+100^\circ$ этими изменениями в практических расчетах можно пренебречь из-за незначительности их эффекта.

Возможность термоусталости материала контактного кольца не рассматривалась, поскольку при малоцикловом нагружении она начинает проявляться при температурах от 30° при наличии зон больших градиентов температур и резкого изменения напряжений. В случае тонкостенных контактных колец, согласно полученным исходным данным от АО «РЕШЕТНЁВ», возникают перепады температур менее 20° , что не повлияет ни на структуру материала кольца, ни на его механические свойства. Скорость изменения температуры колец от -30° до $+80^\circ$ за сутки является очень малой, что и приводит практически к равномерному температурному полю токосъемного устройства.

Коэффициенты температурного расширения материалов контактного внешнего и внутреннего колец, согласно имеющимся справочным данным, идентичны в широком диапазоне температур. Это приводит к одинаковой относительной деформации всех колец, составляющих

токо съемный узел. Условия закрепления и работы контактных колец таковы, что нагрев начинается с внешнего кольца и значения температур падают вблизи внутреннего кольца. Следовательно, возникающие градиенты приведут к большему расширению внешнего кольца по сравнению с внутренним, что приведет к уменьшению натяга и, таким образом, снижению амплитудных значений переменных напряжений. Абсолютные значения температурной деформации колец зависят от значения коэффициентов температурного расширения их материала и составляют примерно в 1000 раз меньшие величины натяга, поэтому воздействием температурных напряжений на прочность и усталость контактных колец можно пренебречь.

Заключение

В работе предложены методики аналитического расчета напряженно-деформированного состояния контактных колец при работе кольцевых токо съемных устройств космических аппаратов. Методики основаны на известных положениях теории усталости и теории надежности, которые позволяют обеспечить требуемую усталостную прочность и надежность контактных колец, работающих в условиях пластичности в течение заданного срока службы или числа циклов нагружения.

Методика может быть использована для обоснования принятия конструкторско-технологических решений при проектировании новых или проверке существующих кольцевых токо съемных устройств. Простая формулировка методик позволяет решать как проверочные, так и проектировочные расчеты колец в зависимости от поставленной задачи и аналитически определять практически любой расчетный параметр.

Библиографические ссылки

1. Гришин А. А., Кудрявцев И. В. Обеспечение прочности контактных колец токо съёмных устройств космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 3(102). С. 81–91.
2. Разработка и внедрение в промышленное производство унифицированной высокоэнергетической космической платформы «Экспресс-2000» и создание на ее базе современных, конкурентоспособных космических аппаратов связи и телекоммуникаций / В. Е. Косенко, А. Н. Акимов, Ю. Г. Выгонский и др. ; АО «ИСС». 2015. 100 с.
3. Гришин А. А., Смирнов Н. А., Харитонов А. И. Анализ конструкции кольцевых токо съёмных устройств // Вестник СибГАУ. 2014. № 5 (57). С. 146–153.
4. Гришин А. А. Потери на токо съёмных устройствах при передаче электрической энергии от солнечных батарей на космический аппарат // Труды МАИ. 2017. № 97. С. 6.
5. Holmberg K. Tribological contact analysis of a rigid ball sliding on a hard coated surface. Part I: Modelling stresses and strains // Surf. Coat. Tech. 2006. Vol. 200. P. 3793–3809.
6. Драгунов Ю. Б., Зубченко А. С., Каширский Ю. В. Марочник сталей и сплавов. М. : Машиностроение, 2014. 1216 с.
7. Основы теории электрических аппаратов / под общ. ред. И. С. Таева. М. : Высшая школа, 1987. 352 с.
8. Электрический справочник в 3-х т. Т. 2. Электротехнические устройства / под общ. ред. проф. МЭИ В. Г. Герасимова. М. : Энергоиздат, 1981. 640 с.
9. Демкин Н. Б. Качество поверхности и контакт деталей машин. М. : Машиностроение, 1981. 244 с.
10. Комаров А. А. Электрические контакты. Самара : СамИИТ, 2001. 51 с.
11. Кацман М. М. Электрические машины. М. : Академия, 2017. 496 с.
12. Бойченко В. И. Контактные соединения токоведущих шин. Л. : Энергия, 1978. 144 с.
13. Мерл В. Электрические контакты. М. – Л. : Госэнергоиздат, 1962. 80 с.
14. Бредихин А. Н. Электрические контактные соединения. М. : Энергия, 1980. 168 с.
15. Домкин Н. Б. Контактное соединение шероховатых поверхностей. М. : Наука, 1970. 227 с.
16. Шлыков Ю. П. Контактное и термическое сопротивление. М. : Энергия, 1977. 328 с.

17. Ким Е. И., Омельченко В. Г., Харин С. Н. Математические модели процессов в электрических контактах. Алма-Ата : Наука, 1977. 236 с.
18. Усов В. В. Металловедение электрических контактов. М.-Л. : Госэнергоиздат, 1963. 208 с.
19. Феодосьев В. И. Сопротивление материалов. 10-е изд. М. : МГТУ, 1999. 592 с
20. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.
21. Хейвуд Р. Б. Проектирование с учетом усталости. М. : Машиностроение, 1982, 490 с.
22. Трошенко В. Т. Прочность металлов при переменных нагрузках. Киев : Наук. думка, 1978. 176 с.
23. Головин С. А., Пушкар А., Левин Д. М. Упругие и демпфирующие свойства конструкционных металлических материалов. М. : Metallurgia, 1987. 190 с.
24. Терентьев В. Ф., Кораблева С. А. Усталость металлов. М. : Наука. 2015. 479 с.
25. Зарубин В. С., Крищенко А. П. Теория вероятностей. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 456 с.
26. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. М. : Высшая школа, 2001. 575 с.
27. Дульнев Р. А. Термическая усталость материалов. М. : Машиностроение, 1980, 200 с.
28. Залесский А. М. Тепловые расчёты электрических контактов. Л. : Энергия, 1967. 380 с.

References

1. Grishin A. A., Kudrjavcev I. V. [Ensuring the strength of the contact rings of current-removing devices of spacecraft]. *Kosmonavtika i raketostroenie*. 2018, Vol. 102, No. 3, P. 81–91 (In Russ.).
2. Kosenko V. E. Akimov A. N., Vygotsky Yu. G. *Razrabotka i vnedrenie v promyshlennoe proizvodstvo unifikatsirovannoy vysokoenergeticheskoy kosmicheskoy platformy "Ekspress-2000" i sozdanie na ee baze sovremennykh, konkurentosposobnykh kosmicheskikh apparatov svyazi i telekommunikatsiy* [Development and introduction into industrial production of the unified high-energy space platform Express-2000 and the creation of modern, competitive communication and telecommunications spacecraft on its basis]. Zheleznogorsk, JSC ISS., 2015, 100 p.
3. Grishin A. A., Smirnov N. A., Kharitonov A. I. [Analysis of the design of ring current-removing devices]. *Vestnik SibGAU*. 2014, Vol. 57, No. 5, P. 146–153 (In Russ.).
4. Grishin A. A. [Losses on current-carrying devices during the transmission of electric energy from solar panels to a spacecraft]. *Trudy MAI*. 2017. No. 97 (In Russ.). Available at: https://mai.ru/upload/iblock/240/Grishin_Strugavets_rus.pdf (accessed: 01.06.2024).
5. Holmberg K. Tribological contact analysis of a rigid ball sliding on a hard coated surface. Part I: Modelling stresses and strains. *Surf. Coat. Tech.*, 2006, Vol. 200, P. 3793–3809.
6. Dragunov Yu. B., Zubchenko A. S., Kashirsky Yu. V. *Marochnik staley i splavov* [Marochnik of steels and alloys]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2014, 1216 p.
7. Taev I. S. *Osnovy teorii elektricheskikh apparatov* [Fundamentals of the theory of electrical devices]. Moscow, Higher School Publ., 1987, 352 p.
8. Gerasimov V. G. *Elektricheskiy spravochnik v 3-kh t. T. 2. Elektrotekhnicheskie ustroystva* [Electrical reference book in 3 volumes. Vol. 2. Electrical devices]. Moscow, Energoizdat Publ., 1981, 640 p.
9. Demkin N. B. *Kachestvo poverkhnosti i kontakt detaley mashin* [Surface quality and contact of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981, 244 p.
10. Komarov A. A. *Elektricheskie kontakty* [Electrical contacts]. Samara, SamIIT Publ., 2001, 51 p.
11. Katsman M. M. *Elektricheskie mashiny* [Electric machines]. Moscow, Akademiya Publ., 2017, 496 p.
12. Boychenko V. I. *Kontaktnye soedineniya tokovedushchikh shin* [Contact connections of current-carrying bus]. Leningrad, Energiya Publ., 1978, 144 p.
13. Merl V. *Elektricheskie kontakty* [Electrical contacts]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1962, 80 p.
14. Bredikhin A. N. *Elektricheskie kontaktnye soedineniya* [Electrical contact connections]. Moscow, Energiya Publ., 1980, 168 p.

15. Demkin N. B. *Kontaktirovanie sherokhovatykh poverkhnostey* [Contacting rough surfaces]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 227 p.
16. Shlykov Yu. P. *Kontaktnoe i termicheskoe soprotivlenie* [Contact and thermal resistance]. Moscow, Energiya Publ., 1977, 328 p.
17. Kim E. I., Omelchenko V. G., Kharin S. N. *Matematicheskie modeli protsessov v elektricheskikh kontaktakh* [Mathematical models of processes in electrical contacts]. Alma-Ata, Nauka Publ., 1977, 236 p.
18. Usov V. V. *Metallovedenie elektricheskikh kontaktov* [Metallology of electrical contacts]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1963, 208 p.
19. Feodosiev V. I. *Soprotivlenie materialov* [Resistance of materials]. Moscow, MSTU Publ., 1999, 592 p.
20. Birger I. A., Shorr B. F., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detaley mashin* [Calculation of the strength of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993, 640 p.
21. Heywood R. B. *Proektirovanie s uchetom ustalosti* [Fatigue-based design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, 490 p.
22. Troshchenko V. T. *Prochnost' metallov pri peremennykh nagruzkakh* [Strength of metals under variable loads]. Kiev, Nauk. Dumka Publ., 1978, 176 p.
23. Golovin S. A., Pushkar A., Levin D. M. *Uprugie i dempfiroyushchie svoystva konstruktivnykh metallicheskih materialov* [Elastic and damping properties of structural metal materials]. Moscow, Metallurgy Publ., 1987, 190 p.
24. Terentyev V. F., Korableva S. A. *Ustalost' metallov* [Fatigue of metals]. Moscow, Nauka Publ., 2015, 479 p.
25. Zarubin B. C., Krishchenko A. P. *Teoriya veroyatnostey* [Probability theory]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2004, 456 p.
26. Wentzel E. S. *Teoriya veroyatnostey* [Probability theory]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2001, 575 p.
27. Dulnev R. A. *Termicheskaya ustalost' materialov* [Thermal fatigue of materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 200 p.
28. Zalessky A. M. *Teplovye raschety elektricheskikh kontaktov* [Thermal calculations of electrical contacts]. Leningrad, Energiya Publ., 1967. 380 p.

© Гришин А. А., 2024

Гришин Антон Александрович – заместитель главного технолога по приборному производству; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: grishinaa@iss-reshetnev.ru.

Grishin Anton Alexandrovich – Deputy Chief Technologist for Instrument Manufacturing; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: grishinaa@iss-reshetnev.ru.

УДК 520.6.07:551.521.31

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213

Для цитирования: Результаты мониторинга радиационной обстановки на средней круговой орбите / Д. В. Елисеев, О. С. Графодатский, В. В. Иванов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 202–213. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213.

For citation: Eliseev D. V., Grafodatskiy O. S., Ivanov V. V. et al. [Results of monitoring the radiation environment in medium circular orbit]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 202–213. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-202-213.

Результаты мониторинга радиационной обстановки на средней круговой орбите

Д. В. Елисеев^{1*}, О. С. Графодатский², В. В. Иванов¹, И. А. Максимов¹,
К. В. Молчанов³, В. Ю. Прокопьев³

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

²АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»
Российская Федерация, 141070, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, 4

³Новосибирский национальный исследовательский государственный университет
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, ул. Пирогова, 1

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

В данной статье описаны методы и средства измерений ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП), проводимых с помощью экспериментального комплекса контроля дозы (ЭККД), расположенного на экспериментальном космическом аппарате (ЭКА) «Скиф-Д», который был выведен на орбиту $H=8070$ км и наклоном 90° . Произведен сравнительный анализ результатов расчётов и экспериментальных данных, полученных в ходе летной эксплуатации за один год исследования. Следует отметить, что данная орбита для российских производителей КА с точки зрения воздействия факторов космического пространства (ФКП) является малоизученной. Основная идея измерений ЭККД заключается в создании различных условий массовой защиты для каждого из девяти модулей регистрации интегральной накопленной дозы (МРИНД).

При освоении нового типа орбиты для эксплуатации КА, актуальной является задача обеспечения стойкости бортовой аппаратуры и КА в целом к воздействию факторов ионизирующего излучения космического пространства, характерных на данной орбите. Для этого необходимо экспериментальное подтверждение или уточнение на базе полученных натурных данных расчётной радиационной модели воздействия.

Основной задачей, которая решается в статье, является проведение мониторинга уровней интегральной накопленной дозы за различными массовыми защитами при воздействии ионизирующего излучения космического пространства на орбите с $H=8070$ км и сравнение результатов экспериментальных данных с расчётными оценками, проведенными по ОСТ134-1044-2007 изм. 1 (2017 г.).

Практическая значимость заключается в том, что экспериментальные результаты подтвердили расчётную модель. Получено экспериментальное подтверждение больших радиационных нагрузок в диапазоне типовых защит для ЭКБ $0,5-3$ г/см², круговой орбиты с $H=8070$ км по сравнению с орбитами ГСО и $H=1500$ км. Модернизированные датчики МРИНД получили летную квалификацию и подтвердили свою эффективность в части выполнения задач мониторинга факторов ионизирующего излучения космического пространства.

Ключевые слова: космический аппарат, радиационные эффекты, ионизирующее излучение космического пространства, мониторинг радиационной обстановки, полупроводниковый чувствительный элемент.

Results of monitoring the radiation environment in medium circular orbit

D. V. Eliseev^{1*}, O. S. Grafodatskij², V. V. Ivanov¹, I. A. Maksimov¹,
K. V. Molchanov³, V. Y. Prokopyev³

¹JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

²JSC “Central Research Institute for Machine Building”
4, Pionerskaya St., Korolev, Moscow Region, 141070, Russian Federation

³Novosibirsk State University
1, Pirogova St., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

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

Problem definition – these data will form the basis for the development of technical solutions that will minimize mass, time and financial costs while ensuring the radiation resistance of on-board equipment and the spacecraft as a whole.

Goal – the experimental dose control complex measures the level of absorbed ionizing space radiation doses in the sensitive element, assesses the radiation effects influence on the spacecraft, determines spacecraft’s residual radiation resource and refines impact models of the ionizing space radiation, located on an experimental spacecraft “Skif-D”, which was launched into orbit $H=8070$ km and inclination 90° .

Results – flight experiment demonstrated high convergence of the comparative analysis’ results of the experimentally obtained impact levels in orbit of the operation of the “Skif-D” spacecraft with the impact model stated in the Russian Federation Scientific and Technical Documentation (OST134-1044-2007 amend.1 (2017) “Methods of the calculation of radiating conditions on-board of spacecrafts and specification of requirements for resistance of radio-electronic equipment of spacecrafts to the action of the charged particles from the space of natural origin”);

Practical value – successful modernization of the ICDRM integral accumulated dose sensors in terms of their miniaturization and transition to a digital output (flight qualification of the sensors was obtained); the prospects of the concept of monitoring the integral accumulated radiation dose using semiconductor detectors with individual mass protection; experimental confirmation of a higher radiation exposure in the range of typical protections for ECB equal to $0.5-3$ g/cm², on a 8000 km circular orbit compared to the GEO and 1500 km circular orbit.

Keywords: spacecraft, radiation effects, factors of outer space, monitoring on-board equipment, semiconductor-sensing element.

Введение

Развитие спутниковой группировки космической системы «Сфера» определило необходимость освоения круговой орбиты с $H \sim 8000$ км. Первый космический аппарат «Скиф-Д», запуск которого состоялся 22.10.2022, был выведен на орбиту $H = 8070$ км и наклоном 90° . Результаты его лётных испытаний планируется реализовать для развертывания штатной орбитальной группировки системы широкополосного доступа в Интернет.

Данная орбита для отечественных производителей КА с точки зрения воздействия факторов космического пространства является малоизученной, в связи с этим мониторинг радиационной обстановки [1–4] является важнейшей задачей, решение которой позволит сформировать требования и обеспечить стойкость БА и КА в целом к воздействию ионизирующего излучения космического пространства. Необходимо отметить, что в настоящее время в открытых источниках доступен только малый объем информации со спутников 03В с $H = 8063$ км и наклоном $\sim 0^\circ$ [5–7].

С целью уточнения уровней воздействия ионизирующего излучения космического пространства, на КА «Скиф-Д» АО «РЕШЕТНЁВ» совместно с Новосибирским государственным

университетом была интегрирована аппаратура мониторинга дозовых нагрузок на электронно-компонентную базу. Полученная информация с аппаратуры экспериментального комплекса контроля дозы (ЭККД) ляжет в основу уточнения радиационной обстановки, что в дальнейшем поможет дополнить имеющиеся исследования на различных орбитах [8; 9] и выработать технические решения, позволяющие минимизировать массовые, временные и финансовые затраты при обеспечении радиационной стойкости бортовой аппаратуры и КА в целом.

Описание эксперимента

ЭККД обеспечивает измерения уровней поглощённых доз ионизирующих излучений космического пространства в чувствительном элементе и предназначен для оценки влияния радиационных воздействий на КА, определения остаточного радиационного ресурса КА, уточнения моделей воздействия ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП).

ЭККД выполнен в виде моноблока, включающего в себя матрицу модулей регистрации интегральной накопленной дозы (матрица МРИНД) (рис. 1). Регистрация ионизирующих излучений производится с помощью матрицы идентичных чувствительных элементов МРИНД, расположенных по сетке 3×3.

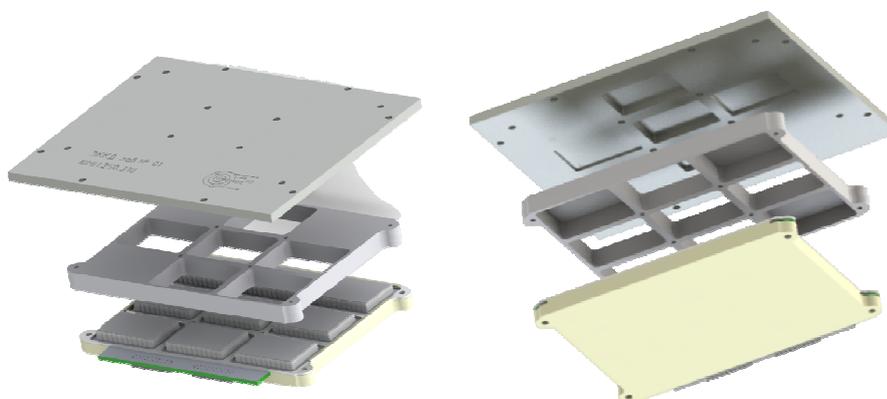


Рис. 1. Матрица МРИНД под разной массовой защитой

Fig. 1. ICDRM matrix under different mass protection

Толщины алюминия над МРИНД		
d=6,3 мм МРИНД №3	d=1,0 мм МРИНД №4	d=4,8 мм МРИНД №9
d=2,5 мм МРИНД №2	d=0,3 мм МРИНД №5	d=3,0 мм МРИНД №8
d=7,5 мм МРИНД №1	d=2,0 мм МРИНД №6	d=4,0 мм МРИНД №7

Рис. 2. Соответствие порядкового номера МРИНД и его массовой защиты

Fig. 2. ICDRM and mass protection sequence number matching

Отдельный МРИНД представляет микросборку из полупроводникового чувствительного элемента и радиационно-стойкого кристалла аналого-цифрового интеллектуального преобразователя. МРИНД имеет цифровой выход для внешнего управления и чтения измеряемых данных. Информационный обмен МРИНД и ЭККД осуществляется по внутреннему цифровому интерфейсу SPI.

МРИНД регистрирует интегральный поток всех основных видов ионизирующих излучений (фотоны, электроны, протоны), попадающих на его чувствительный элемент. Отклик МРИНД на каждый из видов излучений известен благодаря проведению калибровок в наземных условиях. Датчик испытан в поле γ излучения радионуклида ^{60}Co источника ГЭТ 38-2011 и в поле β излучения радионуклида Sr-Y-90 на установке УПБ-ИД методом эквивалентного поля в диапазоне поглощенных доз от 0,50 Гр до $1,20 \cdot 10^3$ Гр (ФГУП ВНИИФТРИ).

Каждый чувствительный элемент находится в специфических условиях облучения – массовая защита ослабляет поток ионизирующих излучений и изменяет их спектр (по-разному для каждого вида излучения). Массовая защита варьируется благодаря установке стальной решетки с различными толщинами ячеек (рис. 2).

В результате длительного наблюдения за динамикой показаний каждого из МРИНД формируется кривая дозовых нагрузок в зависимости от уровня защищенности, характерная для данного типа орбиты.

Технические характеристики представлены на табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики ЭККД

Параметр	Значение
Расчетный срок службы	3 года
Габариты	134 мм × 134 мм × 82,5 мм
Масса, не более	1,4 кг
Мощность потребления, не более	6 Вт
Рабочий диапазон температур	от -20 до +50 °С
Напряжение питания	От 23 до 32 В
Информационная магистраль обмена	Мультиплексный канал обмена ГОСТ Р 52070–2003
Количество модулей МРИНД	9 шт
Диапазон накопленной дозы МРИНД	0,05 до 120 крад

Методика измерения

Принцип работы ЭККД основан на различных исследованиях воздействия ионизирующего излучения на электронно-компонентную базу [10–12]. Под воздействием радиации в чувствительном элементе происходит деградация проводимости канала во встроенном полевом транзисторе. Таким образом, измеряя падение напряжения на чувствительном элементе при пропускании через него постоянного тока, можно судить о величине интегральной накопленной дозы радиации.

Разброс при фиксированной дозе по выборке аппроксимирующих кривых (σ) вычислен как среднеквадратичное отклонение от средней аппроксимирующей кривой. Величина относительного среднеквадратичного отклонения сопротивления при заданной накопленной дозе по выборке калибровок серии датчиков МРИНД не превышает $\pm 2,5\%$ в рабочем диапазоне поглощенной дозы. Диапазон разброса $\pm \sigma$ значения электрического сопротивления от значения сопротивления, соответствующего усредненной калибровочной кривой, показан на рис. 3 пунктирными линиями.

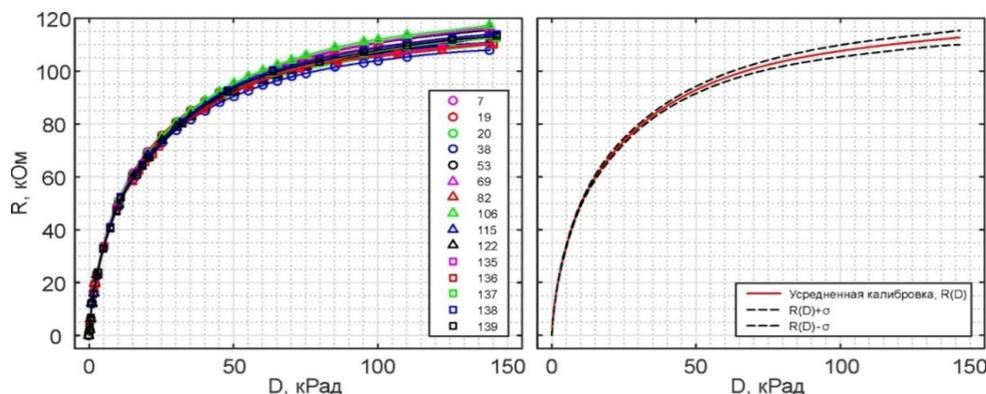


Рис. 3. Зависимости изменения значения электрического сопротивления чувствительного элемента МРИНД от поглощенной дозы на основе данных, полученных в результате проведения калибровок в наземных условиях

Fig. 3. Depending on the change in the value of the electrical resistance of the ICDRM's sensitive element and absorbed dose based on data obtained from ground-based calibrations

Результаты экспериментальных данных и их сравнение с расчётными оценками

Полученные экспериментальные данные позволяют оценить динамику роста поглощенной дозы для каждого значения массовой защиты. На рис. 4–6 представлены графики, характеризующие динамику изменения напряжения сток-истока чувствительных элементов МРИНД при воздействии ионизирующего излучения космического пространства.

Показания напряжения сток-истока МРИНД имеют ожидаемую динамику, обусловленную соответствующей массовой защитой чувствительного элемента, кроме МРИНД № 5 (защита 1 мм по алюминию). Отличия показаний МРИНД № 4, вероятнее всего, можно объяснить меньшим значением начального сопротивления канала транзистора чувствительного элемента МРИНД № 4. Среднее значение начального сопротивления канала сток-исток составляет около 31 ± 1 кОм, в то время как начальное сопротивление МРИНД № 4 составило 28,1 кОм.

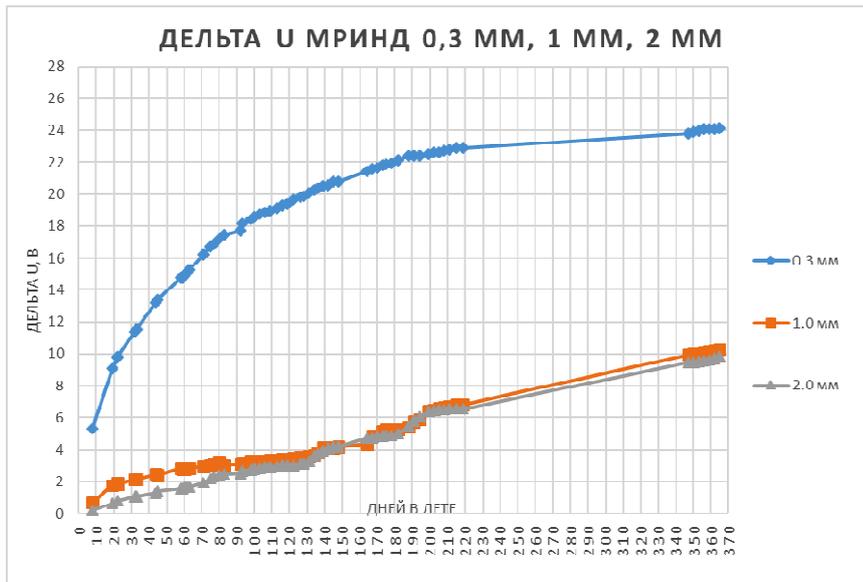


Рис. 4. Динамика изменения напряжения сток-истока чувствительного элемента МРИНД № 4, 5 и 6

Fig. 4. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 4, 5 and 6

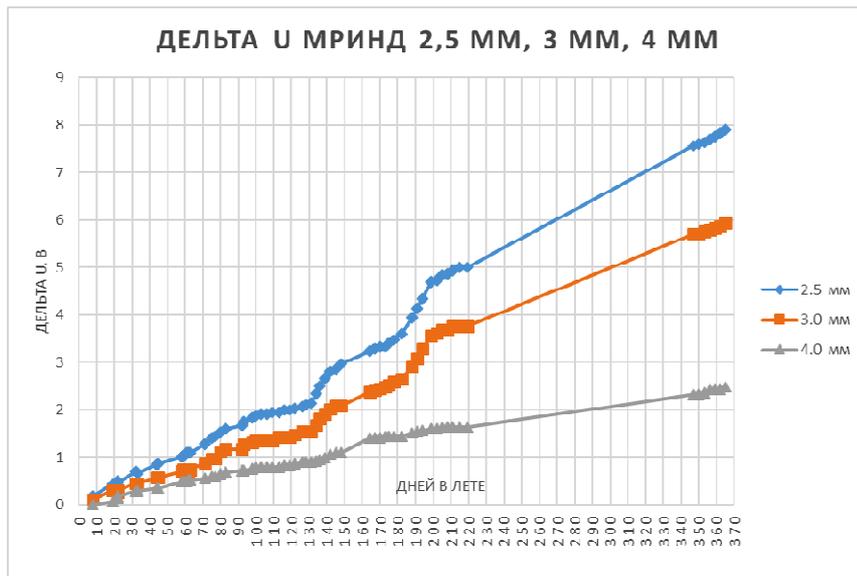


Рис. 5. Динамика изменения напряжения сток-истока чувствительного элемента МРИНД 2, 7 и 8

Fig. 5. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 2, 7 and 8

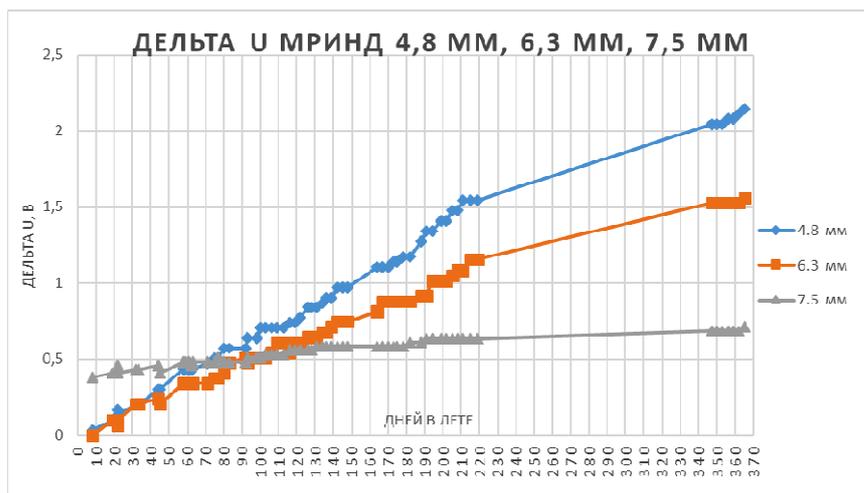


Рис. 6. Динамика изменения напряжения сток-источка чувствительного элемента МРИНД № 1, 3 и 9

Fig. 6. Dynamics of drain-source voltage changes in the ICDRM's sensitive element No. 1, 3 and 9

Одновременно с измерением дозы осуществлялся мониторинг текущей температуры на матрице МРИНД. Результаты мониторинга изображены на рис. 7, температура варьируется от -5 до $+15$ °С, средняя температура матрицы МРИНД составляет около 5 °С. При относительно небольшом разбросе температур разброс показаний АЦП при снятии телеметрии за один сеанс мог составлять ± 2 ед. АЦП.

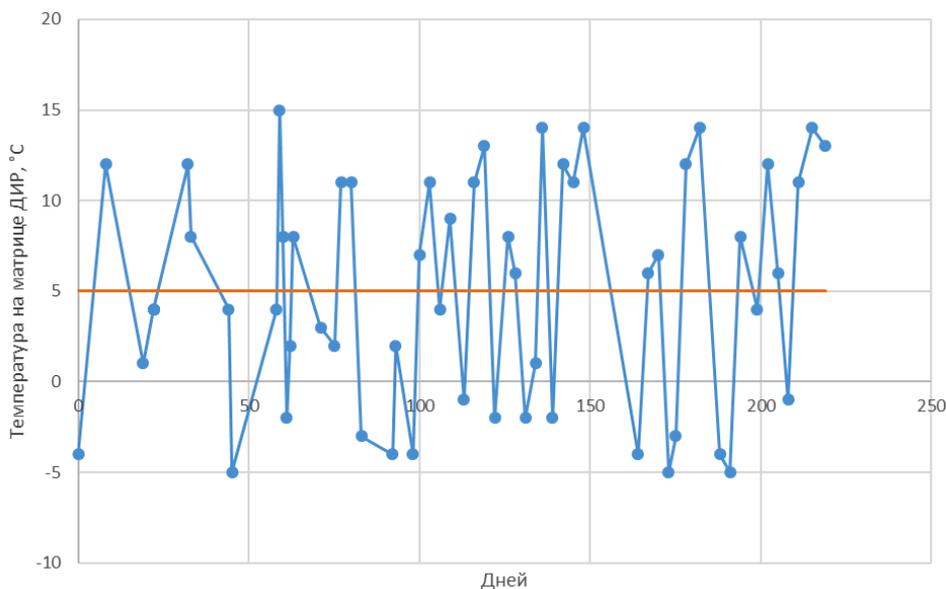


Рис. 7. Регистрация температуры на матрице МРИНД в разные дни

Fig. 7. Temperature registration on matrix the ICDRM on different days

Для расчётной оценки уровней накопленных доз в качестве модели воздействия на орбите функционирования КА ($H = 8070$ км, $i = 90^\circ$, САС 3 года), использовались данные ОСТ134-1044 изм. 1 «Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения».

Уровни поглощенных доз, в соответствии с модельным представлением ОСТ, для угла облучения 4π ср приведены в табл. 2 [13].

Таблица 2

Уровни поглощённых доз за САС

Величина защиты, г/см ²	Доза за сферической защитой, рад			
	Электроны ЕРПЗ, рад	Протоны ЕРПЗ, рад	Протоны СКЛ, рад	Суммарное значение, рад
1,00E-02	3,02E+07	2,84E+08	3,77E+04	3,14E+08
1,00E-01	3,18E+06	4,26E+06	9,11E+03	7,45E+06
2,00E-01	8,92E+05	8,55E+05	5,17E+03	1,75E+06
3,00E-01	4,24E+05	3,43E+05	3,57E+03	7,71E+05
4,00E-01	2,20E+05	1,63E+05	2,67E+03	3,86E+05
5,00E-01	1,29E+05	9,02E+04	2,07E+03	2,21E+05
6,00E-01	8,36E+04	5,69E+04	1,63E+03	1,42E+05
7,00E-01	5,79E+04	3,89E+04	1,32E+03	9,81E+04
8,00E-01	4,21E+04	2,85E+04	1,10E+03	7,17E+04
9,00E-01	3,18E+04	2,16E+04	9,33E+02	5,43E+04
1,00E+00	2,47E+04	1,69E+04	8,05E+02	4,24E+04
2,00E+00	5,96E+02	3,04E+03	3,06E+02	3,94E+03
3,00E+00	4,57E+02	1,13E+03	1,72E+02	1,76E+03
4,00E+00	3,79E+02	5,40E+02	1,14E+02	1,03E+03
5,00E+00	3,25E+02	3,44E+02	8,22E+01	7,51E+02
6,00E+00	2,84E+02	2,37E+02	6,26E+01	5,84E+02
8,00E+00	2,25E+02	1,28E+02	4,09E+01	3,94E+02
1,00E+01	1,83E+02	7,81E+01	2,89E+01	2,90E+02

В результате расчётных оценок были определены уровни воздействия для каждого чувствительного элемента МРИНД, которые позволили построить кривую поглощённой дозы (зависимость поглощённой дозы от величины защиты), и дальнейшей верификации расчётных значений с экспериментальными.

Результаты расчёта для всех МРИНД за САС 3 года представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты расчёта за САС 3 года

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад
5	0,3	1,42E+06
4	1	1,07E+05
6	2	2,07E+04
2	2,5	1,26E+04
8	3	8,31E+03
7	4	4,04E+03
9	4,8	2,29E+03
3	6,3	1,12E+03
1	7,5	7,96E+02

В табл. 4, 5 и на рис. 8, 9, соответственно, приведены результаты сравнения расчётных и экспериментальных данных за 220 дней и 1 год эксплуатации.

Исходя из данных, представленных на рис. 8, 9, можно сделать вывод, что кривые зависимости поглощённых доз от величины массовой защиты, полученные в ходе натуральных измерений и расчётных оценок, качественно совпадают. Незначительные расхождения, по-видимому, связаны с недостаточным объемом экспериментальных данных (необходимо больше времени для проведения измерений).

Таблица 4

Результаты расчёта за САС 220 дней

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад (расчётные)	Поглощённая доза, рад (экспериментальные)
5	0,3	2,86E+05	1,19E+05
4	1	2,15E+04	5,22E+03
6	2	4,16E+03	4,91E+03
2	2,5	2,53E+03	3,12E+03
8	3	1,67E+03	1,99E+03
7	4	8,11E+02	6,14E+02
9	4,8	4,60E+02	5,68E+02
3	6,3	2,24E+02	3,94E+02
1	7,5	1,60E+02	1,96E+02

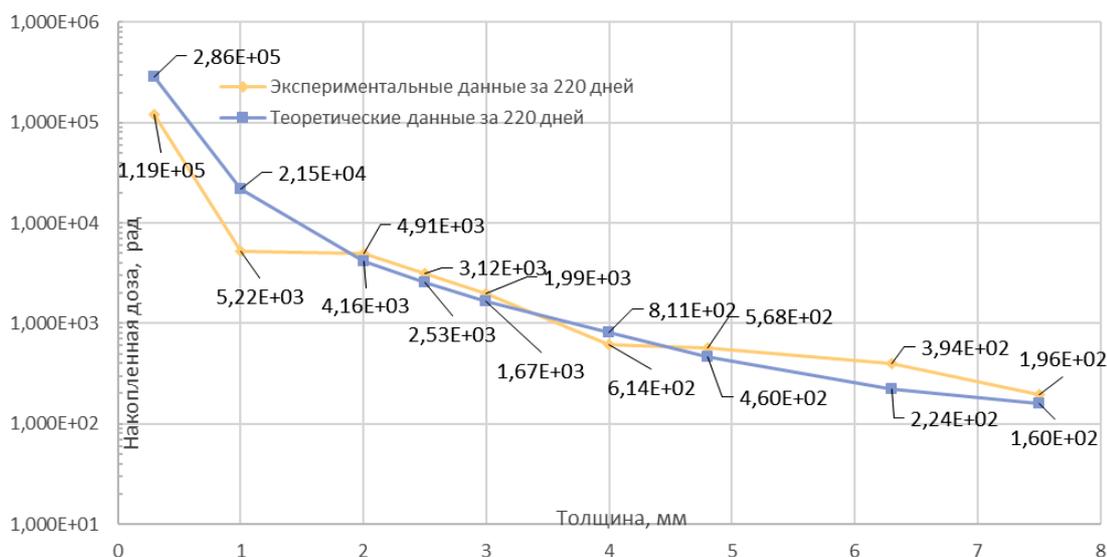


Рис. 8. Накопленная доза различных датчиков МРИНД за 220 дней

Fig. 8. Absorbed dose of ICDRM over 220 days

Таблица 5

Результаты расчёта за САС 1 год

Номер датчика	Величина защиты, мм Al	Поглощённая доза, рад (расчётные)	Поглощённая доза, рад (экспериментальные)
5	0,3	4,75E+05	2,95E+05
4	1	3,57E+04	1,12E+04
6	2	6,91E+03	1,02E+04
2	2,5	4,20E+03	6,78E+03
8	3	2,77E+03	4,13E+03
7	4	1,35E+03	1,09E+03
9	4,8	7,63E+02	8,82E+02
3	6,3	3,72E+02	5,77E+02
1	7,5	2,65E+02	2,23E+02

Имеющиеся данные являются подтверждением, что круговая орбита 8000 км, является достаточно жёсткой орбитой, с точки зрения радиационного воздействия, для функционирования КА с длительным САС. На рис. 10, 11 изображены расчётные величины накопленной дозы для различных значений защит для ГСО, круговых орбит 8000 и 1500 км за САС 10 лет [14].

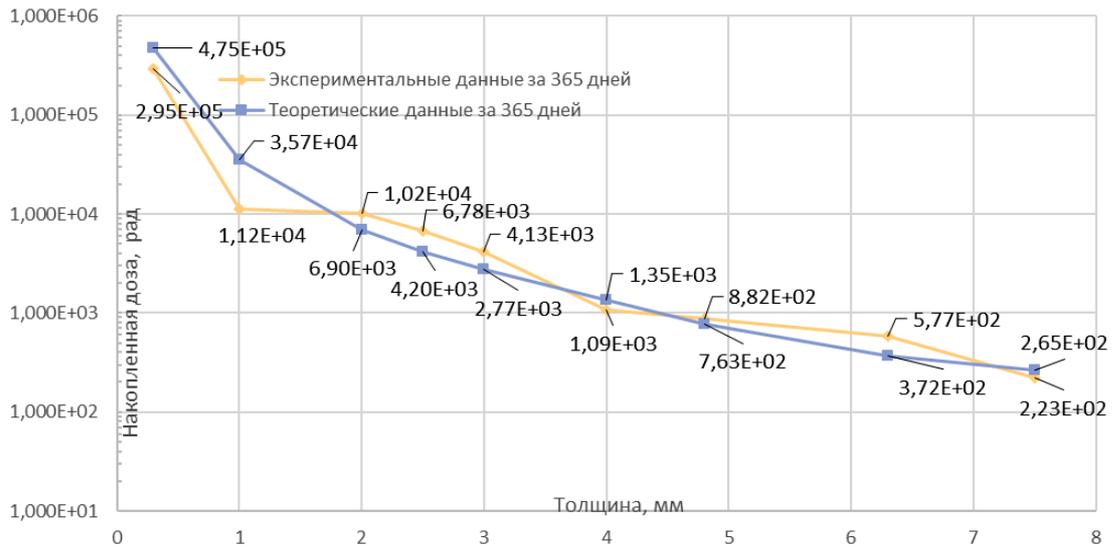


Рис. 9. Накопленная доза различных датчиков МРИНД за 1 год (365 дней)

Fig. 9. Absorbed dose of ICDRM over 1 years (365 days)

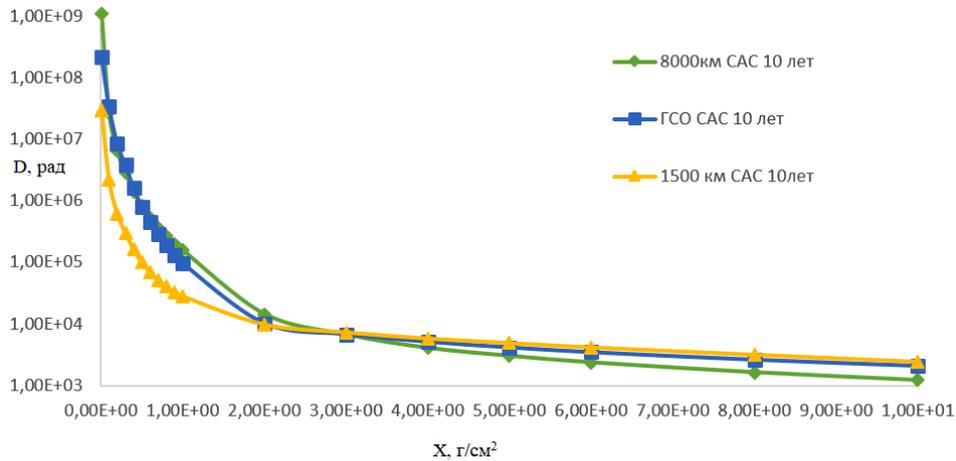


Рис. 10. Сравнительный график ГСО, 8000 и 1500 км

Fig. 10. Comparative graph of GEO, 8000 and 1500 km circular orbits

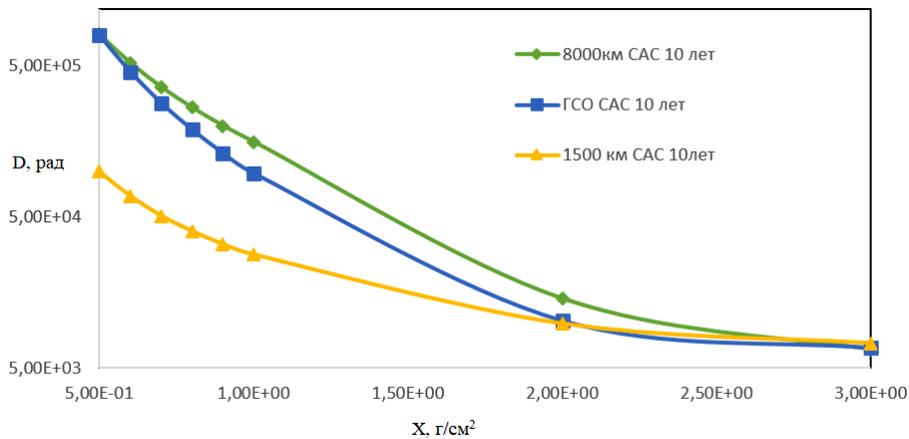


Рис. 11. Сравнительный график ГСО, 8000 и 1500 км для диапазона защит 0,5–3 г/см²

Fig. 11. Comparative graph of GEO, 8000 and 1500 km circular orbits for the protection range of 0.5–3 g/cm²

Исходя из данных, представленных на графиках 10, 11, можно сделать вывод, что уровни воздействия для орбиты 8000 км в диапазоне типовых защит для ЭКБ 0,5–3 г/см² превышают требования для орбиты ГСО и круговой орбиты 1500 км для аналогичного САС.

Уровень воздействия снаружи КА для орбиты 8000 км в ~ 5 раз выше уровня воздействия на ГСО и на ~ 1,5 порядка выше уровня воздействия на орбите 1500 км, что в свою очередь накладывает большие ограничения на перечень неметаллических материалов, которые допустимо применять снаружи КА.

Заключение

Результаты проведения лётного эксперимента в составе КА «Скиф-Д» продемонстрировали:

- 1) успешную модернизацию датчиков интегральной накопленной дозы МРИНД в части их миниатюризации и перехода на цифровой выход (получена лётная квалификация датчиков);
- 2) перспективность концепции мониторинга интегральной накопленной дозы радиации за счет применения полупроводниковых детекторов с индивидуальными массовыми защитами;
- 3) высокую сходимость результатов сравнительного анализа экспериментально полученных уровней воздействия на орбите функционирования ЭКА «Скиф-Д» с моделью воздействия, изложенной в НТД РФ (ОСТ134-1044-2007 изм. 1 (2017 г.) «Методы расчета радиационных условий на борту космических аппаратов и установления требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического происхождения»);
- 4) экспериментальное подтверждение большей радиационной нагрузки в диапазоне типовых защит для ЭКБ 0,5–3 г/см² круговой орбиты 8000 км по сравнению с орбитами ГСО и 1500 км.

Дальнейшая работа с аппаратурой ЭККД в рамках орбитального эксперимента КА «Скиф-Д» позволит накопить более объемную статистику по радиационной обстановке на орбите 8000 км, включая различные фазы активности Солнца. В перспективе предполагается разработать математические модели, позволяющие вычислять спектры воздействующих ИИКП на основании анализа многоканальных данных ЭККД.

Библиографические ссылки

1. Мониторинг радиационной обстановки на геостационарной орбите в максимуме 23-го цикла солнечной активности / Т. А. Иванова, Н. Н. Павлов, И. А. Рубинштейн и др. // Физические проблемы экологии (экологическая физика). 2001. № 6. С. 12–20.
2. Мониторинг радиационной обстановки на высокоапогейных космических аппаратах в максимуме 23-го цикла солнечной активности / В. В. Иванов, И. А. Максимов, А. В. Первухин и др. // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2003. Вып. 4. С. 39–40.
3. Балашов С. В., Иванов В. В., Максимов И. А. Мониторинг условий эксплуатации космических аппаратов посредством бортовой аппаратуры контроля негативных факторов // Вопросы атомной науки и техники. Сер.: физика радиационного воздействия на радиоэлектронную аппаратуру. 2003. Вып. 4. С. 41–42.
4. Тестоедов Н. А., Кочура С. Г., Максимов И. А. Система мониторинга уровней воздействия космической среды на космические аппараты разработки АО «Информационные спутниковые системы» // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 849–856.
5. Wood L., Yuxuan L., Opeoluwa O. Discusses satellite constellations. Uses *SaVi*, *ns* satellite network plot scripts and *ns* path delay script. Peer-reviewed journal paper // Journal of the British Interplanetary Society. 2014. Vol. 67, No. 3. P. 110–118.
6. Avionics Radiation Hardness Assurance (RHA) Guidelines / R. F. Hodson, J. A. Pellish, R. A. Austin et al. NASA Engineering and Safety Center, NASA/TM-20210018053. 2021 [Электронный ресурс]. URL: <http://ntrs.nasa.gov/citation/20210018053> (дата обращения: 12.02.2024).

7. Electron Microburst Size Distribution Derived With AeroCube-6 / M. Shumko, A. T. Johnson, J. G. Sample et al. // *J. of Geophys. Res.: Space Physics*. 2020. Vol. 125 (3). P. e2019JA027651.
8. Small Satellites for Space Science / R. M. Millan, R. von Steiger, M. Ariel et al. // *Advances in Space Research*. 2019. Vol. 64 (8). P. 1466.
9. Radiation damage at silicon junction by neutron irradiation / M. Hasegava, S. Mori, T. Ohsugi et al. // *Nucl. Inst. and Meth. in Phys Res.* 2019. Vol. A277. P. 395–400.
10. Викулин И. М., Горбачев В. Э., Курмашев Ш. Д. Деграция параметров транзисторных датчиков температуры под действием ионизирующего излучения // *Физика и техника полупроводников*. 2017. Т. 51, вып. 10. С. 1404–1409. DOI: 10.21883/FTP.2017.10.45021.8447.
11. Рембеза С. И., Стоянов А. А. Влияние ионизирующего излучения космического пространства на свойства полупроводниковых приборов // *Вестник ВГТУ*. 2012. № 10-1. [Электронный ресурс] URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-ioniziruyushchego-izlucheniya-kosmicheskogo-prostranstva-na-svoystva-poluprovodnikovyh-pribovov> (дата обращения: 08.02.2024).
12. ОСТ 134-1044 – изменение 1. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы расчёта радиационных условий на борту космических аппаратов и установление требований по стойкости радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию заряженных частиц космического пространства естественного происхождения. 2017 г.
13. Назаренко А. А., Максимов И. А., Кочура С. Г., Возможность унификации требований по радиационной стойкости для космических аппаратов с различными условиями функционирования // *Сибирский аэрокосмический журнал*. 2023. Т. 24, № 1. С. 126–135. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.
14. Новиков Л. С., Воронина Е. Н. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей средой. М. : КДУ ; Университетская кн., 2021. 560 с.

References

1. Ivanova T. A., Pavlov N. N., Rubinshtein I. A. et al. [Monitoring of the radiation situation in geostationary orbit at the maximum of the 23rd cycle of solar activity]. *Fizicheskie problemy e'kologii (e'kologicheskaya fizika)*. 2001, No. 6, P. 12–20 (In Russ.).
2. Ivanov V. V., Maksimov I. A., Pervukhin A. V. et al. [Monitoring of the radiation situation on high-apogee spacecraft at the maximum of the 23rd cycle of solar activity]. *Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seriya: fizika radiacionnogo vozdeystviya na radioe'lektronnyuyu apparaturu*. 2003, Vol 4, P. 39–40 (In Russ.).
3. Balashov S. V., Ivanov V. V., Maksimov I. A. [Monitoring the operating conditions of spacecraft using on-board equipment for monitoring negative factors]. *Voprosy atomnoj nauki i tekhniki. Seriya: fizika radiacionnogo vozdeystviya na radioe'lektronnyuyu apparaturu*. 2003, Vol. 4, P. 41–42 (In Russ.).
4. Testoedov N. A., Kochura S. G., Maksimov I. A. [System for monitoring the levels of impact of the space environment on spacecraft developed by JSC Information Satellite Systems]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 4, P. 849–856 (In Russ.).
5. Wood L., Yuxuan L., Opeoluwa O. Discusses satellite constellations. Uses *SaVi*, *ns* satellite network plot scripts and *ns* path delay script. Peer-reviewed journal paper. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2014, Vol. 67, No. 3, P. 110–118.
6. Hodson R. F., Pellish J. A., Austin R. A. et al. Avionics Radiation Hardness Assurance (RHA) Guidelines. NASA Engineering and Safety Center, NASA/TM-20210018053. 2021. Available at: <http://ntrs.nasa.gov/citation/20210018053> (accessed 12.02.2024).
7. Shumko M., Johnson A. T., Sample J. G. et al. Electron Microburst Size Distribution Derived With AeroCube-6. *J. of Geophys. Res.: Space Physics*. 2020, Vol. 125 (3), P. e2019JA027651.
8. Millan R. M., von Steiger R., Ariel M. et al. Small Satellites for Space Science. *Advances in Space Research*. 2019, Vol. 64 (8), P. 1466.

9. Hasegava M., Mori S., Ohsugi T. et al. Radiation damage at silicon junction by neutron irradiation. *Nucl. Inst. and Meth. in Phys Res.* 2019, Vol. A277, P. 395–400.

10. Vikulin I. M., Gorbachev V. E., Kurmashev Sh. D. [Degradation of parameters of transistor temperature sensors under the influence of ionizing radiation]. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov.* 2017, Vol. 51, Iss. 10, P. 1404–1409 (In Russ.). DOI: 10.21883/FTP.2017.10.45021.8447.

11. Rembeza S. I., Stoianov A. A. Influence of ionizing radiation from outer space on the properties of semiconductor devices // *Vestnik VSTU.* 2012. № 10-1. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/vliyanie-ioniziruyushchego-izlucheniya-kosmicheskogo-prostranstva-na-svoystva-poluprovodnikovyyh-priborov> (accessed 08.02.2024).

12. Industry Standard 134-1044-2007 amend. 1. Methods of the calculation of radiating conditions on-board of spacecrafts and specification of requirements for resistance of radio-electronic equipment of spacecrafts to the action of the charged particles from the space of natural origin. Moscow, 2017, 182 p. (In Russ.).

13. Nazarenko A. A., Maksimov I. A., Kochura S. G. [Possibility of unifying radiation resistance requirements for spacecraft with different operating conditions]. *Siberian Aerospace Journal.* 2023, Vol. 24, No. 1, P. 126–135 (In Russ.). DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-126-135.

14. Novikov L. S., Voronina E. N. *Vzaimodeystviye okhrannoy apparatury s okruzhayushchey sredoy* [Interaction of spacecraft with the environment]. Moscow, KDU, University book Publ., 2021, 560 p.

© Елисеев Д. В., Графодатский О. С., Иванов В. В.,
Максимов И. А., Молчанов К. В., Прокопьев В. Ю., 2024

Елисеев Денис Викторович – инженер-программист; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru.

Графодатский Олег Сергеевич – доктор технических наук, советник генерального директора; АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения». E-mail: grafodatskiyOS@tsniimash.ru.

Иванов Владимир Васильевич – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Максимов Игорь Александрович – доктор технических наук, начальник отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Молчанов Константин Владимирович – инженер 2 категории отдела аэрокосмических исследований; Новосибирский государственный университет. E-mail: K.molchanov@nsu.ru.

Прокопьев Виталий Юрьевич – заведующий отделом аэрокосмических исследований; Новосибирский государственный университет. E-mail: vprok@cosmos.nsu.ru.

Eliseev Denis Viktorovich – Soft-engineer; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: eliseevdv@iss-reshetnev.ru.

Grafodatsky Oleg Sergeevich – Dr. Sc., Advisor to the General Director; JSC “TsNIIMASH”. E-mail: grafodatskiyOS@tsniimash.ru.

Ivanov Vladimir Vasilievich – Cand. Sc., Deputy Head of Department; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Maksimov Igor Aleksandrovich – Dr. Sc., Head of Department; JSC “Academician Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Molchanov Konstantin Vladimirovich – engineer of the 2nd category; NSU. E-mail: k.molchanov@nsu.ru.

Prokopyev Vitaly Yuryevich – Head; NSU. E-mail: vprok@cosmos.nsu.ru.

УДК 629.7.021

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222

Для цитирования: Есина П. А., Корнев В. М. Использование принципа гравитационной стабилизации и ориентации при проектировании малых космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 214–222. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222.

For citation: Esina P. A., Kornev V. M. [Using the principle of gravitational stabilization and orientation in the design of small spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 214–222. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-214-222.

Использование принципа гравитационной стабилизации и ориентации при проектировании малых космических аппаратов

П. А. Есина*, В. М. Корнев

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

*E-mail: polina_alex13@mail.ru

В настоящее время большинство малых космических аппаратов (МКА) становятся все более актуальными в современной космической индустрии. Для успешного выполнения возложенных на них задач МКА должны быть некоторым образом сориентированы в пространстве относительно Земли. За эту задачу отвечает система ориентации и стабилизации (СОС), необходимая для контроля и управления положением МКА в пространстве.

На данный момент задачи для МКА в основном не требуют сложных поворотных маневров и высокой точности ориентации, поэтому большое распространение для них получили пассивные и комбинированные СОС. Такие системы имеют большой ресурс работы, отличаются простотой, высокой надежностью и малой массой. Одной из типовых систем, используемых в современной космической технике, является гравитационная система. Принцип гравитационной СОС основан на использовании силы тяжести, действующей на тело, и моментов инерции относительно трех взаимно ортогональных осей.

В данной статье предлагается проект МКА CubeSat размера 3U с гравитационной системой ориентации. Конструкция такого спутника требует наличие устройство гравитационной стабилизации, необходимое для развёртывания МКА после отделения его от ракеты-носителя, а также для создания восстанавливающего момента. Гравитационное устройство предполагается поместить между жестко скрепленных 2U МКА и третьим U МКА.

Преимущество такой конструкции заключается в том, что появляется возможность поместить на МКА больше полезного груза, не перегружая его различными приборами для системы ориентации и стабилизации.

Ключевые слова: малый космический аппарат, гравитационная система ориентации, момент инерции, демпфер, гравитационная штанга, актуатор.

Using the principle of gravitational stabilization and orientation in the design of small spacecraft

P. A. Esina*, V. M. Kornev

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

*E-mail: polina_alex13@mail.ru

Currently, most small spacecraft (MCAS) are becoming increasingly relevant in the modern space industry. To successfully complete the tasks assigned to them, the ICS must be oriented in some way in space relative to the Earth. The orientation and stabilization system (SOS) is responsible for this task, which is necessary for monitoring and controlling the position of the MC in space.

At the moment, the tasks for the MCA basically do not require complex turning maneuvers and high orientation accuracy, therefore passive and combined SOS have become widespread for them. Such systems have a long service life, are characterized by simplicity, high reliability and low weight. One of the typical systems used in modern space technology is gravity systems. The principle of gravitational SOS is based on the use of gravity acting on a body and moments of inertia relative to three mutually orthogonal axes.

This article proposes a 3U CubeSat ICA project with a gravitational orientation system. The design of such a satellite requires a gravitational stabilization device, which is necessary to deploy the ICA after separating it from the launch vehicle, as well as to create a restoring moment. The gravitational device is supposed to be placed between the rigidly bonded 2U MC and the third U MCA.

The advantage of this design is the fact that it becomes possible to place more payload on the MC without overloading it with various devices for the orientation and stabilization system.

Keywords: small spacecraft, gravity orientation system, moment of inertia, damper, gravity rod, actuator.

Введение

В настоящее время ряд мировых космических держав проводят исследования и проектные разработки для создания малых космических аппаратов (МКА). Уменьшение габаритов и массы МКА является большим преимуществом в области космического приборостроения, поскольку это влечет за собой существенное снижение финансовых затрат на вывод космического аппарата на орбиту и проектирование [1–2].

Важной составной системой космических аппаратов является система ориентации и стабилизации (СОС), задачами которой является ориентация аппарата или каких-либо отдельных его элементов в заданном направлении, а также противодействие возмущающим силам, как внешним, так и внутренним, которые стремятся изменить ориентацию и положение аппарата в пространстве. От качественного применения СОС зависит эффективность работы полезной нагрузки (ПН) МКА.

Правильно сориентированный МКА позволяет использовать в виде ПН направленные антенны (вместо всенаправленных), что значительно улучшает мощность и качество подаваемого сигнала. Кроме того, стратегия ориентации панелей солнечных батарей на Солнце позволяет максимально увеличить генерируемую электрическую мощность на бортовой аппаратуре КА, а ориентация радиационных панелей задается таким образом, чтобы минимизировать их освещенность Солнцем, что способствует обеспечению теплового баланса. Так достигается обеспечение живучести КА, когда сохраняется минимизация энергопотребления при сохранении гарантированного уровня генерации электроэнергии. Так как генерация электроэнергии связана с ориентацией панелей солнечных батарей на Солнце, режим обеспечения живучести МКА представляет собой комплекс мероприятий по исключению из алгоритма ориентации программируемых элементов и ориентация осуществляется непосредственно по датчикам наличия Солнца [3].

В роли ПН чаще всего выступают различного рода радиоприемники и радиопередатчики с направленными антеннами. Для более узких диапазонов частот, на которых передают информацию антенны, требуется более точная заданная ориентация, а погрешность в случае стабилизации (удержания спутника в одном положении) должна быть минимальной. Для КА, в составе ПН которых входят оптические средства (фото- и видеотелескопы), к задачам СОС прибавляется задача изменения ориентации с заданной минимальной скоростью.

Космическому аппарату задается определенное угловое движение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве ориентиров используют видимые небесные и наземные объекты (звёзды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве

(местная вертикаль, вектор напряжённости геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно измерить приборами [3–5].

К устройствам систем ориентации и стабилизации МКА предъявляются определенные требования, вызванные основными ограничениями по массе, размерам аппарата, его энергетическим и вычислительным ресурсам. Процесс ориентации по заданному направлению КА основывается на изменении из положения неориентированного в положение ориентированного. В задачу стабилизации входит восстановление первоначального положения, которое было нарушено вследствие воздействия каких-либо возмущающих факторов.

Для ориентации МКА используются активные и пассивные системы. К МКА предъявляются жёсткие требования по массе и габаритам, однако использование активной системы ориентации является не всегда целесообразным. В конструкциях МКА чаще всего сложно либо вообще невозможно установить реактивные двигатели коррекции в силу ограничения веса и размера самой конструкции МКА, к тому же отсутствие рабочего газа на борту космического аппарата позволяет значительно увеличить полезную массу МКА [3–5].

Пассивные методы стабилизации отличаются ещё и тем, что не требуют больших запасов дополнительной энергии на борту МКА.

Ввиду малых размеров спутника влияние со стороны аэродинамических сил и солнечного давления пренебрежимо малы и не могут выступать в роли системы ориентации. Оптимальным вариантом выступает гравитационная система ориентации, основанная на использовании гравитационного момента.

Гравитационная система ориентации и стабилизации

Принципы гравитационной ориентации МКА основаны на воздействии гравитационных и центробежных сил, возникающих за счет различия в моментах инерции МКА по его осям и приводящих к совмещению оси наименьшего момента инерции с радиусом-вектором орбиты, а оси максимального момента инерции – с бинормалью к орбите [6].

Величина стабилизирующих гравитационных моментов при движении МКА по круговой орбите и для малых углов отклонения определяются уравнениями в плоскости тангажа, крена и рыскания, соответственно:

$$M_z = 3\omega_{КА}^2 \cdot (I_Y - I_X) \cdot \Theta_c, \quad (1)$$

$$M_Y = 4\omega_{КА}^2 \cdot (I_Z - I_X) \cdot \Phi_c, \quad (2)$$

$$M_X = \omega_{КА}^2 \cdot (I_Z - I_Y) \cdot \Psi_c, \quad (3)$$

где $\omega_{КА}$ – орбитальная угловая скорость движения МКА; I_X, I_Y, I_Z – моменты инерции МКА относительно осей связанной системы координат; Φ_c, Θ_c, Ψ_c – углы крена, тангажа и рыскания соответственно (углы, определяющие взаимное положение орбитальной и связанной системы координат (ССК)).

Величина гравитационных моментов зависит от разности моментов инерции МКА и его угловой скорости, на которую влияет высота орбиты. Следовательно, гравитационная СОС более эффективна на низких круговых орбитах. Эффективность работы СОС зависит от величины моментов инерции, чем они больше (зависят от расстояния между элементами МКА, размещенными по направлению одной из осей ССК и центром масс спутника), тем сильнее аппарат сопротивляется изменению положения в пространстве, т. е. при больших моментах инерции МКА сложно повернуть вокруг центра масс [7; 8].

Гравитационный момент оказывает восстанавливающее действие на отклонение осей МКА от базовой системы координат в случае направления оси наименьшего момента инерции МКА I_X по радиус-вектору, а наибольшего момента инерции МКА I_z – по бинормальной орбите.

Создается возможность для трехосной ориентации при условии $I_X < I_Y < I_Z$, однако это обеспечивается при реализации конструкции МКА в виде гантели.

Угловое движение спутника под воздействием гравитационных восстанавливающих моментов при малых углах отклонения представляет собой независимое колебательное движение по плоскостям крена и рыскания.

Считая, что спутник осесимметричный $I_Y = I_Z$, т. е. КА с одноосной ориентацией, то контролируется положение только одной оси, направленной на центр Земли. При отсутствии демпфирования МКА будет совершать незатухающие гармонические колебания около равновесного направления – местной вертикали, совпадающей с радиус-вектором орбиты с частотой колебаний по тангажу ω_Θ :

$$\omega_\Theta = \omega_{КА} \sqrt{\frac{3(I_X - I_Y)}{I_X}}. \quad (4)$$

Гравитационная стабилизация становится возможной при ограничении углового вращения до уровня, обеспечивающего переход в колебательное движение, т. е. условия захвата:

$$\left(\frac{\dot{\Theta}_{Н.З.}}{\omega_\Theta} \right)^2 < 0,5(1 + \cos 2\Theta_{Н.З.}), \quad (5)$$

где $\Theta_{Н.З.}$, $\dot{\Theta}_{Н.З.}$ – начальные значения угла угловой скорости по тангажу, при которых обеспечивается захват.

Отсутствие в космическом пространстве внешней демпфирующей среды вынуждает создавать специальные устройства для рассеивания энергии, чтобы гасить колебания около равновесного положения. Такие устройства в виде механических или магнитных демпферов превращают энергию колебательного движения в тепловую. Преимущество, в данном случае, можно отдать магнитным демпферам, которые являются относительно компактными и надежными в эксплуатации.

Чаще всего при проектировании спутников с магнито-гравитационной СОС, при обеспечении одноосной ориентации МКА с погрешность 5–10°, необходимо создать максимальное соотношение моментов инерции МКА после его выведения на орбиту на уровне 15–20, а также гравитационного управляющего момента над возмущающими моментами в 10–15 раз.

Таким образом, одноосная ориентация МКА на Землю обеспечивается выбором соответствующего состава: исполнительных органов гравитирующего устройства, устройства для рассеивания энергии и датчиков наведения.

Применение гравитационного устройства в МКА

Нами предлагается проект малого космического аппарата CubeSat размера 3U с гравитационной системой ориентации (рис. 1), где гравитационное устройство показано условно. Конструкция такого спутника требует наличие устройства гравитационной стабилизации, необходимого для развёртывания МКА после отделения его от ракеты-носителя, а также для создания восстанавливающего момента. Гравитационное устройство предполагается поместить между жестко скрепленными 2U МКА и третьим U МКА. В транспортировочном виде гравитационное устройство находится в собранном положении, габариты которого не должны превышать габаритов МКА в сумме размеров транспортировочного контейнера.

Согласно спецификации конструкции CubeSat, максимальная масса CubeSat размера 3U не должна превышать 4 кг. Предполагаемый размер ребра каждого одиночного модуля составляет 10 см [9; 10].

Гравитационное устройство предназначено для создания необходимого соотношения моментов инерции КА относительно ориентируемых осей $I_X < I_Y = I_Z$. Если взять инерционную модель в виде гантели с массивным МКА и грузом (в нашем случае один из CubeSat), переме-



Рис. 1. Внешний вид МКА CubeSat размера 3U

Fig. 1. Appearance of CubeSat MCA size 3U

щаемым относительно центра масс КА от начального положения X_0 до конечного X_B , то моменты инерции I_Y такого КА после выдвигания груза можно определить по формуле

$$I_Y = I_{Y_0} + m_{и.г} \cdot X_B^2 \cdot \left(1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}\right), \quad (6)$$

где I_{Y_0} – момент инерции КА по оси Y в исходном положении (момент инерции будем считать для прямоугольного сечения); $m_{и.г}$ – масса инерционного груза; $M_{КА}$ – масса КА.

Уравнение (6) позволяет рассчитать необходимую длину гравитирующего устройства $l_{ш}$ при заданных требованиях по соотношению моментов инерции КА после выдвигания груза:

$$X_B = l_{ш} + X_0 = \sqrt{\frac{k_{YX} \cdot I_{X_0} - I_{Y_0}}{1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}}}, \quad (7)$$

где k_{YX} – коэффициент соотношения моментов инерции (15–20),

$k_{YX} = \frac{I_Y}{I_{X_0}} \geq 15$; I_{X_0} – момент инерции КА по оси X в исходном

положении.

Тогда уравнение для нахождения длины гравитирующего устройства приобретает вид:

$$l_{ш} = \sqrt{\frac{k_{YX} \cdot I_{X_0} - I_{Y_0}}{1 - \frac{m_{и.г}}{M_{КА}}}} - X_0. \quad (8)$$

Однако данный расчет не рассматривает наличие одной штанги либо системы из нескольких штанг. Требуется уточнение по расчетной массе инерционного груза, в качестве которого выступает спутник с балансировочной штангой (системой из гравитационных устройств). Для этого необходимо знать вид и материал гравитирующего объекта [11–13].

Рассматривалось два варианта устройства гравитационной системы ориентации [14; 15]. Первым и чаще всего используемым вариантом является применение гравитационной телескопической штанги (ГШ) (рис. 2, а). Такое устройство имеет форму стержня, отдаляющего части спутника друг от друга на определенное расстояние. Из-за того, что сила притяжения каждой части спутника зависит от расстояния до центра Земли, создается момент, стремящийся выставить штангу вдоль прямой, направленной на центр Земли (местная вертикаль). Принцип работы гравитационной системы ориентации заключается в следующем. Изначально ГШ находится в собранном виде за счет натяжения проволоки на катушке вала стабилизирующего двигателя. При выводе космического аппарата на орбиту стабилизирующий двигатель вместе с катушкой приводятся в движения. За счет удлинения проволоки, которая была намотана на катушку, ГШ выдвигается в рабочее положение. В результате усиливается взаимодействие постоянного магнита в ГШ с магнитным полем Земли, создавая тем самым необходимый по величине управляющий момент. Таким образом, ГШ ориентирует спутник на центр Земли. Действие гравитационного момента можно уменьшить. Для этого необходимо вал стабилизирующего двигателя вращать в другую сторону, при этом проволока наматывается на катушку, длина штанги уменьшается, следовательно, и уменьшается действие гравитационного момента.

Вторым вариантом выступает актуатор на основе желобчатой ленты (рис. 2, б). За счет формы сечения лента обладает достаточной гибкостью для наматывания на барабан и имеет необходимый запас устойчивости в развернутом состоянии. Данная конструкция состоит из трех лент, две из которых являются вспомогательными и меньшими по размеру, чтобы предотвратить деформацию желобчатой ленты от неравномерного теплового нагрева солнечными лучами [3].

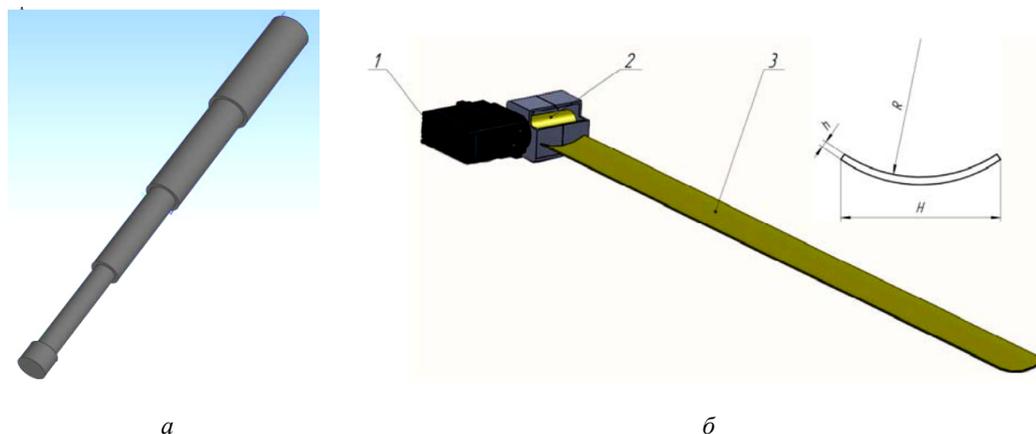


Рис. 2. Устройства гравитационной стабилизации:
 а – гравитационная телескопическая штанга; б – актуатор на основе желобчатой ленты

Fig. 2. Gravitational stabilization devices:
 a – gravity telescopic rod; b – chute belt actuator

Актуатор на основе желобчатой ленты, установленной на спутнике для гравитационной ориентации, работает на основе принципа использования гравитационных сил для управления ориентацией спутника. Принцип работы актуатора заключается в следующем. Под действием гравитационной силы, различная масса желобчатой ленты создает неравномерное распределение гравитационного момента относительно оси вращения спутника. Этот неравномерный гравитационный момент вызывает вращение спутника до тех пор, пока гравитационные силы не станут сбалансированными. Таким образом, актуатор на основе желобчатой ленты использует гравитационные силы для управления ориентацией спутника и обеспечивает его стабильную и точную ориентацию в пространстве.

Гравитационная штанга и актуатор на основе желобчатой ленты имеют свои преимущества и недостатки, и выбор между ними зависит от конкретных требований и условий применения. Вот несколько факторов, которые можно учесть при сравнении этих двух актуаторов.

Простота конструкции. Гравитационная штанга обычно более проста в исполнении и имеет меньше подвижных частей, что может облегчить ее производство и обслуживание. Актуатор на основе желобчатой ленты может быть более сложным по конструкции и требовать более точной калибровки.

Гибкость и точность. Актуатор на основе желобчатой ленты позволяет достичь более точной и гибкой регулировки ориентации спутника, так как массы на разных участках ленты могут быть изменены в широком диапазоне. Гравитационная штанга может иметь ограниченные возможности по точной настройке.

Эффективность. Гравитационная штанга может потреблять меньше энергии МКА для своей работы, так как её работа основана на использовании гравитационных сил. Актуатор на основе желобчатой ленты может потреблять больше энергии МКА из-за необходимости движения ленты и изменения распределенной массы.

Надежность. Оба актуатора могут быть достаточно надежными, но гравитационная штанга может иметь меньше подвижных частей и, следовательно, быть менее подвержена поломкам и износу.

На начальных этапах проектирования будем использовать в качестве гравитирующего устройства гравитационную штангу в силу ее универсальности и простоты в изготовлении.

В сложенном положении штанга крепится к верхнему и нижнему шпангоуту изделия так, чтобы ось штанги была параллельна оси КА. В рабочем положении штанга разворачивается перпендикулярно оси КА вокруг оси вращения шарнирного узла и фиксируется в данном положении.

После этапа отделения от ракеты-носителя любому КА необходимо осуществить процесс успокоения, т. е. гашение начальных угловых скоростей. Как сказано ранее, в роли устройства успокоения выступает постоянный магнит (магнитный демпфер), который автоматически захватывается магнитным полем Земли. Процесс выдвижения штанги должен происходить в районах Северного полюса после обеспечения ориентации продольной оси КА гравитирующим объектом на Землю.

Заключение

Проектируя МКА, необходимо учитывать преимущества предложенной конструкции СОС, так как она позволяет поместить на МКА больше полезного груза, не перегружая его различными приборами для системы ориентации и стабилизации. Однако при проектировании необходимо учесть особенности предлагаемой конструкции штанги (механизм крепления двух основных модульных кубов с третьим), ее массовые и габаритные характеристики, а также возможность деформации штанги в процессе эксплуатации.

Библиографические ссылки

1. Малые мира сего [Электронный ресурс]. URL: <https://old.computerra.ru/2007/683/3158/> (дата обращения: 27.08.2023).
2. Есина П. А., Галиев А. Р. Перспективы развития малых космических аппаратов // Актуальные вопросы устойчивого развития регионов, отраслей, предприятий : материалы Междунар. науч.-практ. конф. (23 декабря 2022, г. Тюмень): В 4-х т. Тюмень, 2023. С. 363–366.
3. Фомин Д. И., Мараев А. А. Система ориентации беспилотных летательных аппаратов // Альманах научных работ ИТМО. 2020. Т. 4. С. 92–97.
4. Веревкин П. Н., Кузнецов А. А. Обзор современных систем ориентации космических и беспилотных летательных аппаратов // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч. конф. (08–10 ноября 2023, г. Красноярск) / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2023. С. 11–13.
5. Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites // Progress in Aerospace Science. 2019. Vol. 109. EDN: JXPCMN.
6. Ignatov A. I., Sazonov V. V. Stabilization of the Gravitational Orientation Mode of an Artificial Earth Satellite (AES) by the Electromagnetic Control System // Cosm. Res. 2020. Vol. 58, No. 1. P. 33–41.
7. Desouky M. A. A., Abdelkhalik O. A new variant of the B-dot control for spacecraft magnetic detumbling // Acta Astronaut. Pergamon, 2020. Vol. 171. P. 14–22.
8. Kalenova V. I., Morozov V. M. Stabilization of Satellite Relative Equilibrium Using Magnetic and Lorentzian Moments // Cosm. Res. Pleiades journals. 2021. Vol. 59, No. 5. P. 343–356.
9. Спецификация конструкции CubeSat. 2013 [Электронный ресурс]. URL: <https://dernasherbrezon.com/posts/cubespec/> (дата обращения 17.08.2023).
10. База данных наноспутников [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения 03.12.2022).
11. Belokonov I., Timbai I., Nikolaev P. Approach for estimation of nanosatellite's motion concerning of mass centre by trajectory measurements (IAA-B12-0703) // 12th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, Berlin, Germany, 2019.

12. Орбитальная спутниковая группировка [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (дата обращения: 15.03.2023).

13. Белоконов И. В., Тимбай И. А., Барина Е. В. Выбор проектных параметров наноспутника формата CubeSat с пассивной системой стабилизации // Гироскопия и навигация. 2020. Т. 28, № 1. С. 81–100. DOI: 10.17285/0869-7035.0025.

14. Галиев А. Р., Есина П. А., Корнев В. М. Устройства для ориентации и стабилизации малых космических аппаратов // Наука и молодежь: проблемы, поиски, решения : тр. Всерос. науч. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых (16–17 мая 2023, г. Новокузнецк) / под общ. ред. С. В. Коновалова. Новокузнецк : Издательский центр СибГИУ, 2023. С. 115–118.

15. Есина П. А., Галиев А. Р., Корнев В. М. Устройства гравитационной стабилизации в конструкции малого космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч. конф. (08–10 ноября 2023, г. Красноярск). Красноярск, 2023. С. 557–559.

References

1. *Malye mira sego* [Small of this world]. Available at: <https://old.computerra.ru/2007/683/3158/> (accessed 27.08.2023).

2. Esina P. A., Galiev A. R. [Prospects for the development of small spacecraft]. *Aktual'nye voprosy ustoychivogo razvitiya regionov, otrasley, predpriyatiy : materialy Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Actual issues of sustainable development of regions, industries, enterprises. materials of Intern. scientific. practical conf.]. Tyumen, 2023, P. 363–366 (In Russ.).

3. Fomin D. I., Maraev A. A. [Orientation system for unmanned aerial vehicles]. *Al'manakh nauchnykh rabot ITMO*. 2020, Vol. 4, P. 92–97 (In Russ.).

4. Verevkin P. N., Kuznetsov A. A. [Review of modern orientation systems of space and unmanned aerial vehicles]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Reshetnev Readings : proceedings of the XXVII International scientific conference]. Krasnoyarsk, 2023, P. 11–13 (In Russ.).

5. Ovchinnikov M. Yu., Roldugin D. S. A survey on active magnetic attitude control algorithms for small satellites. *Progress in Aerospace Science*, 2019, Vol. 109, EDN: JXPCMN.

6. Ignatov A. I., Sazonov V. V. Stabilization of the Gravitational Orientation Mode of an Artificial Earth Satellite (AES) by the Electromagnetic Control System. *Cosm. Res.* 2020, Vol. 58, No. 1, P. 33–41.

7. Desouky M. A. A., Abdelkhalik O. A new variant of the B-dot control for spacecraft magnetic detumbling. *Acta Astronaut. Pergamon*. 2020, Vol. 171, P. 14–22.

8. Kalenova V. I., Morozov V. M. Stabilization of Satellite Relative Equilibrium Using Magnetic and Lorentzian Moments. *Cosm. Res. Pleiades journals*. 2021, Vol. 59, No. 5, P. 343–356.

9. CubeSat design specification. Available at: <https://dernasherbrezon.com/posts/cubespec/> (accessed 17.08.2023).

10. *Baza dannykh nanosputnikov* [Nanosatellite database]. Available at: <https://www.nanosats.eu/> (accessed 03.12.2022).

11. Belokonov I., Timbai I., Nikolaev P. Approach for estimation of nanosatellite's motion concerning of mass centre by trajectory measurements (IAA-B12-0703). *12th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*. Berlin, Germany, 6–10 May 2019.

12. *Orbital'naya sputnikovaya gruppirovka* [Orbital satellite constellation]. Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/> (accessed 15.03.2023).

13. Belokonov I. V., Timbai I. A., Barinova E. V. [Selection of design parameters of the CubeSat nanosatellite with a passive stabilization system]. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2020, Vol. 28, No. 1, P. 81–100 (In Russ.). DOI 10.17285/0869-7035.0025.

14. Galiev A. R., Esina P. A., Kornev V. M. [Devices for orientation and stabilization of small spacecraft]. *Nauka i molodezh': problemy, poiski, resheniya : tr. Vseros. nauch. konf. studentov, aspirantov i molodykh uchenykh* [Science and Youth: problems, searches, solutions Proceedings of the

All-Russian Scientific Conference of Students, Postgraduates and Young Scientists]. Novokuznetsk, 2023, P. 115–118 (In Russ.).

15. Esina P. A., Galiev A. R., Kornev V. M. [Gravitational stabilization devices in the design of a small spacecraft]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Reshetnev Readings: Proceedings of the XXVII International Scientific Conference]. Krasnoyarsk, 2023, P. 557–559 (In Russ.).

© Есина П. А., Корнев В. М., 2024

Есина Полина Алексеевна – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: polina_alex13@mail.ru.

Корнев Владимир Михайлович – кандидат экономических наук, доцент, доцент кафедры технической механики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: 2604775@mail.ru.

Esina Polina Alekseevna – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: polina_alex13@mail.ru.

Kornev Vladimir Mikhailovich – Cand. Sc., Associate Professor; Associate Professor of the Department of technical mechanics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: 2604775@mail.ru.

УДК 629.7.063.6

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-223-232

Для цитирования: Климовский Д. А., Журавлев В. Ю. Уточнение границ зоны пластических деформаций диафрагмы топливного бака // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 223–232. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-223-232.

For citation: Klimovskiy D. A., Zhuravlev V. Yu. [Clarification of the plastic deformations zone borders for the fuel tank diaphragm]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 223–232. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-223-232.

Уточнение границ зоны пластических деформаций диафрагмы топливного бака

Д. А. Климовский*, В. Ю. Журавлев

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

*E-mail: Klinsky92@yandex.ru

Актуальным направлением теоретических и практических исследований в области ракетостроения является обеспечение бесперебойной и надежной работы жидкостных ракетных двигателей. Надежная работа и запуск двигателя в условиях невесомости невозможны без гарантированного разделения жидкой и газовой фазы в топливном баке. Для решения данной задачи применяются металлические выворачивающиеся диафрагмы-разделители. Исследование процесса выворачивания металлических диафрагм-разделителей позволяет проектировать их для топливных баков различного размера и формы по заданным параметрам вытеснения компонента и является актуальным объектом исследования.

Известные математические зависимости не обладают достаточной точностью и соответствуют результатам экспериментов. Для повышения качества проектирования при использовании любого деформационно-энергетического подхода необходимо повысить точность определения границ зоны пластического деформирования диафрагм на различных этапах выворачивания. Уточнение границ этой зоны возможно при использовании современных средств компьютерного моделирования.

Приведено описание и результат моделирования металлических диафрагм с различными геометрическими параметрами, нагруженных равномерным давлением, с учетом пластических свойств материала в программном комплексе MSC NASTRAN. В результате работы определена уточненная зона пластических деформаций металлических выворачивающихся диафрагм топливных баков. Введены новые углы, описывающие эту зону. Получены зависимости этих углов от угла торовой области, не зависящие от геометрических параметров диафрагмы. Выявлены условия, при которых использование уравнения энергетического принципа нецелесообразно из-за наличия мембранных напряжений.

Ключевые слова: диафрагма-разделитель, конечно-элементное моделирование, осесимметричный конечный элемент, MSC NASTRAN.

Clarification of the plastic deformations zone borders for the fuel tank diaphragm

D. A. Klimovskiy*, V. Yu. Zhuravlev

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

*E-mail: Klinsky92@yandex.ru

A relevant area of theoretical and practical research in the field of rocket science is ensuring the uninterrupted and reliable operation for liquid rocket engines. Reliable operation and engine start in zero gravity is impossible without guaranteed separation of the liquid and gas phases in the fuel tank. This problem is solved by the introduction of metallic reversible diaphragm separators. The eversion process research for the metal diaphragm separators allows you to design them for fuel tanks of various sizes and shapes according to the specified parameters of the displacement of the component. This is an actual object of research.

The known mathematical dependencies do not have sufficient accuracy and correspondence to experimental results. To improve the quality of design when using any deformation-energy approach, it is necessary to increase the accuracy of determining the boundaries for plastic deformation zone of diaphragms at various stages of eversion. Clarification of the boundaries for this zone is possible using modern computer modeling tools.

The article provides a descriptions and simulation result for metal diaphragms with different geometric parameters, loaded with uniform pressure, taking into account the plastic material properties in the MSC NASTRAN software package. As a result of the work, a refined zone of plastic deformation for fuel tanks metal eversible diaphragms was determined. We have introduced new angles to describe this zone. The dependences for these angles on the angle of the torus region, independent of the geometric parameters of the diaphragm, were obtained. We also identified the conditions under which the use of the energy principle equation is inappropriate due to the presence of membrane stresses.

Keywords: diaphragm separator, finite element modeling, axisymmetric finite element, MSC NASTRAN.

Введение

К топливным бакам жидкостных ракетных двигателей малой тяги, работающих в условиях невесомости, предъявляют высокие требования по обеспечению гарантированного разделения жидкой и газовой фаз. Это необходимо для многократного запуска двигателей в условиях отсутствия гравитации [1–3].

Для обеспечения нормальной подачи жидкого компонента топлива из бака в жидкостный ракетный двигатель малой тяги необходимо гарантированное разделение жидкой и газообразной фазы, которое возможно только при механическом разделении фаз. Эффективным является использование осесимметричных металлических выворачивающихся диафрагм-разделителей [3–5] (рис. 1). Деформирование разделителя в процессе выворачивания происходит в малом объеме торовой зоны перекатывания, перемещающейся вдоль образующей, и носит четко выраженный пластический характер. Под действием распределенного давления в результате перемещения зоны пластического деформирования срединная часть разделителя находится в упругом деформированном состоянии и перемещается вдоль оси бака [3–6].

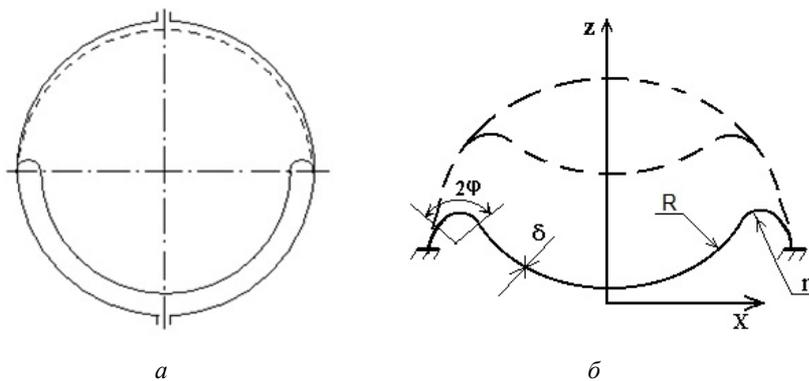


Рис. 1. Эскиз металлической диафрагмы-разделителя:
 а – в составе однокомпонентного сферического бака;
 б – с основными геометрическими параметрами

Fig. 1. Drawing of a metal diaphragm separator:
 a – as part of a one-component spherical tank; b – with basic geometric parameters

Для идеально пластического тела пластическое течение определяется конечной комбинацией нагрузок. Путь нагружения, начальное напряжение и деформации при этом не учитываются. Для определения основных параметров процесса пластического деформирования используется экстремальный принцип для идеально пластического тела, характеризующий минимальные свойства действительного поля скоростей на основе конечных пластических деформаций [3–8]:

$$\int_F X_n V_n dF \leq \tau_s \int_V H' dV, \quad (1)$$

где X_n – поверхностная нагрузка; V_n – скорость перемещения поверхности; F – движущаяся в результате деформации поверхность; τ_s – предел текучести материала при сдвиге; H' – кинематически возможная интенсивность скоростей деформации; V – объем пластической зоны.

Математические зависимости, составленные на экспериментально обоснованной физической модели пластического деформирования тонкостенных оболочек с произвольной формой образующей, не обладают достаточной точностью и соответствием результатам экспериментов. Эти расхождения объясняются принятыми без достаточного обоснования симметричными границами зоны пластического деформирования и видом поверхности, принимаемой как торовая. Для расчета параметров пластического деформирования участков оболочек при их проектировании используются требующие значительных затрат времени и средств уточняющие коэффициенты, определяемые для каждой формы образующей разделителя экспериментально и зависящие преимущественно от угла φ [4; 5]. Приведем пример формул для расчета давления выворачивания и радиуса торовой зоны для отдельных видов форм образующей на участке выворачивания [4; 5]:

$$P = \frac{4\tau_s s}{R_C^2 \sin \varphi} \cdot \sqrt{R_C s (\sin \varphi - \varphi \cos \varphi)} \cdot \frac{1}{1 - k \cdot \varphi}, \quad (2)$$

$$r = 0,5 \sqrt{\frac{x_C \cdot s}{\sin \varphi - \varphi \cdot \cos \varphi}} \cdot (1 - k \cdot \varphi), \quad (3)$$

или

$$r = 0,5 \sqrt{\frac{x_C \cdot s}{\sin \varphi - \varphi \cdot \cos \varphi}} \cdot (1 - k \cdot \varphi) \cdot \left(1 - k_1 \frac{R_C - A}{R_C}\right). \quad (4)$$

Для повышения качества проектирования при использовании любого деформационно-энергетического подхода необходимо уточнить границы зоны пластического деформирования оболочки на различных этапах выворачивания разделителя.

Постановка задачи

В качестве метода решения задачи предлагается использовать конечно-элементное моделирование упруго-пластичного разделителя с последующим исследованием напряженно-деформированного состояния торового и примыкающего к нему участка оболочки. Для этого необходимо смоделировать схему нагружения диафрагмы (рис. 2).

Исследуется свободно-выворачивающаяся диафрагма, т. е. предполагается отсутствие касания вывернутой части стенок бака. С внутренней стороны на диафрагму действует перепад давления выворачивания «р». Защемляется зона крепления диафрагмы к шпангоуту бака.

Параметры численного моделирования

Для проведения исследования использован пакет компьютерного моделирования MSC NASTRAN. При численных исследованиях в подобных программных продуктах основу расчета составляет правильное приложение и учет действующих на тело нагрузок, а также создание качественной конечно-элементной модели. Создание последней всегда является сложной и трудоемкой задачей.

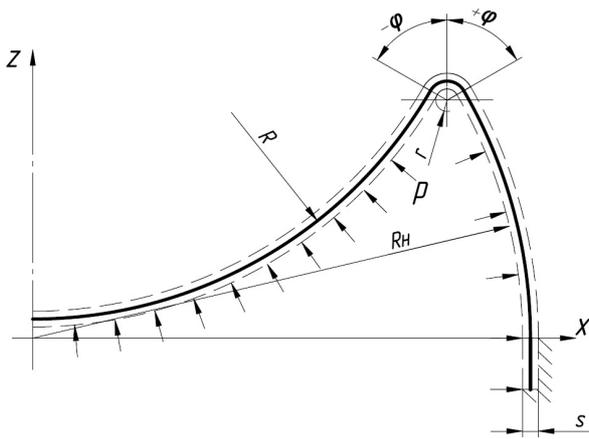


Рис. 2. Схема нагружения диафрагмы

Fig. 2. Diaphragm loading diagram

модели в торовой зоне на достаточно мелкие конечные элементы, порядка $1/20$ толщины диафрагмы, для уточненного исследования распределения зон пластического деформирования.

Так как поставленная задача является осесимметричной, целесообразно использовать КЭ типа Axisymmetric из раздела объемных КЭ (Volume Elements) [10–12]. Осесимметричный КЭ представляет собой кольцеобразный элемент с треугольным или четырехугольным сечением. Данный тип КЭ строится в плоскости XZ базовой системы координат, где Z – ось вращения тела. При построении модели строится только половина сечения тела вращения, при этом модель не должна пересекать ось Z. Для сетки выбраны четырехугольные КЭ типа Quads, которые обладают лучшей сходимостью по сравнению с элементами Tri [10–14].

Результаты конечно-элементного моделирования напрямую зависят от правильности выбора типа конечных элементов (КЭ) и качественного построения конечно-элементной сетки на их основе. В работе [9] (рис. 3) для решения аналогичной задачи были использованы два типа КЭ – Brick и Tetra. С их помощью получена модель четверти диафрагмы. Однако полученная модель обладает рядом недостатков. Во-первых, необходимый объем памяти. Модель занимает порядка 8 GB дискового пространства. Это требует значительных затрат времени и ресурсов вычислительной техники на проведение расчетов и обработку результатов. Во-вторых, даже при таком объеме модели, не получается разбить сечение

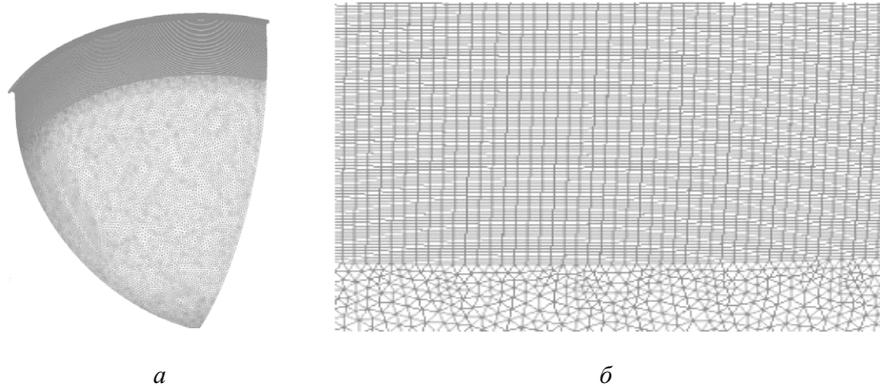


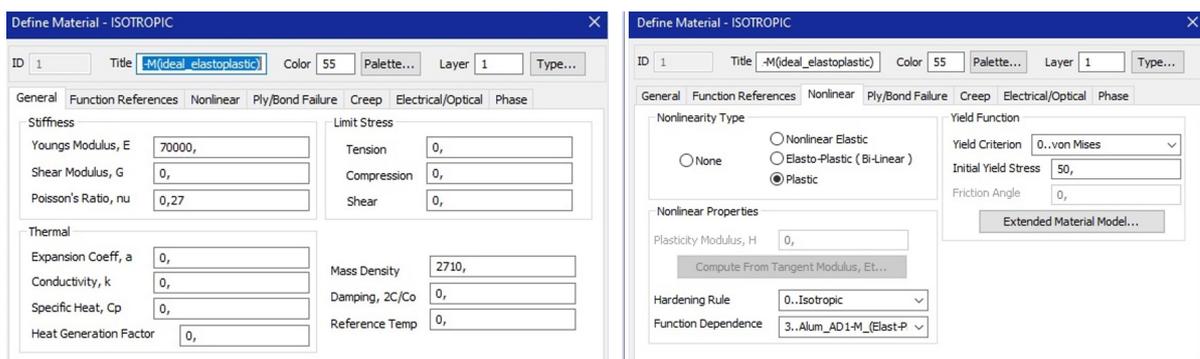
Рис. 3. Модель диафрагмы на основе КЭ Brick и Tetra:

a – четверть диафрагмы; б – зона соединения КЭ Brick и Tetra

Fig. 3. Diaphragm model based on Brick and Tetra FE:

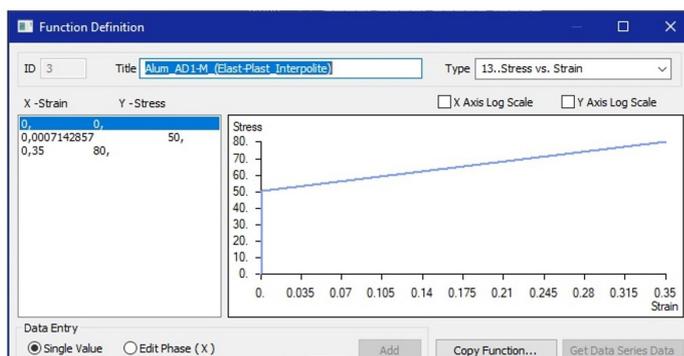
a – quarter of the diaphragm; b – connection zone between the Brick and Tetra FEs

Для построения конечно-элементной модели использовался алгоритм, описанный в работах [15; 16]. Половина сечения диафрагмы сразу создается конечными элементами без создания геометрической модели. Конечные элементы в торовой и прилегающей зоне задаются гуще ($1/20$ s), чем на сферическом участке ($1/4$ s). Число элементов выбрано так, чтобы получившиеся элементы были максимально близки к квадратным. Материал в расчетах – алюминий АД-1М ($E = 0,7 \times 10^5$ МПа, $\mu = 0,27$, $\sigma_{02} = 50$ МПа, $\sigma_B = 80$ МПа, $\epsilon_B = 0,35$, изотропный, упруго-пластичный). Параметры материала в MSC NASTRAN показаны на рис. 4, а, б. Нелинейные свойства задаются графиком 13. Stress vs Strain по трем точкам $(0;0)$, $(\sigma_{02}/E; \sigma_{02})$, $(\epsilon_B; \sigma_B)$ (рис. 4, в).



a

б



в

Рис. 4. Задание свойств материала в MSC NASTRAN:

a – общие свойства; *б* – свойства пластичности; *в* – график напряжение-деформация для сплава АД-1М

Fig. 4. Setting material properties in MSC NASTRAN:

a – general properties; *b* – plasticity properties; *c* – stress-strain graph for the AD-1M alloy

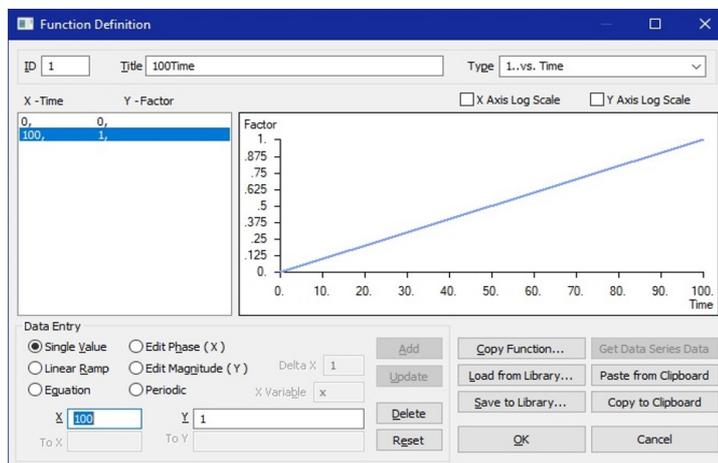


Рис. 5. График приложения нагрузки

Fig. 5. Load application graph

Для расчета использовался нелинейный статический анализ «22...Advanced Nonlinear Static» с опциями больших перемещений [10–12]. Нагрузка в расчете задается функцией от времени (числа шагов) (рис. 5) и постепенно нарастает от 0 до 100 % на 100 временных шагов. В настройках решателя задается 100 шагов с временным шагом 1. Максимальное значение давления задавалось как 0,1 МПа. При этом решатель постепенно приближается и останавливается на определенной нагрузке (рис. 6). Это оказалось удачным решением, так как при заранее неизвестном

давлении выворачивания, мы получаем значение, которое имеет один порядок с экспериментальным давлением. При таком способе задания параметров значение давления получается как процент, равный time step в конечный момент расчета от максимального заданного давления.

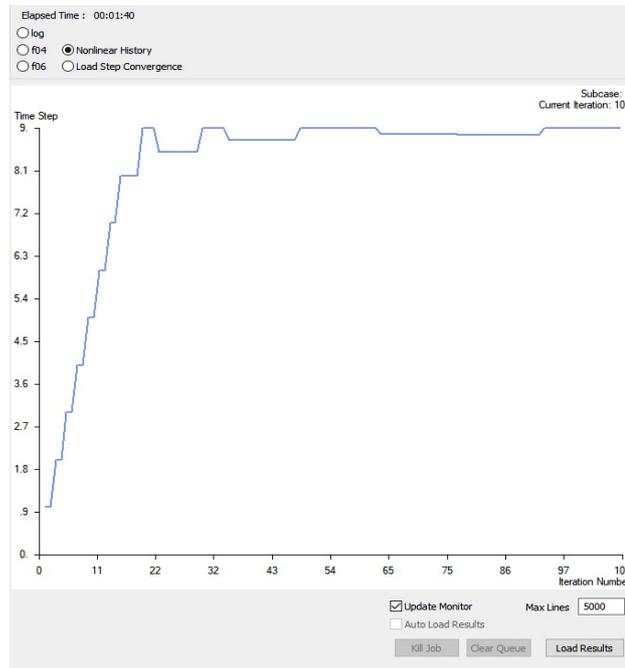


Рис. 6. График приложения нагрузки в процессе расчета

Fig. 6. Graph of load application during the calculation process

Результаты расчета

Для исследования были построены модели и проведены расчеты по указанной выше схеме для разделителей с внутренним радиусом R 100, 200, 350, 500 мм, толщиной s 1,0; 1,5; 2,0 мм, на углах φ 90, 80, 70, 60, 50, 40, 30°. Радиус r определялся автоматически по известной зависимости (3). Результаты расчетов позволяют выявить некоторые закономерности. Для примера покажем результат расчета для разделителя с параметрами $R = 200$ мм, $s = 2$ мм, $\varphi = 80^\circ$ (рис. 7, а). Отобразим только напряжения, превышающие предел текучести. Результаты расчета для остальных разделителей выглядят аналогично.

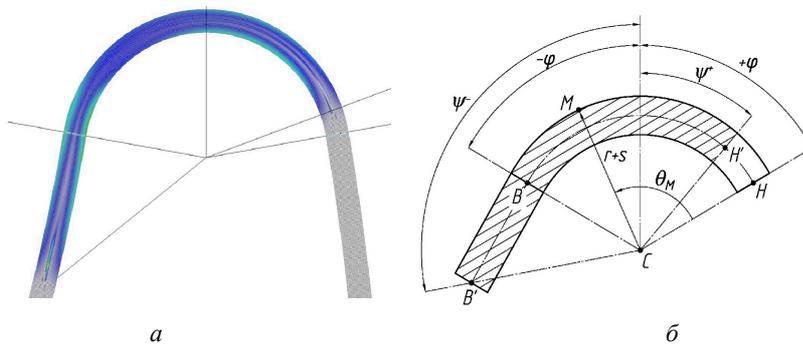


Рис. 7. Результат расчета:

- a* – распределение напряжений, превышающих предел текучести, в районе торовой области;
- b* – схема обозначений новых параметров зоны пластического деформирования

Fig. 7. Calculation result:

- a* – distribution of stresses exceeding the yield strength in the torus region;
- b* – designation scheme for new parameters for the plastic deformation zone

Анализ напряжений показывает, что область пластических деформаций не доходит до границы торовой зоны на внешнем краю разделителя (точка Н') и превышает её на внутренней границе (точка В') (рис. 7, б). Для учета полученных результатов предлагается ввести новые уточненные углы зоны пластических деформаций ψ^+ со стороны точки Н' и ψ^- со стороны точки В'. Такой выбор углов не зависит от формы центральной части разделителя и позволит в дальнейшем использовать их для диафрагм не только со сферической центральной частью. С учетом того, что $R \gg 1$, часть диафрагмы на участке В-В', не зависимо от формы этой части, можно заменить конической с отрезком ВВ' на среднем меридиане. Результаты замеров новых углов сведем в табл. 1–4.

Стоит отметить, что не во всех случаях, расчет по описанной выше схеме получался удачным сразу. Особенно на углах $\varphi < 40^\circ$. Это можно объяснить тем, что при приближении к полярной зоне радиус r торовой зоны становится соизмерим с радиусом R центральной части разделителя. Выворачивание диафрагмы в этом случае происходит со значительным влиянием упругих напряжений в невывернутой области по схеме «замедленного хлопка». Это приводило к тому, что решатель мог пройти хлопок и продолжал нагружение. В этих случаях приходилось вручную ограничивать предельное давлением для получения графика вида, представленного на рис. 6. Значения углов в этих случаях помечены в табл. 1–4 как (к). С другой стороны, были выявлены условия, при которых использование уравнения энергетического принципа (1) нецелесообразно из-за описанного явления. Эти условия можно выразить так: $(R/r \leq 6,5)$ или $(6,5 < R/r < 10$ и $R/X_c < 0,8)$, где X_c координата X центра радиуса r .

Можно заметить, что такие параметры, как R и s , не значительно влияют на уточненные углы зоны пластических деформаций. Дополнительные исследования изменения радиуса r так же не выявили сильного влияния на данные углы.

Отообразим значения из табл. 1–4 на координатной плоскости как функции $\psi = f(\varphi)$ (рис. 8, точки 1, 2). Минимальное и максимальное значения в пределах одного угла φ отличаются не более чем на 20° . Такой разрыв не сильно повлияет на результат предварительного проектирования диафрагм, поэтому для каждого угла φ найдем среднее значение параметров ψ^+ и ψ^- и соединим их. В результате получим график зависимости уточненных углов зоны пластических деформаций от угла торовой зоны (рис. 8, кривые 3, 4).

Таблица 1

Результат расчета для разделителя с $R = 100$ мм

$\varphi, ^\circ$	$\psi^+, ^\circ$			$\psi^-, ^\circ$		
	$s, \text{ мм}$					
	1,0	1,5	2,0	1,0	1,5	2,0
90	80	82	85	139	140	141
80	75	75	76	126	127	130
70	69	70	70	116	118	118
60	60	60	60	102	105	107
50	50	50	50 (к)	91	95	102 (к)
40	40	40 (к)	40 (к)	80	95 (к)	88 (к)
30	30 (к)	30 (к)	30 (к)	68 (к)	70 (к)	76 (к)

Таблица 2

Результат расчета для разделителя с $R = 200$ мм

$\varphi, ^\circ$	$\psi^+, ^\circ$			$\psi^-, ^\circ$		
	$s, \text{ мм}$					
	1,0	1,5	2,0	1,0	1,5	2,0
90	80	80	80	139	141	137
80	74	74	74	128	129	126
70	67	67	68	117	117	114
60	60	60	60	105	106	102
50	50	50	50	92	95	89
40	40	40 (к)	40	79	80 (к)	77
30	30 (к)	30 (к)	30 (к)	75 (к)	65 (к)	56 (к)

Таблица 3

Результат расчета для разделителя с R = 350 мм

$\varphi, ^\circ$	$\psi^+, ^\circ$			$\psi^-, ^\circ$		
	s, мм					
	1,0	1,5	2,0	1,0	1,5	2,0
90	78	78	80	137	138	140
80	72	73	75	126	128	127
70	67	65	70	116	118	116
60	60	60	60	104	106	106
50	50	50	50	92	92	104
40	40	40	40	75	77	94
30	30	30 (κ)	30	61	65 (κ)	77

Таблица 4

Результат расчета для разделителя с R = 500 мм

$\varphi, ^\circ$	$\psi^+, ^\circ$			$\psi^-, ^\circ$		
	s, мм					
	1,0	1,5	2,0	1,0	1,5	2,0
90	75	78	78	135	139	140
80	71	72	75	127	128	129
70	65	68	66	116	116	118
60	60	60	60	104	103	107
50	50	50	50	89	87	93
40	40	40	40	74	75	76
30	30	30	30	60	61	78

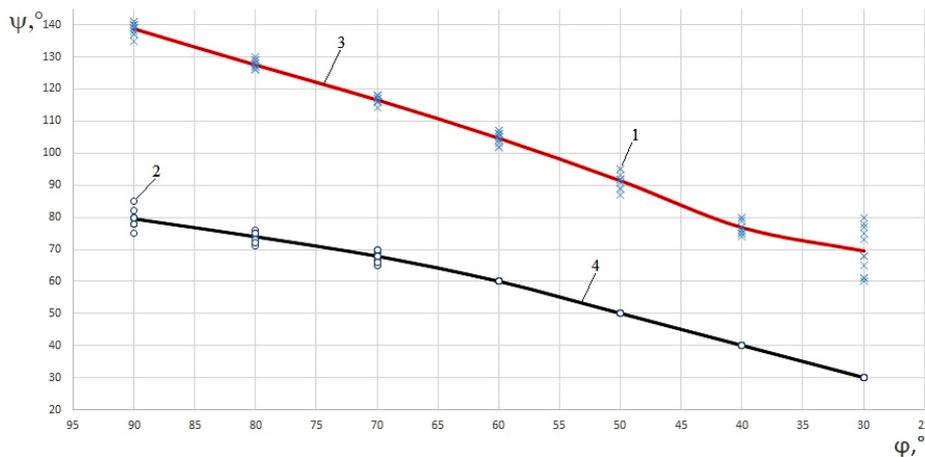


Рис. 8. Зависимость уточненных углов зоны пластических деформаций от угла торовой зоны:
 1 – $\psi^- = f(\varphi)$ по табл. 1–4; 2 – $\psi^+ = f(\varphi)$ по табл. 1–4; 3 – уточненная функция $\psi^- = f(\varphi)$ по усредненным значениям; 4 – уточненная функция $\psi^+ = f(\varphi)$ по усредненным значениям

Fig. 8. Dependence of refined angles of the plastic deformation zone from the corner of the torus zone:
 1 – $\psi^- = f(\varphi)$ according to table 1–4; 2 – $\psi^+ = f(\varphi)$ according to table 1–4; 3 – refined function $\psi^- = f(\varphi)$ based on averaged values; 4 – refined function $\psi^+ = f(\varphi)$ based on averaged values

Закключение

Полученные результаты уточняют границы области пластических деформаций диафрагмы-разделителя топливного бака. Это позволяет скорректировать ранее разработанный алгоритм расчета основных параметров процесса выворачивания [4] и исключить в дальнейшем при проектировании процесс идентификации этих параметров по результатам экспериментов.

Получены усредненные зависимости новых углов пластической области деформации, не зависящие от параметров R, s, r диафрагмы.

Выявлены условия, при которых использование уравнения энергетического принципа нецелесообразно из-за наличия мембранных напряжений. Это условие можно выразить как $(R/r \leq 6,5)$ или $(6,5 < R/r < 10$ и $R/Xc < 0,8)$.

Уточненные углы зоны пластического деформирования должны использоваться при решении основного уравнения энергетического принципа (1). Для этого при решении интеграла в правой части объем зоны пластических деформаций нужно брать не на угле 2φ , а на угле $(\psi^- + \psi^+)$.

Библиографические ссылки

1. Технология сборки и испытаний космических аппаратов / И. Т. Беляков, И. А. Зернов, Е. Г. Антонов и др. ; под общ. ред. И. Т. Белякова и И. А. Зернова. М. : Машиностроение, 1990. 352 с.
2. Гардымов Г. П., Парфенов Б. А., Пчелинцев А. В. Технология ракетостроения. СПб. : Спец. лит-ра, 1997. 320 с.
3. Залесов В. Н., Даев И. Ф. Пластическое деформирование вытеснительных диафрагм. М. : Машиностроение, 1977. 72 с.
4. Ефремов В. Н., Журавлев В. Ю., Якубович О. П. Разделители топливных баков с отрицательной деформацией параллели : монография. Красноярск, 2005. 76 с.
5. Кубриков М. В., Журавлев В. Ю. Проектирование диафрагм-разделителей удлиненных топливных баков // 2010. Вестник СибГАУ. № 4(30). С. 105–107.
6. Кинематика тонкостенных выворачивающихся оболочек при пластическом деформировании / В. Ю. Журавлев, Д. А. Климовский, Л. П. Назарова, Е. В. Фалькова // Механика. Исследования и инновации. 2018. Вып. 11. С. 75–79.
7. Хромов А. И., Кочеров Е. П., Григорьева А. Л. Поверхность нагружения, связанная с линиями уровня поверхности деформаций несжимаемого жёсткопластического тела // Вестник Самарского гос. тех. ун-та. Сер.: Физ.-мат. науки. 2006. № 43. С. 88–91.
8. Кочеров Е. П., Хромов А. И. Деформационные состояния и разрушение идеальных жёсткопластических тел // Вестник Самарского гос. тех. ун-та. Сер.: Физ.-мат. науки. 2006. № 42. С. 66–71.
9. Конечно-элементное моделирование тонкостенной оболочки в зонах большой кривизны в программном комплексе MSC NASTRAN / И. С. Михина, Д. О. Шендалев, В. Ю. Журавлев и др. // Решетневские чтения : материалы XXIII Междунар. науч. конф. (11–15 ноября 2019, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; СибГУ им. Решетнева. Красноярск, 2019. Ч. 1. С. 44–46.
10. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде FEMAP with NX NASTRAN. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.
11. Рудакова К. Н. FEMAP 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций. К. : КПИ, 2011. 317 с.
12. Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC NASTRAN for Windows. М. : ДМК Пресс, 2003. 448 с.
13. Безмозгий И. М., Софинский А. Н., Чернягин А. Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3 (6). С. 71–80.
14. Конечно-элементное моделирование авиационных конструкций в программном комплексе MSC NASTRAN: метод. указания / сост. А. С. Кузнецов и др. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. 69 с.
15. Климовский Д. А. Моделирование напряженно-деформированного состояния упруго-пластичного разделителя топливного бака // Авиакосмические технологии (АКТ-2020) : тр. XXI Междунар. науч.-тех. конф. и шк. молодых уч., аспирантов и студентов. II Тур. Воронеж, 2020. С. 272–278.
16. Klimovskiy D. A., Zhuravlev V. Yu. Investigation of the stress-strain state for the fuel tank separator // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2022. Vol. 1230. P. 012010.

References

1. Belyakov I. T., Zernov I. A., Antonov Ye. G. et al. *Tekhnologiya sborki i ispytaniy kosmicheskikh Aparatov* [Spacecraft assembly and testing technology]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1990, 352 p.

2. Gardymov G. P., Parfenov B. A., Pchelintsev A. V. *Tekhnologiya raketostroyeniya* [Technology of rocket science]. SPb., Spetsial'naya Literatura Publ., 1997, 320 p.
3. Zalesov V. N., Daev I. F. *Plasticheskoe deformirovanie vytesnitel'nykh diafgarm* [Plastic deformation of compression diaphragms]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1977, 72 p.
4. Efremov V. N., Zhuravlev V. Yu., Yakubovich O. P. *Razdeliteli toplivnykh bakov s otritsatel'noy deformatsiyey paralleli* [Parallel deformation fuel tank dividers]. Krasnoyarsk, 2005, 76 p.
5. Kubrikov M. V., Zhuravlev V. Yu. [Design of diaphragm separators for elongated fuel tanks]. *Vestnik SiBGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 105–107 (In Russ.).
6. Zhuravlev V. Yu., Klimovskiy D. A., Nazarova L. P., Fal'kova Ye. V. [Kinematics of thin-walled eversible shells during plastic deformation]. *Mekhanika. Issledovaniya i inovatsii*. 2018, No. 11, P. 75–79 (In Russ.).
7. Khromov A. I., Kocherov E. P., Grigorieva A. L. [Loading surface associated with the lines of the level of the surface of deformations of an incompressible rigid-plastic body]. *Vestnik Samarskogo gos. tekhn. un-ta*. 2006, No. 43, P. 88–91 (In Russ.).
8. Kocherov E. P., Khromov A. I. [Deformational states and destruction of ideal rigid-plastic bodies]. *Vestnik Samarskogo gos. tekhn. un-ta. Ser.: Fiz.-mat. nauki*. 2006, No. 42, P. 66–71 (In Russ.).
9. Mikhina I. S., Shendalev D. O., Zhuravlev V. Yu. et al. [Finite-element modeling of a thin-walled shell in zones of large curvature in the MSC NASTRAN software package]. *Reshetnevskiyechteniya : materialy XXIII Mezhdunar. nauch. konf.* Krasnoyarsk, 2019, Part 1, P. 44–46 (In Russ.).
10. Rychkov S. P. *Modelirovaniye konstruksiy v srede FEMAP with NX NASTRAN* [Finite-element modeling of a thin-walled shell in zones of large curvature in the MSC NASTRAN software package]. Moscow, DMK Press Publ., 2013, 784 p.
11. Rudakova K. N. *FEMAP 10.2.0. Geometricheskoye i konechno-elementnoye modelirovaniye konstruksiy* [FEMAP 10.2.0. Geometric and finite element modeling of structures]. 2011, 317 p.
12. Shimkovich D. G. *Raschet konstruksiy v MSC NASTRAN for Windows* [Structural Analysis in MSC NASTRAN for Windows]. Moscow, DMK Press Publ., 2003, 448 p.
13. Bezmozgiy I. M., Sofinskiy A. N., Chernyagin A. G. [Modeling in problems of vibration strength of structures of rocket and space technology]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2014, No. 3 (6), P. 71–80 (In Russ.).
14. Kuznetsov A. S. et al. *Konechno-elementnoye modelirovaniye aviatsionnykh konstruksiy v programnom komplekse MSC NASTRAN* [Finite-element modeling of aircraft structures in the MSC NASTRAN software package]. Samara, Izd-vo Samar. st. aerokosm. un-ta Publ., 2010, 69 p.
15. Klimovskiy D. A. [Stress-deformed state simulation for elastic-plastic fuel tank separator]. *Aviakosmicheskkiye tekhnologii (AKT-2020). Trudy XXI Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov. II Tur.* Voronezh, 2020, P. 272–278 (In Russ.).
16. Klimovskiy D. A., Zhuravlev V. Yu. Investigation of the stress-strain state for the fuel tank separator. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2022, Vol. 1230, P. 012010.

© Климовский Д. А., Журавлев В. Ю., 2024

Климовский Дмитрий Андреевич – старший преподаватель кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Klinsky92@yandex.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.

Klimovskiy Dmitriy Andreevich – assistant professor of a department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Klinsky92@yandex.ru.

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

УДК 629.765

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246

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

For citation: Kolga V. V., Runda N. S. [Research of the motion parameters of the entry of a spaceplane into the atmosphere]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 233–246. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-233-246.

Исследование параметров движения входа космолана в атмосферу

В. В. Кольга*, Н. С. Рундау

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

После прекращения эксплуатации Международной космической станции в 2028 г., Российская Федерация планирует развивать проект национальной орбитальной станции. Российская орбитальная станция будет отличаться от своего предшественника большей практической направленностью. Одной из задач, возлагаемых на станцию, является запуск и управление группировки малых спутников дистанционного зондирования Земли, а также взаимодействие и обслуживание перспективных спутниковых группировок. Так как возможности маневрирования орбитальной станции весьма ограничены, а неисправный аппарат может находиться в значительном удалении от неё, то для повышения транспортно-технических возможностей станции предлагается использовать беспилотный космолан.

В работе представлены два аэродинамических облика космолана, в результате аэродинамического и весового анализов которых был сделан выбор в пользу первого, описаны компоновка аппарата и алгоритмы его работы на орбите и спуске в атмосферу.

Целью исследования является сравнение параметров траектории при спуске аппарата с различных орбит схода. Для этого сформулирована задача по определению зависимости площади коридора входа от начальных параметров. В свою очередь, площадь коридора входа определялась граничными условиями, зависящими от эксплуатационных параметров космолана.

Для определения параметров входа написана расчётная программа, решающая дифференциальные уравнения движения летательного аппарата методом Эйлера в общем случае и методом Рунге – Кутты в расчётном случае.

В качестве результатов исследования представлена зависимость площади коридора входа от высоты орбиты схода, а также графические зависимости основных параметров для расчётного случая.

Ключевые слова: космолан, Российская орбитальная станция, движение в плотных слоях атмосферы, траектория, алгоритм функционирования.

Research of the motion parameters of the entry of a spaceplane into the atmosphere

V. V. Kolga*, N. S. Rundaу

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

After the end of operation of the International Space Station in 2028, the Russian Federation plans to develop a national orbital station project. The Russian Space Station will differ from its predecessor in a greater practical aspect. One of the tasks assigned to the station will be the launch and management of a group of small satellites for remote sensing of the Earth, as well as the interaction and maintenance of prospective satellite groups. Due to the limited maneuverability of the orbital station and the potential for a malfunctioning device to be at a significant distance from it, the use of an autonomous spaceplane is proposed to increase the transportation and technical capabilities of the station.

In the research, two aerodynamic designs of the spaceplane are presented, and one of them is chosen based on the results of the aerodynamic and weight analysis. The spaceplane configuration and algorithms for its operation on the orbit and descent to the atmosphere are also presented. The goal of the research is to compare the trajectory parameters during the descent of the spacecraft from different descent orbits. For this purpose, a task was formulated to determine the dependence of the area of the descent corridor on the initial parameters. The area of the descent corridor is determined by the boundary conditions, which depend on the operational parameters of the spaceplane. A computational program is written to solve differential equations of flight dynamics of a spaceplane by Euler's method in general and by Runge-Kutta method in a computational case. The results of the research are presented as the dependence of the area of the descent corridor on the altitude of descent. Graphical representations of the primary parameters of the spaceplane descent for the computational case are also presented.

Keywords: spaceplane, Russian Orbital Station, movement in dense layers of the atmosphere, trajectory, algorithm of functioning.

Введение

После прекращения эксплуатации Международной космической станции (МКС) в 2028 г., Российская Федерация планирует развивать проект национальной орбитальной станции. Российская орбитальная станция (РОС) будет отличаться от своего предшественника большей практической направленностью. Для этого РОС будет размещаться на орбитах выше 250 км с наклоном 98° , что позволит ей:

- осуществлять контроль над ледовой обстановкой Северного морского пути, Антарктиды и акватории Мирового океана;
- следить за экологической обстановкой территории Российской Федерации;
- проводить мониторинг ионосферы, климатических и микрофизических процессов;
- исследовать магнитное поле Земли;
- своевременно осуществлять регистрацию возмущений атмосферы Земли [1].

Кроме этого, на РОС (рис. 1) возлагаются задачи по запуску и управлению группировки малых спутников дистанционного зондирования Земли, а также взаимодействию и обслуживанию перспективных спутниковых группировок [1].



Рис. 1. Российская орбитальная станция

Fig. 1. The Russian Orbital Station

Так как возможности маневрирования орбитальной станции весьма ограничены, а неисправный аппарат может находиться в значительном удалении от неё, то для повышения транспортно-технических возможностей РОС предлагается использовать беспилотный космоплан. Данный тип аппарата представляет собой планер, имеющий полный набор органов аэродинамического управления в дополнение к стандартным газодинамическим и обладающий коэффициентом гиперзвукового аэродинамического качества больше единицы. Космоплан обладает следующим рядом преимуществ:

- данный тип аппарата способен охватывать широкий диапазон орбит за счёт наличия более развитой, по сравнению со спутниками и орбитальной станцией, двигательной установки (ДУ);
- многозадачность космоплана в совокупности с небольшим коэффициентом перегрузки на участке входа в атмосферу позволяет доставлять на Землю для ремонта как отдельные неисправные элементы спутников, так и малогабаритные аппараты целиком;
- значительно экономит финансовые ресурсы, так как позволяет решать задачи меньшим рядом целевых средств;
- за счёт посадки на аэродром «по-самолётному» позволяет сократить финансовые средства на поисково-спасательные работы;
- многозадачность подобных аппаратов позволяет использовать его в качестве платформы для организации научно-исследовательской деятельности и отработки технологий в условиях, приближенных к дальнему космосу [2].

В данном исследовании была поставлена задача по проектированию космоплана для транспортного и технического обеспечения перспективной орбитальной станции. Для достижения поставленной задачи был проведён анализ аэродинамических компоновок подобных аппаратов, выработан алгоритм функционирования аппарата и определены параметры входа в атмосферу с учётом граничных условий.

Аэродинамическая компоновка № 1

Модель была построена методом «по сечению» с набором направляющих пространственных кривых, в качестве исходного материала был взят внешний облик аппарата Х-37В [3].

Получившаяся аэродинамическая компоновка № 1 представлена на рис. 2.

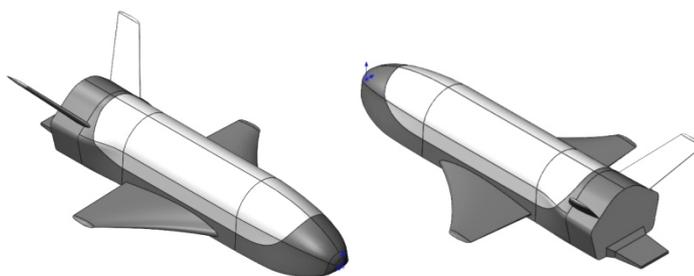


Рис. 2. Аэродинамическая компоновка № 1

Fig. 2. Aerodynamic configuration No. 1

Данный геометрический облик выполнен по «нормальной» балансировочной схеме с низко-расположенным крылом типа «оживальная дельта» и V-образным хвостовым оперением.

Удлиненный фюзеляж обеспечивает высокий показатель аэродинамического качества, обладает массивным носовым затуплением для формирования наиболее сильных ударных волн при гиперзвуковом обтекании, что обеспечивает снижение тепловых нагрузок на поверхность аппарата, выраженное уширение в кормовой части формирует затенённую область для вертикально-го оперения при входе в атмосферу [4].

Выбранная конфигурация типа «оживальная дельта» обеспечивает повышение подъёмной силы при больших углах атаки, а положительный угол поперечного V обеспечивает повышение

поперечной устойчивости орбитального самолёта. Установка крыла относительно курса осуществляется с нулевым углом атаки [5].

На участках входа в атмосферу выбранная V-образная форма хвостового оперения за счёт возможности осуществления управления сразу по трём каналам обеспечивает повышенные маневренные характеристики, а также формирует удобообтекаемый профиль летательного аппарата на больших углах атаки.

Управление аппаратом при данной балансировочной схеме осуществляется при помощи трёх основных аэродинамических плоскостей: балансировочного щитка, вертикального оперения и элеронов. Балансировка и выставка необходимого угла атаки в плотных слоях атмосферы при гиперзвуковом движении выполняется посредством аэродинамического (балансировочного) щитка. Управление по каналам рыскания и крена осуществляется при помощи совместного отклонения двух килей вертикального оперения; управление по тангажу на поздних этапах атмосферного участка, в свою очередь, реализуется при помощи их дифференциального отклонения; управление по каналам крена – посредством дифференциального отклонения элеронов. Совместное отклонение элеронов позволяет обеспечить необходимую подъёмную силу аппарату в момент посадки [5].

После построения 3D-модели космоплана, было проведено приближённое аэродинамическое исследование в САПР SolidWorks, результатом которого является следующий закон изменения аэродинамического качества от числа Маха:

$$K = 2,0005 \cdot M^{-0,179}. \quad (1)$$

Далее был проведён весовой анализ в первом приближении с использованием относительных масс аналогичных аппаратов, учитывающий форм-фактор аэродинамической компоновки. Результаты весового анализа представлены в табл. 1 [6].

Таблица 1

Результаты весового анализа аэродинамической компоновки № 1

	Сухая масса аппарата	Стартовая масса аппарата	Масса горючего (НДМГ)	Масса окислителя (АТ)
Значение параметра, кг	4450	12400	2115	4335

Аэродинамическая компоновка № 2

Модель была построена методом «по сечению» с набором направляющих пространственных кривых, в качестве исходных данных для построения 3D-модели аппарата был взят вариант HL-20A1 [7].

Получившийся аэродинамический облик ФД-2 представлен на рис. 3.

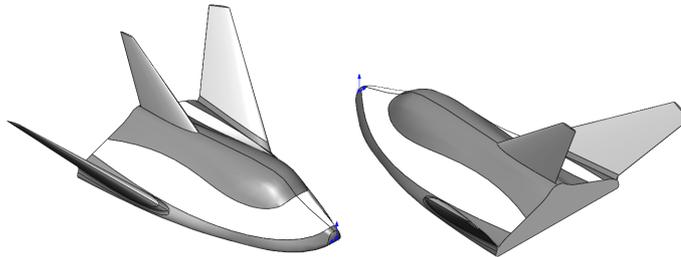


Рис. 3. Аэродинамическая компоновка № 2

Fig. 3. Aerodynamic configuration No. 2

Планер ФД-2 выполнен по аэродинамической схеме «несущий корпус» с дополнительными стреловидными консолями крыла, установленными под углом $44,65^\circ$, а также килем, установленным в кормовой части аппарата.

Фюзеляж данной формы обеспечивает высокие лётные характеристики за счёт большой аэродинамической поверхности, а также создаёт массивную теневую область с меньшими тепловыми нагрузками в верхней части аппарата. А общий затупленный профиль формирует наиболее сильные ударные волны при гиперзвуковом обтекании, что обеспечивает снижение тепловых нагрузок на поверхность аппарата в целом [4].

Две дополнительные консоли крыла повышают аэродинамическое качество аппарата, благодаря увеличению аэродинамических поверхностей, а также способствуют его самобалансировке на необходимые углы атаки равные от 30 до 45°, за счёт заранее подобранного угла положительной V установки. Стреловидность дополнительных консолей обеспечивает снижение лобового сопротивления, что так же повышает аэродинамическое качество аппарата. Угол стреловидности по передней кромке равняется 55°. Киль вертикального оперения обеспечивает курсовую устойчивость аппарата на атмосферном участке полёта. Стреловидность киля равняется 52° [8].

Управление аппаратом при данном аэродинамическом облике осуществляется при помощи трёх основных аэродинамических плоскостей: балансировочного щитка, вертикального оперения и элевонов. Балансировка и выставка необходимого угла атаки в «несамобалансировочных» режимах производятся посредством аэродинамического щитка. Управление по каналам тангажа и крена выполняется при помощи совместного отклонения двух элевонов дополнительных консолей крыла; управление по тангажу на поздних этапах атмосферного участка, в свою очередь, осуществляется при помощи их дифференциального отклонения. Для управления по каналу рыскания используется руль направления вертикально направлению.

После построения 3D-модели космоплана, было проведено приближённое аэродинамическое исследование в САПР SolidWorks, результатом которого является следующий закон изменения аэродинамического качества от числа Маха:

$$K = 2,3344 \cdot M^{-0,215}. \quad (2)$$

Далее был проведён весовой анализ в первом приближении с использованием относительных масс аналогичных аппаратов, учитывающий форм-фактор аэродинамической компоновки. Результаты весового анализа представлены в табл. 2 [6].

Таблица 2

Результаты весового анализа аэродинамической компоновки № 2

	Сухая масса аппарата	Стартовая масса аппарата	Масса горючего (НДМГ)	Масса окислителя (АТ)
Значение параметра, кг	4450	8760	1415	2895

Выбор итогового облика будущего космоплана

Выбор облика будущего космоплана определяется по следующим основным параметрам:

- массовым характеристикам;
- энергетическим характеристикам;
- аэродинамическим характеристикам;
- габаритным параметрам;
- сложности изготовления.

По результатам весового анализа аппарат с аэродинамической компоновкой № 2 получился легче на 3640 кг, чем с аэродинамической компоновкой № 1. Это объясняется значительно меньшей вместимостью топливных баков облика № 1, обусловленной более сложной формой фюзеляжа в кормовой и средней части. Внутренняя компоновка двух аэродинамических обликов представлена на рис. 4.

Аппарат с аэродинамическим обликом № 1 обладает более объёмными топливными баками, по сравнению с № 2, что позволяет ему охватывать значительно больший диапазон орбит, существенно повышая тем самым транспортно-технические возможности РОС.

Аэродинамические характеристики облика № 2 по результатам расчёта определения аэродинамического качества получились выше на 5 %, это объясняется большей площадью крыла, а незначительная величина прироста обусловлена меньшим удлинением фюзеляжа.

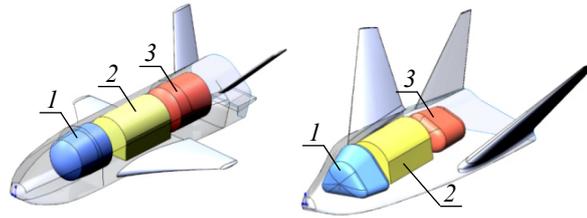


Рис. 4. Компонровка топливных отсеков обоих аэродинамических обликов:
1 – бак горючего; 2 – полезный груз; 3 – бак окислителя

Fig. 4. Layout of the fuel compartments of both aerodynamic designs:
1 – fuel tank; 2 – payload; 3 – oxidizer tank

Аэродинамическая компоновка № 2 обладает большими габаритными размерами по высоте и ширине, уступая облику № 1 только по длине, что делает её более трудноразместимой под створками головного обтекателя ракеты-носителя. Менее устойчивая форма кормовой части препятствует размещению облика № 2 на адаптерах стандартного типа, что вынуждает использовать специализированное ложе-место.

Обе аэродинамические модели обладают сложной в изготовлении конструкцией планера, однако модель № 2, по причине специфичности формы фюзеляжа, оснащена профилированными топливными баками, что значительно усложняет технологию сборки итогового летательного аппарата.

Суммируя всё вышесказанное, был сделан выбор в пользу аэродинамической компоновки № 1, так как данная схема обладает большими энергетическими параметрами в совокупности с хорошими аэродинамическими качествами, приемлемыми габаритными размерами, позволяющими размещать её под головными обтекателями имеющихся ракет, и более простыми в изготовлении топливными баками.

Алгоритм функционирования космолана на орбите

Рабочий цикл космолана по программе буксирования неисправного спутника состоит из шести основных этапов, представленных на рис. 5.

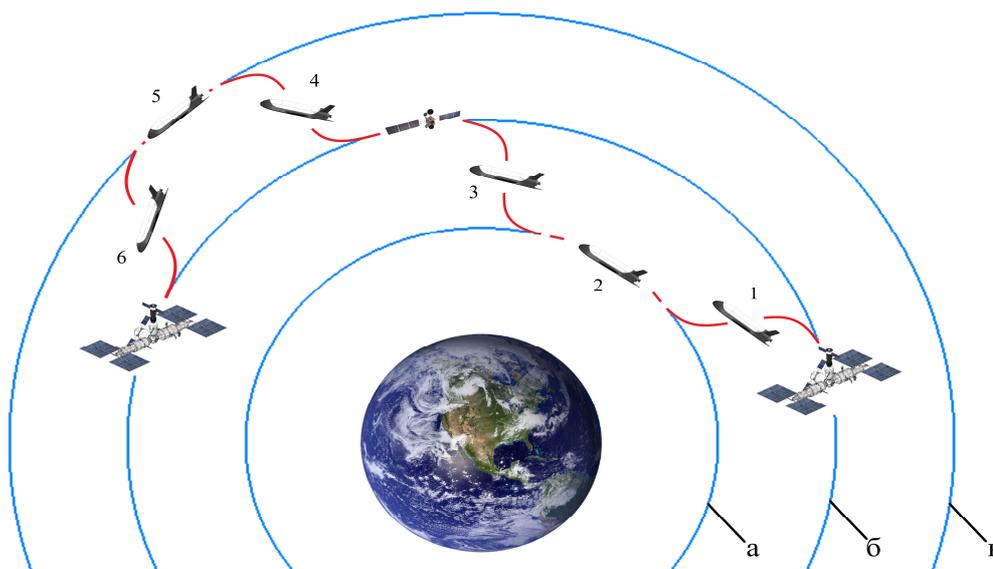


Рис. 5. Рабочий цикл космолана

Fig. 5. Spaceplane duty cycle

1. *Переход на орбиту «а».* Получив полётное задание, космолан отстыковывается от РОС. Бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) определяет параметры переходной эллиптической орбиты и величины двух импульсов. Далее при помощи двигателей коррекции (ДК) осуществляется наведение аппарата, а маршевая ДУ реализует первый импульс в апогее и второй импульс после перенаведения в перигее переходной орбиты.

2. *Фазирование на сближение с неисправным спутником.* После перехода на орбиту «а» БЦВК определяет время фазирования для перехода в область нахождения неисправного спутника. Минимизация времени фазирования достигается большей орбитальной скоростью, так как орбита «а» находится значительно ниже, чем орбита «б».

3. *Переход на орбиту «б» и захват неисправного спутника.* По истечении времени фазирования БЦВК космолана осуществляет переход по эллиптической орбите. ДК разворачивают космолан по курсу движения, а маршевый ДУ реализует первый импульс в перигее переходной орбиты. Далее происходит разворот при помощи ДК и реализуется второй тормозной импульс в апогее эллиптической орбиты. После окончания перехода из грузового отсека выдвигается визирующее устройство для обнаружения аппарата, а также разворачивается рука-манипулятор для захвата повреждённого аппарата.

4. *Переход на орбиту «в».* Осуществив захват спутника и поместив его в грузовой отсек, БЦВК начинает расчет параметров перехода на орбиту «в», после реализуется переход, аналогичный описанному в пункте 3.

5. *Фазирование на сближение с РОС.* После перехода на орбиту «в» БЦВК определяет время фазирования для перехода в область орбиты, где находится РОС. Минимизация времени фазирования достигается меньшей орбитальной скоростью, так как орбита «в» находится значительно выше, чем орбита «б».

6. *Переход на орбиту «б» и стыковка с РОС.* Далее космолан с повреждённым спутником осуществляет переход по алгоритму, аналогичному пункту 1. После окончания перехода, космолан осуществляет манёвр стыковки с орбитальной станцией

Конструкция космолана

На основе аэродинамического облика была спроектирована компоновочная схема космолана, представленная на рис. 6. Основой конструкции космолана является планер. Он образует аэродинамические обводы, воспринимает нагрузки на всех участках полета, служит корпусом корабля и имеет в своем составе системы и элементы, обеспечивающие спуск и посадку. Конструктивно планер можно разделить на несколько основных частей:

- носовую часть фюзеляжа;
- среднюю часть фюзеляжа;
- кормовую часть фюзеляжа;
- две консоли крыла.

Каждый из вышеперечисленных элементов состоит из лонжеронно-шпангоутного набора, подкреплённого обечайкой.

Компоновка космолана включает в себя следующие основные элементы и системы:

- носовой (1) и кормовой (8) блоки ДК;
- БЦВК с аккумуляторной батареей (2);
- визирующее устройство (3);
- рука-манипулятор (4);
- топливная система (5);
- маршевая силовая установка (7);
- электроприводы аэродинамических органов управления (6).

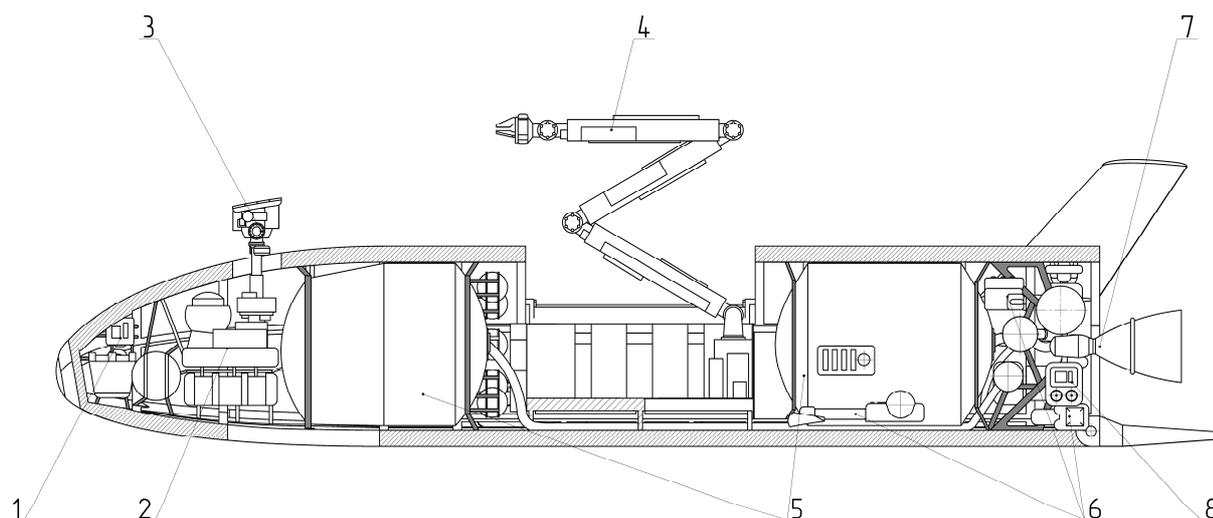


Рис. 6. Компоновочная схема космолана:

- 1 – носовой блок двигателей коррекции; 2 – БЦВК с аккумуляторной батареей;
 3 – визирующее устройство; 4 – рука-манипулятор; 5 – топливная система; 6 – электроприводы
 аэродинамических органов управления; 7 – маршевая силовая установка;
 8 – кормовой блок двигателей коррекции

Fig. 6. Spaceplane layout diagram:

- 1 – bow block of correction engines; 2 – on-board central heating system with battery;
 3 – sighting device; 4 – manipulator arm; 5 – fuel system; 6 – electric drives of aerodynamic
 controls; 7 – sustainer power plant; 8 – aft block of correction engines

Блоки ДК предназначены для управления космоланом вне атмосферных участков. Они представлены носовым и кормовым блоком, комбинации включений которых обеспечивают управление по всем трём каналам: рыскания, тангажа и крена. Питаются блоки ДК от локально расположенных малых топливных баков вытеснительной системы подачи [9].

БЦВК с аккумуляторной батареей располагается в носовой части аппарата. Две аккумуляторные батареи обеспечивают работу бортовой электросети и главного компьютера. Подзарядка батарей осуществляется от орбитальной станции или панелей солнечных батарей, установленных на створках грузового отсека. Сам бортовой компьютер представлен четырьмя основными блоками с равномерным делегированием основных систем космолана и двумя резервными.

Визирующее устройство устанавливается в шарнирном подвесе, что обеспечивает полный обзор в верхней полусфере космолана, на телескопической штанге. Само устройство состоит из двух телескопических камер в световом и тепловом диапазоне и лазерного дальномера. Сверху визирующее устройство защищено керамической панелью, выполняющей роль крышки люка.

Рука-манипулятор состоит из трёх подвижных звеньев, обеспечивающих захват спутника на дистанции до 5 м от космолана, а шарнирные узлы в локтях устройства позволяют осуществлять захват в верхней полусфере аппарата. Основание манипулятора жёстко закреплено в грузовом отсеке орбитального самолёта, там же размещается управляющий компьютер [10].

Топливная система представлена двумя основными баками окислителя и горючего и четырьмя малыми, расположенными в носовой и кормовой частях аппарата. Малые баки питаются от основных электронасосом, образуя тем самым систему питания блоков ДК. При помощи основных магистралей осуществляется подведение топлива к маршевой ДУ. Для реализации забора топлива на всех режимах полёта предусмотрен как «ракетный» (воронкогаситель на днище бака), так и «самолётный» (через систему заборников на обечайке) забор топлива.

Маршевая силовая установка представлена двигателем С5.92, жёстко закрепленным в раме. Питание осуществляется при помощи турбонасосного агрегата, отработанный газ которого выбрасывается за борт космолана [11].

Электроприводы аэродинамических органов управления обеспечивают управление аппаратом на атмосферном участке. Они представлены двумя электроприводами для отклонения элеронов, двумя электроприводами для отклонения рулей направления и одним электроприводом повышенной мощности для отклонения балансировочного щитка.

Порядок входа в атмосферу

После завершения миссий, космолан начинает спуск в атмосферу. Перед началом спуска космолан, находясь на орбите «А» совершает разворот против движения для последующей реализации тормозного импульса. Сам вход в атмосферу состоит из 4 основных этапов, представленных на рис. 7 [12].

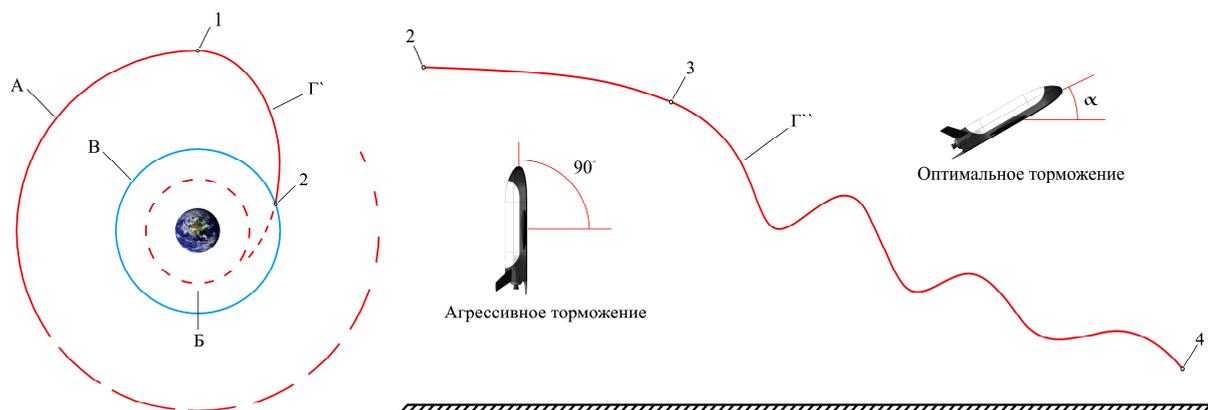


Рис. 7. Траектория входа в атмосферу

Fig. 7. Atmospheric entry trajectory

1. *Переход на траекторию спуска.* В точке 1 орбиты схода «А», предварительно определив область приземления на поверхности Земли, осуществляется тормозной импульс и формируется переходная эллиптическая орбита «Г», являющейся внеатмосферным участком траектории входа. Переход производится на мнимую круговую орбиту «Б», высота которой подобрана таким образом, что гарантирует достаточное время нахождения космолана в атмосфере для обеспечения посадки.

2. *Вход в атмосферу.* В точке 2 осуществляется вход аппарата в атмосферу планеты (атмосфера показана «В»). Сразу же после входа происходит манёвр «агрессивного» торможения, суть которого состоит в том, что аппарат выставляет угол атаки равный 90° . Выставление угла осуществляется при помощи носового и кормового блоков ДК. В результате данного манёвра эллиптическая траектория «Г» под действием сил лобового сопротивления видоизменяется до нисходящей ветви параболы.

3. *Движение по волнообразной траектории.* В точке 3 завершается манёвр «агрессивного» торможения и происходит выставление угла атаки, обеспечивающее максимальное аэродинамическое качество при соответствующем числе Маха. Само выставление осуществляется при помощи аэродинамических органов управления. В результате совместного действия силы лобового сопротивления и подъёмной силы траектория деформируется до волнообразной убывающей кривой.

4. *Завершение баллистического участка спуска.* На высоте 20 км над поверхностью Земли космолан, импульсно запуская маршевую ДУ, переходит в горизонтальный полёт и, постепенно сбрасывая высоту и оставшуюся скорость, направляется на аэродром посадки.

Постановка задачи анализа

Для проведения расчётов в рамках второго приближения необходимо провести анализ траекторий входа космолана с целью получения параметров температурного потока и значений перегрузок в каждый момент времени, удовлетворяющих эксплуатационным условиям [13].

Траектория спуска для каждой миссии индивидуальна и определяется параметрами (местоположение аэродрома посадки, погодные условия и т. п.), произвести учёт которых не представляется возможным, однако является возможным установить параметры коридора входа. Граничные траектории определяются эксплуатационными и прочностными параметрами космолана, такими как максимальная перегрузка и максимальная тепловая нагрузка [8].

Максимально возможная тепловая нагрузка на обшивку спускаемого аппарата реализуется при рикошетной траектории полёта, когда космолан несколько раз покидает атмосферу планеты и возвращается в неё вновь. При таком полёте, по причине малого рассеивания тепловой энергии в космическом пространстве, самолёт длительное время находится в перегретом состоянии. Поэтому в качестве граничных условий по температурной нагрузке примем первую траекторию, при которой аппарат не покидает атмосферу Земли. Иными словами, высота пика первой волны не должна превышать 100 км. Это достигается путём непродолжительного «агрессивного» торможения, время которого будет являться минимальным в рамках данной задачи и вследствие которого при данной траектории будет реализовываться максимальная ортодромная дальность [8].

Значение максимальной перегрузки на участке входа в атмосферу примем равным 1,9. Это объясняется нахождением в грузовом отсеке эвакуируемого спутника, закреплённого не по его эксплуатационной инструкции. Данная перегрузка достигается длительным «агрессивным» торможением, время которого будет являться максимальным в данной задаче. Также ввиду длительности «агрессивного» торможения при данной траектории будет реализована минимальная ортодромная дальность.

Итоговая визуализация траектории входа представлена на рис. 8. Величину данного коридора характеризует площадь $S_{к.вх}$, которая полностью зависит от V_0 и θ_0 в точке входа в атмосферу. Параметры в точке входа, в свою очередь, определяются траекторией внеатмосферного участка Γ , полностью зависящего от величины орбиты схода «А».

Таким образом, суммируя всё вышесказанное, целью данного анализа является определение зависимости площади коридора входа $S_{к.вх}$ от величины орбиты схода «А».

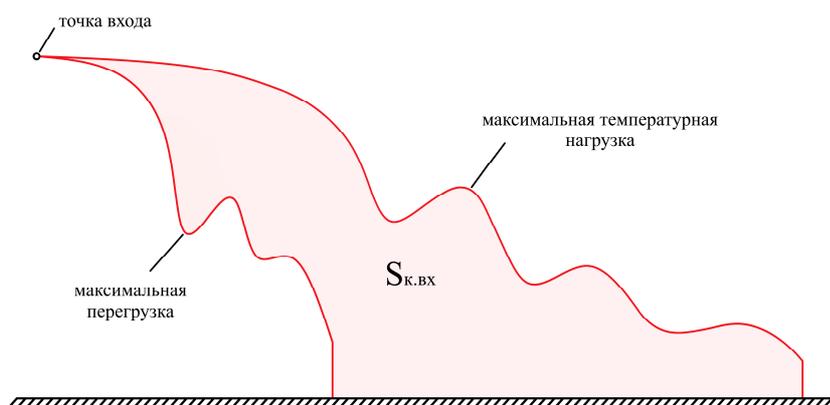


Рис. 8. Схема коридора входа

Fig. 8. Diagram of the entrance corridor

Решение задачи входа в атмосферу

Рассматривался диапазон орбит схода со значениями высоты 150–500 км с шагом в 50 км. Высота входа в атмосферу, как и условная граница самой атмосферы, принята равной 100 км,

а следовательно, и параметры атмосферы брались начиная с этого значения [14]. Дифференциальные уравнения движения для решаемой задачи представлены ниже [15]:

$$m \frac{dv}{dt} = -X_a - G \sin \theta, \quad (3)$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = Y_a - G \cos \theta + \frac{mv^2}{R_3 + H} \cos \theta. \quad (4)$$

Решение данной системы для выбранных орбит проводилось в системе компьютерной математики Maple методом Эйлера, общая реализация метода которого представлена в виде следующего уравнения [15]:

$$y_k = y_{k-1} + h y'_{k-1}, \quad (5)$$

где $y'_{k-1} = f(x_{k-1}, y_{k-1})$.

В качестве расчётного случая были приняты следующие начальные условия: высота орбиты схода $H_{орб} = 300$ км, время «агрессивного» торможения $t = 370$ с. Дифференциальные уравнения представлены в формулах (3) и (4).

Решение для выбранной траектории проводилось в системе компьютерной математики Maple методом Рунге – Кутты, общая реализация метода которого представлена в виде следующего уравнения [15]:

$$\Delta y = \frac{h}{6} (y'_A + 2(y'_B + y'_C) + y'_D), \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} y'_A &= f(x_A, y_A); \\ y'_B &= f\left(x_A + \frac{h}{2}, y_A + y'_A \frac{h}{2}\right); \\ y'_C &= f\left(x_A + \frac{h}{2}, y_A + y'_B \frac{h}{2}\right); \\ y'_D &= f(x_A + h, y_A + y'_C h). \end{aligned}$$

Температура носового обтекателя определялась решением следующего уравнения относительно $T_{п.р}$ [15]:

$$\varepsilon \sigma T_{п.р}^4 + \alpha T_{п.р} - \alpha T^* = 0, \quad (7)$$

где ε – коэффициент черноты; σ – коэффициент излучения для абсолютного чёрного тела; α – коэффициент теплопередачи; T^* – температура восстановления.

Результаты вычислений

Полученные значения площадей от различных орбит схода сведены в табл. 3, также приведена зависимость площади от орбиты схода в виде графика (рис. 9).

Таблица 3

Результаты вычисления площади коридора от различных орбит схода

$H_{орб},$ км	150	200	250	300	350	400	450	500
$S_{к.вх},$ км ²	192206	184004	168875	169286	155478	157247	154654	147724

Результаты параметров для расчётного случая ($H_{орб} = 300$ км, $t = 370$ с) представлены в виде графических зависимостей (рис. 10).

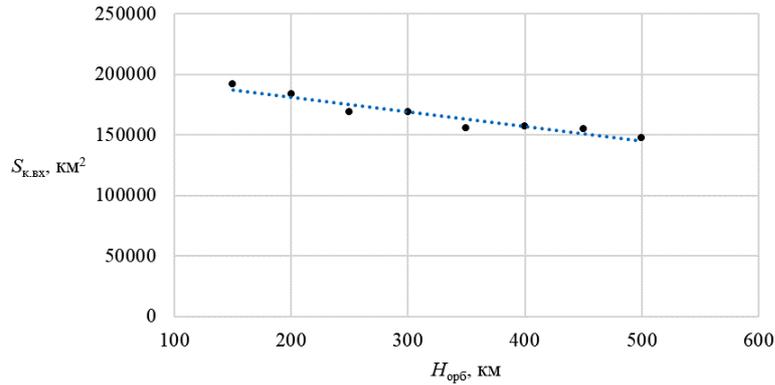


Рис. 9. График зависимости площади коридора от орбиты схода

Fig. 9. Dependency graph of the corridor area on the descent orbit

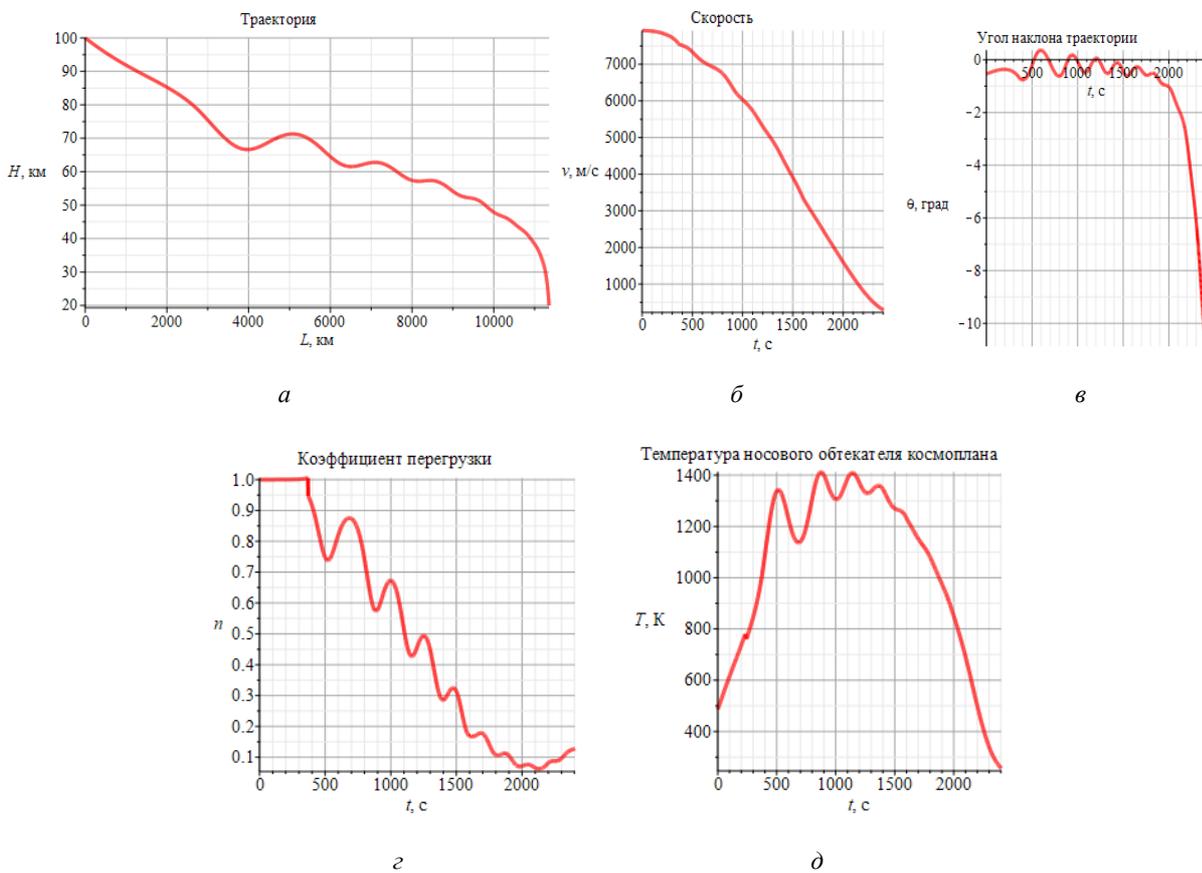


Рис. 10. Графики зависимостей:

a – высоты от ортодромной дальности; b – скорости от времени; $в$ – угла наклона траектории от времени; $г$ – коэффициента перегрузки от времени; $д$ – температуры носового обтекателя от времени

Fig. 10. Dependency graphs:

a – height from the orthodromic range; b – Speed from time; $в$ – The angle of inclination of the trajectory from time; $г$ – force coefficient from time; $д$ – the temperature of the nose cone from time

Закключение

В работе рассмотрены две аэродинамические компоновки орбитального самолёта, проведён их аэродинамический и весовой анализ, по результатам которого был сделан выбор в пользу первого аэродинамического облика. Спроектирована внутренняя компоновка орбитального самолёта, а также разработан алгоритм функционирования на орбите и в атмосфере.

Реализовано решение дифференциальных уравнений движения в атмосфере в среде компьютерной алгебры Maple методом Эйлера. Результатом этого решения являются площади коридора входа для различных орбит схода, а следовательно, и множество рабочих траекторий спуска космолана.

В качестве расчётного случая была рассмотрена одна из возможных траекторий с орбитой схода 300 км и временем «агрессивного» торможения в 370 с. Решение расчётного случая было реализовано методом Рунге – Кутта. По результатам решения программы были получены графические зависимости кинематических, динамических и температурных параметров орбитального самолёта на атмосферном участке движения.

Библиографические ссылки

1. Соловьёв В. А. Развитие пилотируемой программы космических полётов на Российской Орбитальной Станции // XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства (23–26 января). Москва, 2024.
2. Буран РУ [Электронный ресурс]. URL: <http://buran.ru/htm/maxmain.htm> (дата обращения: 13.02.2024).
3. Arthur C. Grantz X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives // AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition. California, 2011. 14 p.
4. Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет / пер. с англ. Е. А. Голякова и др. М. : Мир, 1966. 276 с.
5. Lyndon B. J. Space Shuttle Program Payload Bay Payload User's Guide. National Aeronautics and Space Administration, 2000. 255 p.
6. Проектирование самолётов / С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев и др. М. : Машиностроение, 1983. 616 с.
7. Spencer B. Jr., Fox C. H. Jr., Huffman J. K. A Study to Determine Methods of Improving the Subsonic Performance of A Proposed Personnel Launch System. Virginia : NASA Technical Memorandum, 1995. 82 p.
8. Лукашевич В. П., Афанасьев И. Б. Космические крылья. М. : ЛенТа Странствий, 2009. 496 с.
9. Буран РУ [Электронный ресурс]. URL: <http://buran.ru/htm/spiral.htm> (дата обращения 15.02.2024).
10. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
11. Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (дата обращения 16.02.2024).
12. Железнякова А. Л. Компьютерное моделирование спуска орбитальной ступени космической системы Space Shuttle в плотных слоях атмосферы Земли // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т. 18, вып. 2 [Электронный ресурс]. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/716/>.
13. Гриффитс Дж. Научные методы исследования осадочных пород / пер. с англ. Э. А. Еганова, А. В. Ильина и Г. И. Ратниковой. М. : Мир, 1971. 422 с.
14. ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры. М. : Стандартинформ, 2004. 181 с.
15. Острославский И. В., Стражева И. В. Динамика полёта траектории летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1969. 500 с.

References

1. Solovov V. A. [Development of the manned space flight program at the Russian Space Station]. *XLVIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike posvyashchennye pamyati akademika S. P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh – pionerov osvoeniya kosmicheskogo pro-*

stranstva [XLVIII Academic readings on cosmonautics are dedicated to the memory of Academician S. P. Korolev and other prominent Russian scientists – pioneers of space exploration]. Moscow, 2024 (In Russ.).

2. Buran RU. Available at: <http://buran.ru/htm/maxmain.htm> (accessed 13.02.2024).

3. Arthur C. Grantz. X-37B Orbital Test Vehicle and Derivatives. *AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition*. California, 2011, 14 p.

4. Lox U. *Dinamika i termodinamika spuska v atmosfere planet* [Dynamics and thermodynamics of descent in the atmosphere of planets]. Moscow, Mir Publ., 1966, 276 p.

5. Lyndon B. J. Space Shuttle Program Payload Bay Payload User's Guide. National Aeronautics and Space Administration, 2000. 255 p.

6. Eger S. M., Mishin V. F., Liseytshev N. K. and other. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design]. Moscow, Mashinostroenie Publ, 1983, 616 p.

7. Spencer B. Jr., Fox C. H. Jr., Huffman J. K. A Study to Determine Methods of Improving the Subsonic Performance of A Proposed Personnel Launch System B. Virginia: NASA Technical Memorandum, 1995, 82 p.

8. Lukashovich V. P., Afanasev I. B. *Kosmicheskie krylya* [Space Wings]. Moscow, LenTa Stranstviy, 2009, 496 p.

9. Buran RU. Available at: <http://buran.ru/htm/spiral.htm> (accessed 15.02.2024).

10. Belonovskaya I. D., Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of the spacecraft for cleaning the orbit of space debris]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.

11. Khrunichev state research and production space center. Available at: <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=300> (accessed: 16.02.2024).

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

13. Griffiths J. *Nauchnye metody issledovaniya osadochnykh porod* [Scientific Method in Analysis of Sediments]. Moscow, Mir Publ., 1971, 422 p.

14. *GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry* [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standartinform Publ., 2004. 181 c.

15. Ostroslavskiy I. V., Strazheva I. V. *Dinamika poleta traektorii letatel'nykh apparatov* [Flight dynamics of the trajectory of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 500 p., ill.

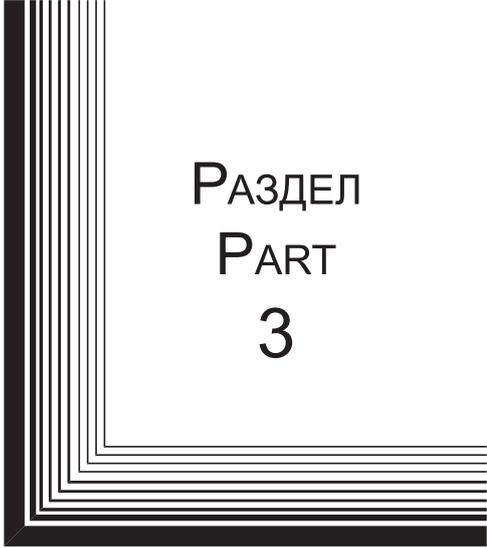
Кольга В. В., Рундау Н. С., 2024

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

Рундау Никита Сергеевич – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: nik290200@mail.ru.

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

Rundau Nikita Sergeevich – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nik290200@mail.ru.



РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 621.9.08

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-248-255

Для цитирования: Карабонцева М. В., Брижинская Н. В., Левко В. А. Автоматизация контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес при помощи координатно-измерительных машин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 248–255. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-248-255.

For citation: Karabontseva M. V., Brizhinskaya N. V., Levko V. A. [Automation of control of geometrical characteristics of worm and bevel gears by means of coordinate measuring]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 248–255. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-248-255.

Автоматизация контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес при помощи координатно-измерительных машин

М. В. Карабонцева^{1*}, Н. В. Брижинская², В. А. Левко¹

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

²АО «Красмаш»

Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29

*E-mail: karaboncevamarina@mail.ru

Статья содержит результаты исследований по автоматизации контроля геометрических характеристик зубчатых колес. Применение координатно-измерительных машин позволяет существенно повысить производительность и точность измерений. Однако их применение для контроля зубчатых колес требует использования специальных программ для проведения и обработки результатов измерений изделий со сложной формой поверхности. Использование для метрологического контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес программного обеспечения позволяет достичь высокой точности проведения контрольно-измерительных работ. Для автоматизации контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес создан дополнительный модуль к стандартной программе. С его помощью все точки измеряемой криволинейной поверхности зубчатых колес, полученные контактным методом по типовой программе измерений, структурируются в единый массив данных с протоколом измерений. На основе этих данных модуль формирует профиль измеренной поверхности зуба колеса и выстраивает геометрический контур профиля измеряемого зуба. Результатом работы модуля является формирование общего профиля всего зубчатого колеса и его сравнение с исходным (теоретическим) профилем зубчатого колеса в целом. Сам процесс контроля осуществляется в небольшом временном интервале, что позволяет использовать предложенный подход к автоматизации контроля профиля зубчатых колес в мелкосерийном производстве.

Ключевые слова: координатно-измерительная машина, зубчатое колесо, отклонение профиля зуба, автоматизация контроля.

Automation of control of geometrical characteristics of worm and bevel gears by means of coordinate measuring

M. V. Karabontseva^{1*}, N. V. Brizhinskaya², V. A. Levko¹

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

²JSC “Krasmash”

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

*E-mail: karaboncevamarina@mail.ru

The article contains the results of research on the automation of control of the geometric characteristics of gears. The use of coordinate measuring machines can significantly improve the productivity and accuracy of measurements. However, their use for testing gears requires the use of special programs for carrying out and processing the results of measurements of products with complex surface shapes. The use of software for metrological control of the geometric characteristics of worm and bevel gears makes it possible to achieve high accuracy of control and measurement work. To automate the control of geometric characteristics of worm and bevel gears, an additional module has been created for the standard program. With its help, all points of the measured curved surface of gears, obtained by contact method according to a standard measurement program, are structured into a single data array with a measurement protocol. Based on these data, the module generates a profile of the measured surface of a wheel tooth and builds a geometric contour of the profile of the measured tooth. The result of the module's operation is the formation of a general profile of the entire gear and its comparison with the original (theoretical) profile of the gear as a whole. The control process itself is carried out in a short time interval, which makes it possible to use the proposed approach to automating the control of gear profiles in small-scale production.

Keywords: coordinate measuring machine, control, gear wheel, tooth profile deviation, control automation.

Введение

В настоящее время все производственные процессы должны соответствовать строгим критериям и обеспечивать производство изделий требуемого качества и точности размеров. Эти требования особенно актуальны для производства деталей, имеющих сложную (криволинейную) форму, в том числе червячных и зубчатых колес. Эти детали имеют высокую себестоимость и трудоемкость изготовления, а требования к производственной технологичности их конструкции высоки [1].

Погрешности изготовления зубчатых колес приводят к повышению динамических нагрузок, вибрации, шуму в редукторах и преждевременному выходу механизмов из строя. ГОСТ 1643–81 насчитывает более 20 параметров точности цилиндрических зубчатых передач, разделенных на четыре нормы точности: кинематической точности, плавности работы, контакта зубьев и бокового зазора. На стадии механической обработки основной проблемой, как правило, является получение профиля зуба, соответствующего заявленной степени точности [2].

В производстве деталей с криволинейными поверхностями широко применяются различные технологические процессы, в том числе процессы контроля геометрических размеров. В условиях серийного производства ручные операции контроля геометрических параметров криволинейных поверхностей не отвечают требованиям по стабильность и надежность измерений, а также их производительности. При этом не исключено появление случайных погрешностей измерений, обусловленных человеческим фактором. В связи с этим на современном уровне промышленного производства широко применяются технологические процессы контроля с использованием координатно-измерительных машин (КИМ). Данные средства контроля характеризуются высокой степенью универсальности и малыми значениями паспортных погрешностей. Они могут использоваться для решения широкого круга задач – от контроля деталей до аттестации технологической оснастки. Однако паспортные данные о погрешностях КИМ могут приписываться лишь небольшому количеству простейших измеряемых геометрических параметров, остальное же большинство не может быть однозначно характеризовано [3].

Современные КИМ, используемые для измерений координат точек поверхности изготовленных моделей (деталей), представляют собой высокоточные устройства, обеспечивающие шесть степеней свободы при перемещении и ориентации измерительного щупа в пространстве. Управляемые компьютером или вручную оператором, они комплектуются развитыми библиотеками программ для проведения измерений изделий различной формы и обработки результатов измерений. Прежде всего их составляют типовые геометрические объекты, такие как пло-

ские криволинейные контуры, составленные из отрезков прямых и конических сечений, а также пространственные – плоскости, призмы, тела вращения и др. Наряду с этим, проведение измерений и обработка их результатов применительно к изделиям со сложной формой поверхности обеспечиваются недостаточно, особенно при необходимости раздельного контроля специфических контролируемых параметров [4]. В связи с этим измерение основных параметров зубчатых колес и резьбовых деталей на КИМ является нетривиальной задачей [5; 6].

Лучшим на сегодняшний день решением является проверка зубчатых колес и зуборезного инструмента на универсальных зубоизмерительных центрах (ЗЦ). Такие центры имеют возможность прямого измерения не только погрешности профиля, направления, шага и радиального биения, но и топологии поверхности зуба, а также формы и расположения поверхностей самой детали. Зубоизмерительные центры позволяют измерять все геометрические параметры цилиндрического зубчатого венца по основным отечественным и международным стандартам, что является необходимым при наладке станков с ЧПУ на современном зубообрабатывающем производстве [7].

Однако применение зубоизмерительных центров окупается только в условиях крупносерийного и массового производства зубчатых колес на специализированных предприятиях. Для производства изделий, в состав которых входят червячные и конические зубчатые колеса в условиях мелкосерийного производства, предпочтительнее использование стандартных КИМ с применением специальных подходов к процессам измерения [8].

Направления автоматизации контроля геометрических характеристик зубчатых колес

Эффективность и достоверность процессов координатных измерений в равной степени зависит как от технических и метрологических характеристик базовой аппаратной части КИМ, так и от функциональности специализированного метрологического программного обеспечения [9; 10].

Использование КИМ с различными типами измерительных головок и наконечников для контроля геометрических параметров зубчатых колес целесообразно ввиду достаточно высокой точности. Эта технология позволяет определить и построить эвольвенту и угол профиля архимедова червяка с погрешностью 2–3 мкм [11].

Контроль зубчатых колес с записью погрешности позволяют значительно повысить точность и объективность двухпрофильного контроля зубчатых колес, расширить информационную базу для оценки качества зубчатых колес и производить целенаправленный отбор зубчатых колес с требуемыми свойствами. Оснащение записывающего устройства измерительного межосевого расстояния (ИМР) дополнительными программами позволяет производить статистическую обработку результатов измерения зубчатых колес и находить корреляционные зависимости между параметрами ИМР и такими элементными погрешностями зубчатого колеса, как погрешность направления зуба, погрешность угла исходного контура, погрешность толщины зуба, погрешность профиля зуба [12].

Проблема объединения всех результатов измерения для построения общего профиля зубчатого колеса решается на базе универсального программного модуля, позволяющего проводить автоматизированный контроль требуемых параметров вне зависимости от типа КИМ и вида зубчатого колеса [13].

Основные рекомендации по разработке такого модуля приведены в статье, рассматривающей методические основы построения программ, математические зависимости, примерную схему движений измерительного элемента [14–16]. Однако они направлены на автоматизацию измерения эвольвентных прямозубых колес.

Автоматизация контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес при помощи координатно-измерительных машин возможна с применением стандартного программного обеспечения. При измерении на КИМ с применением данного программного обеспечения происходит автоматическое измерение конуса вершин или конуса впадин зуба для регулировки (выравнивания). При вводе параметров шестерни (количество зубьев, угол давле-

ния на полюсе зубчатого зацепления, модуль зубчатого зацепления, углы конуса детали и т. д.) происходит создание образцовой боковой поверхности из параметров зубчатого колеса.

Следующим шагом процесса контроля является создание образцовых боковых поверхностей путём топографического измерения. При этом происходит оценка шага с толщиной зуба, боковой и профильной линии. Далее осуществляется контроль отклонения допусков на взаимное расположение поверхностей колеса (радиальное биение, отклонение от соосности). Как правило, для измерения используется один контактный датчик, а само измерение реализуется без поворотного стола. Результатом измерений является набор данных по общему отклонению профиля зуба.

Однако обработка результатов измерений в этом программном продукте не подразумевает визуализации геометрического контура профиля измеряемого зуба, а также построения общего профиля всего зубчатого колеса с его последующим сравнением с исходной моделью. Целью данной работы было создание дополнительного модуля к данной программе для решения задач, описанных выше.

Дополнительный модуль к стандартной программе

Для автоматизации контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес написан дополнительный модуль к стандартной программе. С его помощью все точки измеряемой криволинейной поверхности зубчатых колес, полученные контактным методом по типовой программе измерений, структурируются в единый массив данных. При этом в автоматическом режиме формируется протокол измерений. Погрешность линейных измерений при этом составляет 0,1 мкм. Определяется общая профилограмма отклонения профиля зуба (рис. 1) и формируется профилограмма суммарных и отдельных отклонений профиля зуба (рис. 2).

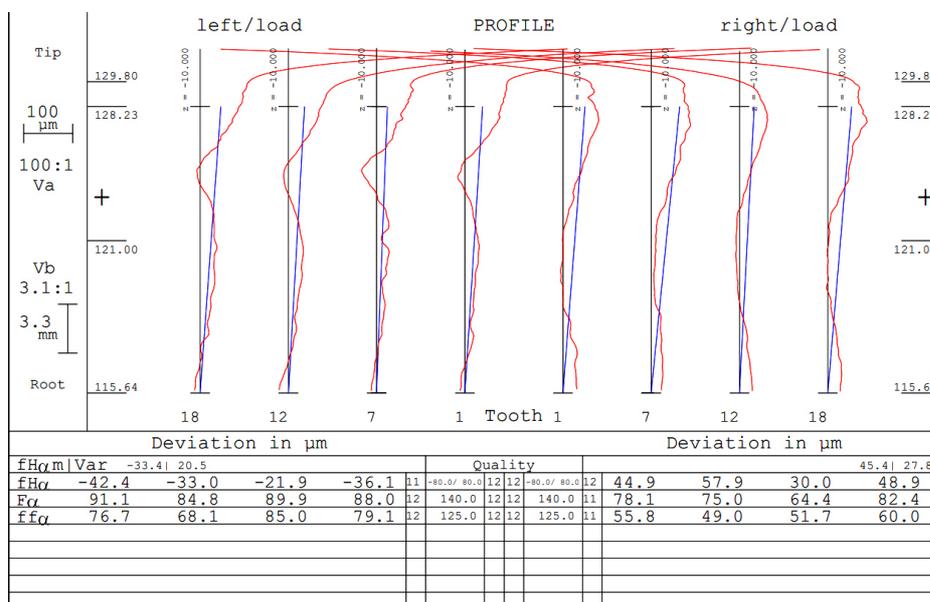


Рис. 1. Общая профилограмма отклонения профиля зуба

Fig. 1. General profilogram of tooth profile deviation

Данные протокола измерений являются исходными. На основе этих данных разработанный модуль формирует профиль измеренной поверхности зуба конического (червячного) колеса и выстраивает геометрический контур профиля измеряемого зуба (рис. 3). Для этого построения применяются функции работы с геометрическими переменными и преобразования их в различные типы данных. Это позволяет не только сформировать массив точек, описывающих пространственные поверхности, но производить с ним различного типа вычисления. Результаты

этих расчетов применяются как для построения общего (суммарного) профиля всего зубчатого колеса, так и сравнения его с исходным (теоретическим) профилем зубчатого колеса.

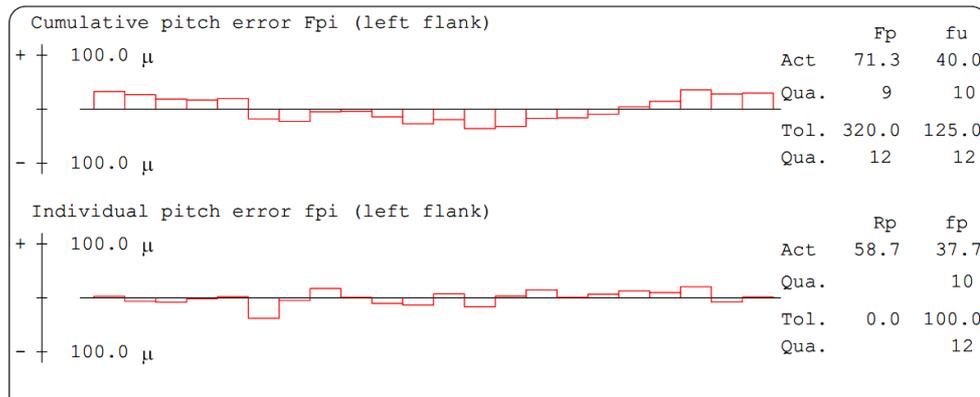


Рис. 2. Профилограмма суммарных и отдельных отклонений профиля зуба

Fig. 2. Profilogram of total and individual deviations of the tooth profile

Далее на основании полученных профилей всех зубьев колеса при помощи специального модуля формируется общий (суммарный) профиль всего зубчатого колеса. Полученный профиль сравнивается с исходным (теоретическим) профилем зубчатого колеса.

На основе протокола измерений и визуализации профиля измеренной поверхности производится заключение о соответствии (отклонении) контролируемых геометрических размеров червячных и конических зубчатых колес от заданных в технической документации, в том числе допусков на взаимное расположение поверхностей колеса.

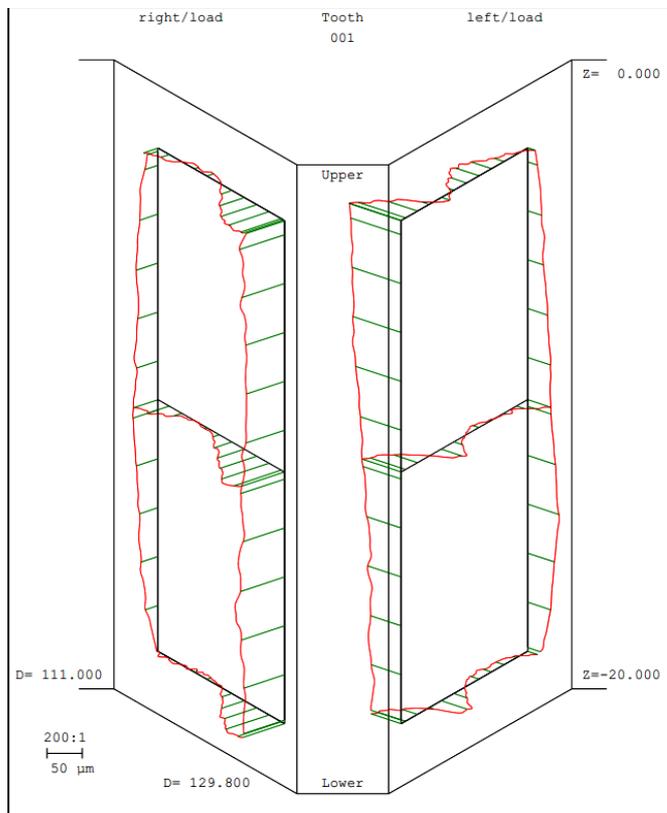


Рис. 3. Геометрический контур профиля измеряемого зуба конического колеса

Fig. 3. Geometric contour of the bevel gear tooth profile being measured

Сам процесс контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес осуществляется в небольшом временном интервале, что позволяет использовать предложенный подход к автоматизации контроля профиля зубчатых колес в мелкосерийном производстве.

Заключение

Предложенный подход к автоматизации контроля геометрических характеристик червячных и конических зубчатых колес с помощью созданного дополнительного модуля к стандартному программному обеспечению позволяет повысить производительность данного процесса и реализовывать его на типовых координатно-измерительных машинах. Формирование единого массива данных всех точек измеряемой криволинейной поверхности зуба червячного или конического колеса с последующим их объединением в общий профиль колеса позволяет оперативно проводить технологический процесс контроля за счет сравнения измеренного профиля с теоретическим.

Данный подход обеспечивает высокую точность (до 0,1 мкм) и быстроту процесса контроля зубчатых колес (сокращение времени на процесс измерения в два раза) в условиях мелкосерийного производства.

Библиографические ссылки

1. Сысоев С. К., Сысоев А. С., Левко В. А. Технология машиностроения. Проектирование технологических процессов. СПб. : Лань, 2016. 288 с.
2. Ковальчук С. Н. Контроль зубчатых колес на координатно-измерительной машине GLOBAL // Вестник Кузбасского гос. техн. ун-та. 2014. № 5(105). С. 124–126.
3. Болотов, М. А., Чевелева А. О., Жидяев А. Н. Оптимизация методик измерения геометрических параметров деталей ГТД при их контроле на КИМ // Вестник Самарского гос. аэрокосм. ун-та им. академика С. П. Королёва (нац. исследоват. ун-та). 2011. № 3-3(27). С. 100–105.
4. Методика оценки точности изготовления аэродинамических моделей по материалам измерений на координатно-измерительной машине / М. А. Архангельская, В. Д. Вермель, В. Ф. Забалуев и др. // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. 45, № 5. С. 78–90.
5. Kinematics of point-conjugate tooth surface couple and its application in mixed mismatched conical worm drive / Q. Meng, Y. Zhao, J. Cui et al. // Mechanism and Machine Theory. 2022. Vol. 167. P. 104528. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2021.104528>.
6. Тигнибидин А. В., Зайнуллина Л. В., Ромащенко В. А. Определение достоверных методик проведения измерений на координатно-измерительных машинах // Динамика систем, механизмов и машин. 2018. № 1 (6). С. 171–191.
7. Плиско О. П., Попова В. А., Николаева Е. В. Измерение зубчатых колес и резьбовых деталей на координатно-измерительной машине // Стандартизация, метрология и управление качеством : мат. Всеросс. науч.-техн. конф., посвященной 90-летию Росстандарта и 170-летию метрол. службы России. Омск, 2015. С. 133-135.
8. Береснева А. В. Применение САI-системы PowerINSPECT и портативной CimCore Infinite 2.0 для измерения корпусов спироидных редукторов // Теория и практика зубчатых передач и редукторостроения : сб. докл. науч.-практ. конф. Ижевск, 2017. С. 27–32.
9. Park N. G., Lee H. W. The spherical involute bevel gear: its geometry, kinematic behavior and standardization // J Mech Sci Technol. 2011. Vol. 25. P. 1023–1034. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12206-011-0145-1>.
10. Сурков И. В., Волков Д. А. Развитие координатной метрологии в России // Станкостроение и инновационное машиностроение. Проблемы и точки роста : мат. Всеросс. науч.-техн. конф. Уфа, 2018. С. 322–327.
11. Никольский С. М. Контроль зубчатых колес с применением современных средств измерений // Изв. Тульского гос. ун-та. Технические науки. 2022. № 4. С. 395–399. DOI: 10.24412/2071-6168-2022-4-395-399.

12. Антонюк В. Е., Русецкий В. Н. Возможности современных средств двухпрофильного контроля зубчатых колес // Вестник Полоцкого гос. ун-та. Сер. В. Промышленность. Прикладные науки. 2009. № 8. С. 101–105.

13. Ушаков М. В., Воробьев И. А., Никольский С. М. Анализ результатов расчета точек измерительной траектории при контроле зубчатых колес // Отечественный и зарубежный опыт обеспечения качества в машиностроении : сб. докладов IV Всеросс. науч.-техн. конф. с междунар. уч. Тула, 2023. С. 46–49.

14. Ушаков М. В., Воробьев И. А., Никольский С. М. Рекомендации по разработке методики контроля зубчатых колес на КИМ // Контроль. Диагностика. 2022. Т. 25, № 9(291). С. 46–51. DOI: 10.14489/td.2022.09.pp.046-051.

15. Ушаков М. В., Воробьев И. А., Никольский С. М. Алгоритмизация процесса обработки измерительной информации при контроле зубчатых колес на координатно-измерительных машинах // Альманах современной метрологии. 2022. № 3(31). С. 154–159.

16. Applied iterative closest point algorithm to automated inspection of gear box tooth / S. Boukebbab, H. Bouchenitfa, H. Boughouas, J. M. Linares // Computers & Industrial Engineering. 2007. Vol. 52, Is. 1. P. 162–173. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cie.2006.12.001>.

References

1. Sysoev S. K., Sysoev A. S., Levko V. A. *Tekhnologiya mashinostroyeniya. Proyektirovaniye tekhnologicheskikh protsessov* [Mechanical engineering technology. Process engineering]. St. Petersburg, Lan Publ., 2016, 288 p.

2. Kovalchuk S. N. [Control of gears on the GLOBAL coordinate measuring machine]. *Vestnik Kuzbasskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2014, No. 5(105), P. 124–126. (In Russ.)

3. Bolotov M. A., Cheveleva A. O., A. N. Zhidyaev [Optimization of methods for measuring the geometric parameters of gas turbine engine parts when monitoring them on coordinate measuring machines]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S. P. Korolova (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta)*. 2011, No. 3-3(27), P. 100–105. (In Russ.)

4. Arkhangelskaya M. A., Vermel V. D., Zabaluev V. F. et al. [Methodology for assessing the accuracy of manufacturing aerodynamic models based on measurement materials on a coordinate measuring machine]. *Uchenyye zapiski TSAGI*. 2014, Vol. 45, No. 5, P. 78–90. (In Russ.)

5. Meng Q., Zhao Y., Cui J. et al. Kinematics of point-conjugate tooth surface couple and its application in mixed mismatched conical worm drive. *Mechanism and Machine Theory*. 2022, Vol. 167, P. 104528. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.mechmachtheory.2021.104528>.

6. Tignibidin A. V., Zainullina L. V., Romashchenko V. A. [Determination of reliable methods for carrying out measurements on coordinate measuring machines]. *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin*. 2018, No. 1 (6), P. 171–191. (In Russ.)

7. Plisko O. P., Popova V. A., Nikolaeva E. V. [Measurement of gears and threaded parts on a coordinate measuring machine]. *Standartizatsiya, metrologiya i upravleniye kachestvom : Materialy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu Rosstandarta i 170-letiyu metrologicheskoy sluzhby Rossii*. [Standardization, metrology and quality management: Materials of the All-Russian scientific and technical conference dedicated to the 90th anniversary of Rosstandart and the 170th anniversary of the metrological service of Russia]. Omsk, 2015, P. 133–135. (In Russ.)

8. Beresneva A. V. [Application of the CAI-system PowerINSPECT and portable CimCore Infinite 2.0 for measuring housings of spiroid gearboxes]. *Teoriya i praktika zubchatykh peredach i reduktorstroyeniya : Sbornik докладов nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Theory and practice of gears and gear engineering: Collection of reports of a scientific and practical conference]. Izhevsk, 2017, P. 27–32. (In Russ.)

9. Park N. G., Lee H. W. The spherical involute bevel gear: its geometry, kinematic behavior and standardization. *J Mech Sci Technol*. 2011, Vol. 25, P. 1023–103. DOI: <https://doi.org/10.1007/s12206-011-0145-1>.

10. Surkov I. V., Volkov D. A. [Development of coordinate metrology in Russia]. *Stankostroyeniye i innovatsionnoye mashinostroyeniye. Problemy i tochki rosta : Materialy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Machine tool building and innovative mechanical engineering. Problems and growth points: Materials of the All-Russian Scientific and Technical Conference]. Ufa, 2018, P. 322–327. (In Russ.)

11. Nikolsky S. M. [Testing of gears using modern measuring instruments]. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskkiye nauki*. 2022, No. 4, P. 395–399. DOI 10.24412/2071-6168-2022-4-395-399.

12. Antonyuk V. E. Rusetsky V. N. [Possibilities of modern means of dual-profile control of gears]. *Vestnik Polotskogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya V. Promyshlennost'. Prikladnyye nauki*. 2009, No. 8, P. 101–105. (In Russ.)

13. Ushakov M. V., Vorobyov I. A., Nikolsky S. M. [Analysis of the results of calculating points of the measuring trajectory when monitoring gears]. *Otechestvennyy i zarubezhnyy opyt obezpecheniya kachestva v mashinostroyenii : IV Vserossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya s mezhdunarodnym uchastiyem: sbornik dokladov* [Domestic and foreign experience in quality assurance in mechanical engineering: IV All-Russian scientific and technical conference with international participation : collection of reports]. Tula, 2023, P. 46–49. (In Russ.)

14. Ushakov M. V., Vorobyov I. A., Nikolsky S. M. [Recommendations for the development of methods for monitoring gear wheels on CMMs]. *Kontrol'. Diagnostika*. 2022, Vol. 25, No. 9(291), P. 46–51. DOI: 10.14489/td.2022.09.pp.046-051.

15. Ushakov M. V., Vorobyov I. A., Nikolsky S. M. [Algorithmization of the process of processing measurement information when monitoring gears on coordinate measuring machines]. *Al'manakh sovremennoy metrologii*. 2022, No. 3(31), P. 154–159. (In Russ.)

16. Boukebbab S., Bouchenitfa H., Boughouas H., Linares J. M. Applied iterative closest point algorithm to automated inspection of gear box tooth. *Computers & Industrial Engineering*. 2007, Vol. 52, Is. 1, P. 162–173. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cie.2006.12.001>.

© Карабонцева М. В., Брижинская Н. В., Левко В. А., 2024

Карабонцева Мария Васильевна – аспирант кафедры технологии машиностроения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: karaboncevamar@mail.ru

Брижинская Надежда Васильевна – инженер; АО «Красмаш». E-mail: karabonцева@mail.ru.

Левко Валерий Анатольевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры технологии машиностроения; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: levko@sibsau.ru.

Karabontseva Maria Vasilievna – postgraduate Student of the Department of Mechanical Engineering Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: karaboncevamar@mail.ru.

Brizhinskaya Nadezhda Vasilievna – engineer; JSC “Kras mash”. E-mail: karabonцева@mail.ru.

Levko Valery Anatolyevich – Dr. Sc. (Technical), Associate Professor, Professor of the Department of Mechanical Engineering Technology; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: levko@sibsau.ru.

УДК 621.01

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-256-263

Для цитирования: Семенуха О. В., Воронина С. Ю., Фесик С. А. Исследование влияния гибридного наполнителя на тензочувствительность нанокomпозиционного материала // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 256–263. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-256-263.

For citation: Semenukha O. V., Voronina S. Yu., Fesik S. A. [Study of the influence of hybrid filler on the strain sensitivity of nanocomposite material]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 256–263. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-256-263.

Исследование влияния гибридного наполнителя на тензочувствительность нанокomпозиционного материала

О. В. Семенуха^{1,2}, С. Ю. Воронина², Фесик С. А.²

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

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

*E-mail: semenukha.cool@mail.ru

Рефлектор космического аппарата находится в процессе эксплуатации в раскрытом и сложенном положении, поэтому актуальной задачей является разработка тензодатчиков, определяющих положение рефлектора. В работе представлено исследование влияния гибридного наполнителя на величину коэффициента тензорезистивности гибкого тензорезистивного элемента из нанокomпозиционного материала и описан технологический процесс его изготовления методом вакуумной инфузии. В качестве гибридного наполнителя был использован состав, содержащий электропроводящий компонент (углеродные нанотрубки) и твердый компонент (карбид кремния), способствующий равномерному распределению наполнителя в полимерной матрице. С помощью ротационного реометра установлено содержание углеродных нанотрубок (УНТ), при котором достигается предельный уровень вязкости для пропитки связующим стекловолокна. Особенности распределения наполнителя в нанокomпозиционном материале исследовали сканирующим электронным микроскопом в Красноярском региональном центре коллективного пользования ФИЦ КНЦ СО РАН. В ходе работы определено влияние содержания гибридного наполнителя на тензорезистивные свойства нанокomпозиционного материала. Максимальные значения коэффициента тензорезистивности наблюдались на начальном этапе исследования (растяжение 0,05 %) – при растяжении на 0,1 мм при общей длине 200 мм у образцов нанокomпозиционного материала с гибридным наполнителем SiC 1, 5 и 10 % – и составляли 38, 40 и 40. Коэффициент тензорезистивности образцов нанокomпозиционного материала с содержанием гибридного наполнителя SiC 1, 5 и 10 % при максимальном растяжении (1 %) составляет около 19, 21 и 22 соответственно.

Ключевые слова: полимерный композиционный материал (ПКМ), тензорезистивный датчик, нанокomпозиционный материал, мониторинг состояния трансформируемых конструкций, углеродные нанотрубки, углеродный волокнистый наполнитель.

Study of the influence of hybrid filler on the strain sensitivity of nanocomposite material

O. V. Semenukha^{1,2}, S. Yu. Voronina², Fesik S. A.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: semenukha.cool@mail.ru

The reflector of spacecraft is in operation in an open and folded position, so an urgent task is to develop strain gauges that determine the position of the reflector. The paper presents a study of the influence of a hybrid filler on the value of the strain resistance coefficient of a flexible strain-resistive element made of a nanocomposite material and describes the technological process of its manufacture using the vacuum infusion method. As a hybrid filler, a composition was used containing an electrically conductive component (carbon nanotubes) and a solid component (silicon carbide), which promotes uniform distribution of the filler in the polymer matrix. Using the rotational rheometer, the content of carbon nanotubes (CNTs) was determined at which the limiting level of viscosity for impregnation of glass fiber with a binder is achieved. The distribution features of the filler in the nanocomposite material were studied using a scanning electron microscope at the Krasnoyarsk Regional Center for Collective Use of the Federal Research Center KSC SB RAS. In the course of the work, the influence of the content of the hybrid filler on the tensor resistive properties of the nanocomposite material was determined. The maximum values of the tensor resistance coefficient were observed at the initial stage of the study (stretching 0.05 %): with a stretch of 0.1 mm with a total length of 200 mm for samples of nanocomposite material with a SiC hybrid filler of 1, 5 and 10 % and is 38, 40 and 40. The tensor resistance coefficient of nanocomposite material samples containing 1, 5 and 10 % SiC hybrid filler at maximum stretch (1 %) is about 19, 21 and 22, respectively.

Keywords: polymer composite material (PCM), strain-sensitive sensor, nanocomposite material, condition monitoring of transformable structures, carbon nanotubes, carbon fiber filler.

Введение

Современные тенденции развития космических систем связи, навигации, радиолокации, астрономии привели к необходимости создания развертываемых в космосе крупногабаритных космических антенн. По мере развития таких конструкций увеличивается интерес в усовершенствовании изготовления и укладки радиоотражающей поверхности в транспортировочном положении трансформируемого рефлектора с разной апертурой. При выборе материала для изготовления сегментов рефлектора, обладающего гибкой поверхностью, обращает на себя внимание композиционный материал на основе эластичного связующего полиметилдисилоксана (ПДМС). Наиболее важными требованиями являются стабильность физико-механических свойств материала при большом перепаде температур от -150 до $+150$ °С, оптическая прозрачность в любой полосе частот, возможность упругого деформирования материала без разрушения для обеспечения раскрытия космических антенн.

Данные о состоянии и положении рефлектора собираются с помощью сенсорных систем, смонтированных на элементах конструкции. Контроль механических нагрузок на элементы конструкции может осуществляться датчиками деформации. Для того чтобы измерить с помощью тензометрического датчика деформацию, напряжение или усилие, используют явление влияния упругой деформации проволоки или полупроводникового стержня на сопротивление материала датчика [1]. Как правило, обычные датчики деформации, изготовленные из металлической фольги и полупроводников, могут обнаруживать только низкие деформации из-за их ограниченной способности к растяжению (примерно $\sim 0,07$ %) [2]. Для увеличения чувствительности датчики деформации производят из композиционных материалов, где полимерная матрица заполнена частицами углеродных нанотрубок (УНТ), графеном или структурными композитами из керамики и металлов. Это позволяет существенно увеличить коэффициент упругости и увеличить диапазон деформаций, которые может измерить датчик [3].

Введение наполнителя в полимерную матрицу изменяет структуру и свойства материала. Освоение эффективных методов введения УНТ в полимерный материал и определение уровня их влияния на количественные результаты конечного продукта, а также технических карт на текущий момент является релевантной и основной задачей в области разработки современных продуктов. Очевидно, что данная технология найдёт широкое применение в производстве конструкций из функциональных материалов из ПДМС [4; 5].

Известно, что углеродные наночастицы и нановолокна обладают комплексом уникальных физико-химических свойств и считаются идеальным армирующим материалом для полимеров.

Многофункциональный наполнитель УНТ улучшает механические свойства материала (жесткость, граница прочности при сжатии), улучшает электропроводность, увеличивает теплопроводность, теплостойкость и придает нанокпозиционному материалу новую функциональную способность. Однако серьезной проблемой получения нанокпозиционного материала является сложность гомогенного распределения УНТ в объеме полимерной матрицы и обеспечение стабильной адгезионной связи с ней. Эта проблема обусловлена сильным ван-дер-ваальсовым взаимодействием УНТ между собой и их склонностью к агрегированию [6].

В настоящее время для получения стабильного нанокпозиционного материала с диспергированными УНТ в основном применяют метод ультразвукового воздействия [7–9]. Для эффективного распределения частиц в объеме полимерной матрицы, его часто комбинируют с другими методами диспергирования:

- методом, состоящим из механического и ультразвукового диспергирования;
- механического и ультразвукового диспергирования с добавлением твердого наполнителя в качестве мелющего агента внутри объема полимерной матрицы;
- ультразвукового диспергирования с использованием магнитной мешалки.

На чувствительность нанокпозиционного материала оказывает влияние метод диспергирования наполнителя в полимерной матрице. Это свидетельствует о том, что при помощи данного фактора можно изменять физико-механические, теплофизические, оптические, электромагнитные и другие эксплуатационные характеристики нанокпозиционного материала. Ранее нами SiC был обработан по технологии, описанной в публикации [10]. Обработка SiC привела к увеличению функциональных групп на поверхности частиц, что способствовало усилению межфазного взаимодействия между частицами наполнителя и полимером. Правильно подобранный способ введения способствует равномерному распределению нанотрубок по объему полимерной матрицы, улучшению их смачивания и адгезии и, соответственно, улучшению характеристик нанокпозиционного материала [11].

Целью данной работы является разработка технологии изготовления гибкого тензорезистивного элемента из гибридного композиционного материала для мониторинга состояния трансформируемых конструкций с уровнем коэффициента тензорезистивности не менее 10.

В процессе разработки технологии изготовления гибкого тензорезистивного элемента необходимо решить следующие задачи:

- разработка методики введения наполнителя для его равномерного распределения в ПДМС;
- разработка технологии изготовления нанокпозиционного материала;
- исследование влияние наполнителей на величину коэффициента тензорезистивности нанокпозиционного материала при растяжении;
- изготовление гибкого тензорезистивного элемента на основе нанокпозиционного материала.

Предметом работы является технология изготовления гибкого тензорезистивного элемента из нанокпозиционного материала.

Эксперимент

В данном исследовании использовались образцы нанокпозиционного материала, состоящие из ПДМС, стеклоткани Т-53, карбида кремния (SiC) фракция F1200 (размер зерна: 2,5–3,5 мкм) и Matrix 603 – концентрат УНТ с содержанием 10 % УНТ от общего состава концентрата. Стеклоткань предварительно была обработана раствором АПТЭС в хлороформе для обеспечения повышенной адгезии ПДМС к волокнистому наполнителю. Для придания материалу электропроводящих свойств в матрицу вводился наполнитель Matrix. В качестве перемешивающего агента (для дополнительного размалывания УНТ по всему объему связующего и предотвращения их агломерации) вводился SiC. Таким образом гибридный наполнитель представляет собой смесь электропроводящего (УНТ) и мелющего агента (SiC). Кроме того, добавление микронаполнителя (SiC) уменьшает свободное пространство связующего, доступное нанопополнителю (в нашем случае УНТ) для формирования проводящих сетей. В ряде исследования применение

гибридного наполнителя увеличивает электропроводность, поскольку УНТ не могут диффундировать в микронаполнитель, представляющий собой твердую частицу [12; 13].

В данной работе за основу бралась технология введения наполнителей в матрицу, описанная нами ранее [14].

Образцы нанокompозита изготавливались методом вакуумной инфузии: стеклоткань пропитывали смесью, состоящей из ПДМС и гибридного наполнителя, в форме с последующим отверждением в сушильном шкафу при температуре 120 °С в течение 30 мин. На рис. 1 представлена технологическая схема изготовления гибкого тензорезистивного элемента из нанокompозиционного материала.



Рис. 1. Технологическая схема изготовления гибкого тензорезистивного элемента из нанокompозиционного материала

Fig. 1. Technological scheme for manufacturing a flexible strain-resistive element made of nanocomposite material

Визуализация морфологических особенностей нанокompозиционного материала осуществлялась в Красноярском региональном центре коллективного пользования ФИЦ КИЦ СО РАН с использованием сканирующего электронного микроскопа (СЭМ) высокого разрешения.

На рис. 2 представлена микрофотография наполнителя SiC, на рис. 3 – образца нанокompозиционного материала с гибридным наполнителем.



Рис. 2. СЭМ микрофотография наполнителя SiC
Fig. 2. SEM micrograph of SiC filler

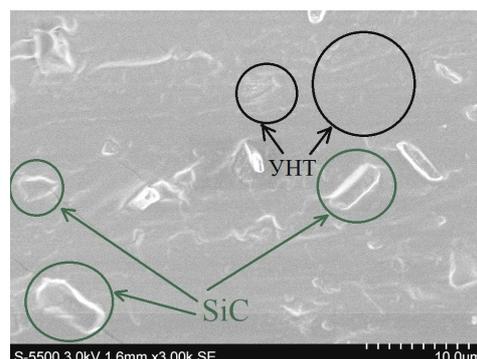


Рис. 3. СЭМ микрофотография образца нанокompозиционного материала с гибридным наполнителем
Fig. 3. SEM micrograph of sample of nanocomposite material with hybrid filler

Технология и качество пропитки армирующего наполнителя существенно зависит от вязкости полимерного связующего, поэтому в данной работе проведено исследование влияния содержания гибридного наполнителя на вязкость неотвержденной матрицы для технологии изго-

товления нанокomпозиционного материала. Известно, что максимальная вязкость связующего, позволяющая проводить вакуумную инфузию, составляет 300 мПа×с [15–17]. Получены результаты определения вязкости модифицированной полимерной матрицы и исходного ПДМС. Определение зависимости вязкости от скорости сдвига проводилось в диапазоне изменения частоты ротора от 0,01 до 100 Гц. Испытания образцов проведены при температуре 25 °С с помощью ротационного реометра. Выявлено, что при содержании 0,15 % УНТ достигается предельный уровень вязкости (250 мПа×с), возможный для пропитки связующим стекловолкна методом вакуумной инфузии. Исходя из этого, для дальнейшей работы было использовано содержание 0,15 % УНТ в гибридном наполнителе, так как при содержании 0,2 % УНТ вязкость наполненной полимерной системы составила 350 мПа×с. В работах И. А. Тимошкина приведена максимальная вязкость связующего, позволяющая проводить вакуумную инфузию, которая составляет 300 мПа×с. Последнее значение существенно превышает максимальную вязкость связующего и не позволяет получить образец композита с качественной пропиткой [15–17].

Были получены образцы нанокomпозиционного материала со следующим содержанием гибридного наполнителя:

- УНТ 0,15 %, SiC 1 %;
- УНТ 0,15 %, SiC 5 %;
- УНТ 0,15 %, SiC 10 %.

Работа тензорезистивного элемента характеризуется коэффициентом тензорезистивности (K):

$$K = \frac{\frac{\Delta R}{R}}{\frac{\Delta L}{L}}, \quad (1)$$

где R и L – соответственно сопротивление и длина тензорезистивного элемента при отсутствии растяжения; ΔR и ΔL – изменение сопротивления и длины тензорезистивного элемента при растяжении.

На рис. 4 представлена зависимость коэффициента тензорезистивности образцов нанокomпозиционного материала от растяжения (до 2 мм). Образцы представляли собой пластины композита размером 200×20 мм, толщиной 0,3 мм.

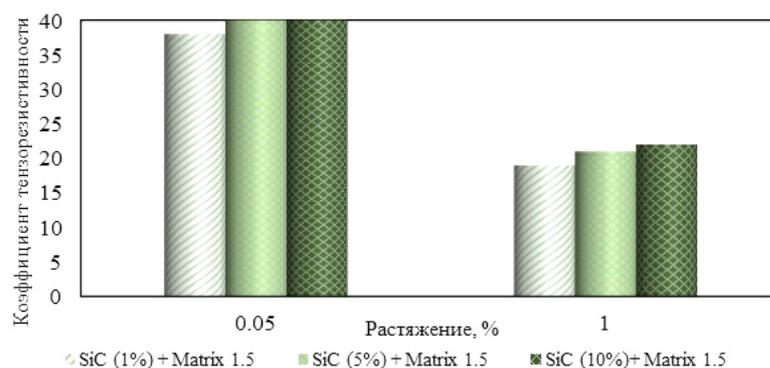


Рис. 4. Зависимость коэффициента тензорезистивности (K) образцов нанокomпозиционного материала с гибридным наполнителем SiC 1, 5 и 10 % от растяжения

Fig. 4. Dependence of the gage factor (C) of samples of nanocomposite material with a SiC hybrid filler of 1, 5 and 10 % on tension

Максимальное значение коэффициента тензорезистивности наблюдалось на начальном этапе исследования (растяжение 0,05 %): при растяжении на 0,1 мм при общей длине 200 мм у образцов нанокomпозиционного материала с гибридным наполнителем SiC 1, 5 и 10 % и составило 38, 40 и 40 соответственно. Коэффициент тензорезистивности образцов нанокomпозиционного мате-

риала с содержанием гибридного наполнителя SiC 1, 5 и 10 % при максимальном растяжении (1 %) составляет около 19, 21 и 22 соответственно.

На рис. 5 представлен полученный гибкий тензорезистивный элемент на основе нанокomпозиционного материала с гибридным наполнителем.

Заключение

Разработана технологии изготовления гибкого тензорезистивного элемента. Для разработки технологии изготовления были решены следующие задачи:

- разработана методика введения наполнителя для его равномерного распределения в ПДМС;
- исследовано влияние гибридного наполнителя на коэффициент тензорезистивности нанокomпозиционного материала. Наибольший коэффициент тензорезистивности зафиксирован у образцов, содержащих УНТ 0,15 %, SiC 5 % и УНТ 0,15 %, SiC 10 %, и составил 40 и 40 соответственно при растяжении 0,1 мм (0,05 % от общей длины образца 200 мм).

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России на выполнение коллективом научной лаборатории «Интеллектуальные материалы и структуры» проекта «Разработка многофункциональных интеллектуальных материалов и структур на основе модифицированных полимерных композиционных материалов, способных функционировать в экстремальных условиях» (Номер темы FEFE-2020-0015).

Acknowledgment

The work was carried out within the framework of the state assignment of the Ministry of Education and Science of Russia for the implementation by the team of the scientific laboratory “Intelligent Materials and Structures” of the project “Development of multifunctional intelligent materials and structures based on modified polymer composite materials capable of functioning in extreme conditions” (Topic number FEFE-2020-0015).

Библиографические ссылки

1. Ханин М. В., Зайцев Г. П. Изнашивание и разрушение полимерных композиционных материалов. М. : Химия, 1990. 256 с.
2. Хошев А. В. Тензорезистивные плёнки и их применение в датчиках давления // Современная техника и технологии. 2014. № 10. С. 59–65.
3. Баженов С. Л. Механика и технология композиционных материалов. М. : Интеллект, 2014. 328 с.
4. Батаев А. А., Батаев В. А. Композиционные материалы. М. : Университетская книга ; Логос, 2006. 400 с.
5. Перспективы использования кремнийорганических полимеров при создании современных материалов и покрытий различных назначений / И. Д. Краев, О. В. Попков, Е. М. Шульдешов и др. // Труды ВИАМ. 2017. № 12 (60). С. 46–60.
6. Соломонов Ю. Методы расчета цилиндрических оболочек из композиционных материалов. М. : Мир, 2009. 910 с.
7. Патент № 2548083 С2 Российская Федерация, МПК С01В 31/02, В82В 3/00, В82У 40/00. Способ модифицирования углеродных наноматериалов ; № 2013128040/05 ; заявл. 18.06.2013 ; опубл. 10.04.2015 / А. Г. Ткачев, А. В. Мележик, Т. П. Дьячкова ; заявитель ООО «НаноТехЦентр».
8. Червинская А. С. Влияние ультразвуковой обработки на диэлектрическую проницаемость композитов на основе вододисперсионной краски и МУНТ // Углеродные наноструктуры и их



Рис. 5. Гибкий тензорезистивный элемент из нанокomпозиционного материала

Fig. 5. Flexible strain-resistive element made of nanocomposite material

электромагнитные свойства : тр. материалов 4 Росс.-Белорусс. семинара. Томск : Изд-во НТЛ, 2019. С. 29–32.

9. Микитаев А. К., Козлов Г. В. Влияние обработки ультразвуком на структуру углеродных нанотрубок в полимерных нанокомпозитах // Физика и химия обработки материалов. 2015. № 2. С. 80–83.

10. A method for modifying the surface of silicon carbide with a controlled number of functional groups on surface / M. Yu. Flerko, S. Yu. Voronina, D. V. Antishin et al. // Journal of Advanced Materials and Technologies. 2022. Vol. 7, No. 4. P. 281–289.

11. Шерышев М. А., Тихонов Н. Н. Организация и проектирование предприятий переработки пластмасс. СПб. : Профессия. 2018. 384 с.

12. Bao H.-D., Guo Z.-X. Effect of electrically inert particulate filler on electrical resistivity of polymer/multi-walled carbon nanotube composites // Polymer (Guildf). 2008. Vol. 49. P. 3826–3831.

13. Effect interfacial size and multiple interface on electromagnetic shielding of silicon rubber/carbon nanotube composites with mixing segregated particles / D. Yang, J.-R. Tao, Y. Yang et al. // Compos. Struct. 2022. Vol. 292, P. 115.

14. Роль метода введения углеродных нанотрубок на коэффициент тензорезистивности / Е. В. Гребенников, С. Ю. Воронина, М. М. Симуни, О. В. Семенуха // Решетневские чтения : материалы XXVI Междунар. науч. конф. (09–11 ноября 2022, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. ун-т. 2022. С. 648–650.

15. Термостойкие углепластики с матрицами на основе сополимера бис-фталонитрилов и бис-бензонитрила / И. А. Тимошкин, В. В. Алешкевич, Е. С. Афанасьева и др. // Высокомолекулярные соединения. Серия С. 2020. Т. 62, № 2. С. 174–185.

16. Патент № 2598608 С2 Российская Федерация, МПК С08G 18/08, С08G 18/66, С08L 75/04. Полиуретановые композиты, полученные с помощью вакуумной инфузии ; № 2013147457/04 ; заявл. 20.03.2012 ; опубл. 27.09.2016 / У. И. Юнс ; заявитель БАЙЕР МАТИРИАЛЬСАЙЕНС ЛЛСИ.

17. Патент № 2527086 С2 Российская Федерация, МПК С08L 63/00. Эпоксидное связующее для полимерных композиционных материалов ; № 2012149800/05 ; заявл. 22.11.2012 ; опубл. 27.08.2014 / В. А. Нелюб, И. А. Буянов, А. С. Бородулин и др. ; заявитель МГТУ им. Н. Э. Баумана.

References

1. Khanin M. V., Zaitsev G. P. *Iznashivanie i razrushenie polimernyh kompozitsionnykh materialov* [Wear and destruction of polymer composite materials]. Moscow, Himiya Publ., 1990, 256 p.

2. Khoshev A. V. [Strain-resistive films and their application in pressure sensors]. *Sovremennaja tehnika i tehnologii*. 2014. No. 10. P. 59–65 (In Russ.).

3. Bazhenov S. L. *Mehanika i tehnologija kompozitsionnykh materialov* [Mechanics and technology of composite materials]. Moscow, Intellect Publ., 2014, 328 p.

4. Bataev A. A., Bataev V. A. *Kompozitsionnye materialy* [Composite materials]. Moscow, Universitetskaja kniga, Logos Publ., 2006, 400 p.

5. Kraev I. D., Popkov O. V., Shuldeshov E. M., Sorokin A. E., Jurkov G. Ju. [Prospects for the use of organosilicon polymers in the creation of modern materials and coatings for various purposes]. *Trudy VIAM*. 2017, No. 12, P. 46–60 (In Russ.).

6. Solomonov Yu. *Metody rascheta cilindricheskih obolochek iz kompozitsionnykh materialov* [Methods for calculating cylindrical shells made of composite materials]. Moscow, Fiziko-matematicheskaja literature Publ., 2009, 910 p.

7. Tkachev A. G., Melezhik A. V., Dyachkova T. P. *Sposob modifitsirovaniya uglerodnykh nanomaterialov* [Method for modifying carbon nanomaterials]. Patent RF, No. 2548083, 2013.

8. Chervinskaya A. S. [The influence of ultrasonic treatment on the dielectric constant of composites based on water-dispersed paint and MWCNTs]. *Trudy materialov Chetvertogo Rossiyskogo Belorusskogo seminara "Uglerodnye nanostruktury i ikh elektromagnitnye svoystva"*

[Proc. 4th Russian Belarusian Semin. “Carbon nanostructures and their electromagnetic properties”]. Tomsk, 2019, P. 29–32 (In Russ.).

9. Mikitaev A. K., Kozlov G. V. [Effect of ultrasonic treatment on the structure of carbon nanotubes in polymer nanocomposites]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*. 2015, No. 2, P. 80–83 (In Russ.).

10. Flerko M. Yu., Voronina S. Yu., Antishin D. V., Shalygina T. A., Semenukha O. V. A method for modifying the surface of silicon carbide with a controlled number of functional groups on surface. *Journal of Advanced Materials and Technologies*. 2022, Vol. 7, No. 4, P. 281–289.

11. Sheryshev M. A., Tikhonov N. N. *Organizatsiya i proektirovanie predpriyatiy pererabotki plastmass* [Organization and design of plastics processing enterprises]. St.Petersburg, Professiya Publ., 2018, 384 p.

12. Bao H.-D., Guo Z.-X. Effect of electrically inert particulate filler on electrical resistivity of polymer/multi-walled carbon nanotube composites. *Polymer (Guildf)*. 2008, Vol. 49, P. 3826–3831.

13. Yang D., Tao J.-R., Yang Y., He Q.-M., Weng Y.-X., Fei B., Wang M. Effect interfacial size and multiple interface on electromagnetic shielding of silicon rubber/carbon nanotube composites with mixing segregated particles. *Compos. Struct.* 2022, Vol. 292, P. 115.

14. Grebennikov E. V., Voronina S. Yu., Simunin M. M., Semenukha O. V. [The role of the method of introducing carbon nanotubes on the tensor resistivity coefficient]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXVI Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings: materials of the XXVI Intern. scientific-practical. conf.]. Krasnoyarsk, 2022, No. 1, P. 648–650 (In Russ.).

15. Timoshkin I. A., Aleshkevich, V. V., Afanas'eva E. S., Bulgakov B. A., Babkin A. V., Kepman A. V., Avdeev V. V. Heat-resistant carbon plastics with matrices based on a copolymer of bis-phthalonitriles and bis-benzonitrile]. *Vysokomolekulyarnye soedineniya*. 2020, Vol. 62, No. 2, P. 174–185 (In Russ.).

16. Youns W. I. *Poliuretanovye kompozity, poluchennyye s pomoshh'yu vakuumnoy infuzii* [Polyurethane composites obtained using vacuum infusion]. Patent RF, No. 2598608, 2012.

17. Nelyub V. A., Buyanov I. A., Borodulin A. S., Chudnov I. V., Aleksandrov I. A., Muranov A. N., Kuznetsova M. N. *Jepoksidnoe svjazujushhee dlja polimernykh kompozitsionnykh materialov* [Epoxy binder for polymer composite materials]. Patent RF, No. 2527086, 2014.

© Семенуха О. В., Воронина С. Ю., Фесик С. А., 2024

Семенуха Оксана Викторовна – инженер-технолог, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»; аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: semenukha.cool@mail.ru.

Воронина Светлана Юрьевна – кандидат химических наук, доцент кафедры ресурсного центра коллективного пользования «Космические аппараты и системы»; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: simkina_svetlana@mail.ru.

Фесик Семён Александрович – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: semafesik@mail.ru.

Semenukha Oksana Viktorovna – engineer-technologist; JSC “Academician M. F. Reshetnev” Information Satellite Systems”; postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: semenukha.cool@mail.ru.

Voronina Svetlana Yurievna – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of the Resource Center for Collective Use “Spacecraft and Systems”; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: simkina_svetlana@mail.ru.

Fesik Semyon Aleksandrovich – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: semafesik@mail.ru.

УДК 537.312:538.911'956

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-264-271

Для цитирования: Ситников М. Н., Харьков А. М., Аплеснин С. С. Термоэмиссионный и пирозлектрический ток в халькогенидах марганца // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 2. С. 264–271. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-264-271.

For citation: Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Aplesnin S. S. [Thermal emission and pyroelectric current in manganese chalcogenides]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 2, P. 264–271. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-2-264-271.

Термоэмиссионный и пирозлектрический ток в халькогенидах марганца

М. Н. Ситников, А. М. Харьков*, С. С. Аплеснин

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

*E-mail: khark.anton@mail.ru

Исследуются халькогениды марганца, перспективные для изготовления термоэлементов. Измеряется ток в интервале температур 80–500 К и в отсутствие внешнего напряжения, который может быть вызван градиентом температуры (термоЭДС), изменением электрической поляризации (пирозлектрический ток), возникновением разности потенциалов при деформации образца (пьезозлектрический ток) или термоэлектронной эмиссией (термоэмиссионный ток). Найдены температуры аномалий тока и их связь с термоэмиссионным током и током поляризации. Изменение электрической поляризации по температуре вызовет пирозлектрический ток. Компенсация избыточного электрического заряда приведет к локальной электрической поляризации. Частичная декомпенсация вызовет образование электрического поля в образце. Определены критические температуры исчезновения электрической поляризации для разных концентраций. В области концентрации протекания ионов тулия по решетке установлен активационный характер термоэмиссионного тока и найдена энергия активации. Пирозлектрический ток имеет меньшую величину по сравнению с термоэмиссионным током. Механизм тока обусловлен эмиссией электронов с глубоких ловушек, и температуры максимумов термоэмиссионного тока коррелируют с температурами исчезновения ИК поглощения. Вычислена плотность электрического тока и ее величина от типа замещенного редкоземельного элемента.

Ключевые слова: полупроводники, термоэмиссионный ток, пирозлектрический ток.

Thermal emission and pyroelectric current in manganese chalcogenides

M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov*, S. S. Aplesnin

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

*E-mail: khark.anton@mail.ru

Manganese chalcogenides, which are promising for the manufacture of thermoelements, are being studied. The current is measured in the temperature range of 80–500 K, in the absence of external voltage, which can be caused by a temperature gradient (thermopower), a change in electrical polarization (pyroelectric current), piezoelectric current (when the sample is deformed, a potential difference arises) or thermionic emission (thermal emission current). Temperatures of current anomalies and their relationship with thermionic current and polarization current are found. A change in electrical polarization with

temperature will cause a pyroelectric current. Compensation for excess electrical charge will result in local electrical polarization. Partial decompensation will cause the formation of an electric field in the sample. The critical temperatures for the disappearance of electric polarization were determined for different concentrations. In the region of concentration of thulium ions flowing through the lattice, the activation nature of the thermionic current was established and the activation energy was found. The pyroelectric current has a smaller value compared to the thermionic current. The current mechanism is determined by the emission of electrons from deep traps and the temperatures of the maximum thermionic current correlate with the temperatures at which IR absorption disappears. The electric current density and its value depend on the type of substituted rare earth element are calculated.

Keywords: semiconductors, thermal emission current, pyroelectric current.

Введение

Накопители электрической энергии используются в аэрокосмической отрасли. В основном используются аккумуляторные батареи и суперконденсаторы [1–3]. Для изготовления суперконденсаторов необходимо использовать материал с большой диэлектрической проницаемостью, которая зависит от электрической поляризации [4–8]. Полупроводники с миграционной и дипольной поляризацией могут найти применение в конденсаторах [9–11]. Другой аспект заключается в альтернативных источниках энергии, преобразовании тепловой энергии в электрическую [12–15].

Нестехиометрическое замещение ионов марганца тулием образует электрически неоднородные состояния в образце [16–17]. Гибридизация волновых функций катионов сопровождается участием иона халькогена, что приведет к зарядовой щели. Избыточный заряд на Tm^{3+} компенсируется смещением анионов и свободными носителями тока. На границе раздела нанодоменов $TmSe$ возникает электрическая поляризация с p-n переходом. При поглощении фононов электронами в области p-n перехода возникнет термоэмиссионный ток.

В качестве перспективных материалов рассмотрим халькогениды, ряд которых используется для изготовления термоэлементов [18–20]. Халькогениды марганца, замещенные 3d-элементами, рассмотрим в качестве источников тока.

Пирозлектрический ток в селениде марганца, замещенного тулием

Ток в отсутствие внешнего напряжения может быть вызван градиентом температуры (термоЭДС), изменением электрической поляризации (пирозлектрический ток), возникновением разности потенциалов при деформации образца (пьезоэлектрический ток) или термоэлектронной эмиссией (термоэмиссионный ток).

Халькогениды с переменной валентностью обладают уникальными свойствами – транспортными, магнитными и термоэлектрическими [21–23]. Изменение валентности иона меняет электронную структуру и приводит к деформации решетки [24]. Валентность меняется как по температуре, так и с ростом давления [25]. Компенсация избыточного электрического заряда приведет к локальной электрической поляризации. Частичная декомпенсация вызовет образование электрического поля в образце и дипольную поляризацию. Изменение электрической поляризации по температуре вызовет пирозлектрический ток $j_p = (dP/dT) (dT/dt)$. Ток в нулевом электрическом поле имеет вид:

$$j = \sigma E_{in} \pm \frac{dP}{dt}, \quad (1)$$

где σ – проводимость образца; E_{in} – внутреннее электрическое поле.

Ток в нулевом электрическом поле измерен на электрометре 6517В/Е и представлен на рис. 1, а для $Tm_{0,04}Mn_{0,95}Se$. При нагревании ток меняет знак при 110 К с отрицательного на положительный. Ток проходит через максимум при 220 К, достигает минимума при 285 К и резко возрастает выше комнатной температуры. Интегрирование тока даст поляризацию $P \sim \int j dT$,

относительное значение которой изображено на рис. 1, б. Электрическая поляризация в этом образце исчезает в интервале 220–240 К.

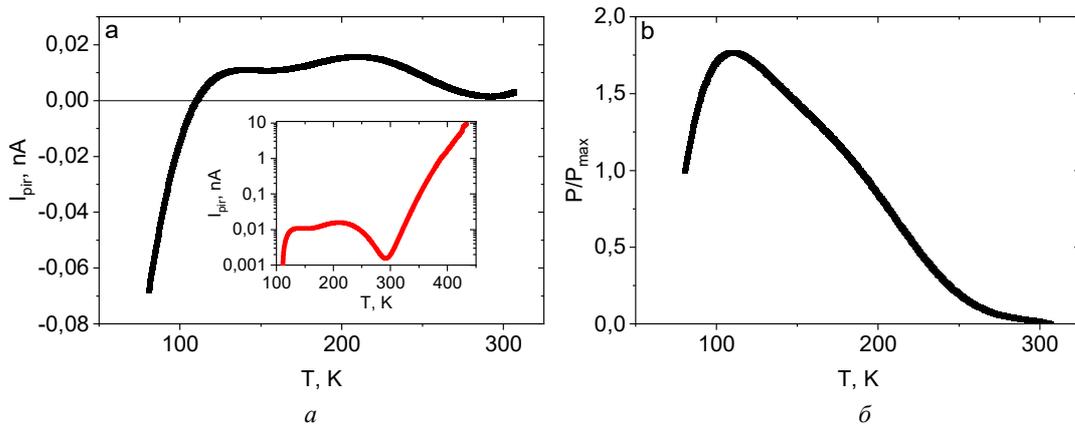


Рис. 1. Температурная зависимость пиротока (а) и относительное изменение поляризации (б) для $Tm_{0,04}Mn_{0,95}Se$. Вставка: Температурная зависимость пиротока для $Tm_{0,04}Mn_{0,95}Se$

Fig. 1. Temperature dependence of the pyrocurrent (a) and relative change in polarization (b) for $Tm_{0,04}Mn_{0,95}Se$. Inset: Temperature dependence of the pyrocurrent for $Tm_{0,04}Mn_{0,95}Se$

Выделим два интервала температур до 240 К, где ток обусловлен изменением поляризации и выше этой температуры появляется термоэмиссионный ток.

С ростом концентрации ток обнаруживает максимум при 480 К в $Tm_{0,08}Mn_{0,9}Se$, который связан с электрической поляризацией (рис. 2). Возможно образование дипольной поляризации при низких температурах, которая при нагревании исчезает и возникает миграционная поляризация. Пироэлектрический ток достигает величины 10 нА, плотность тока $j = 0,2 \text{ мкА/см}^2$.

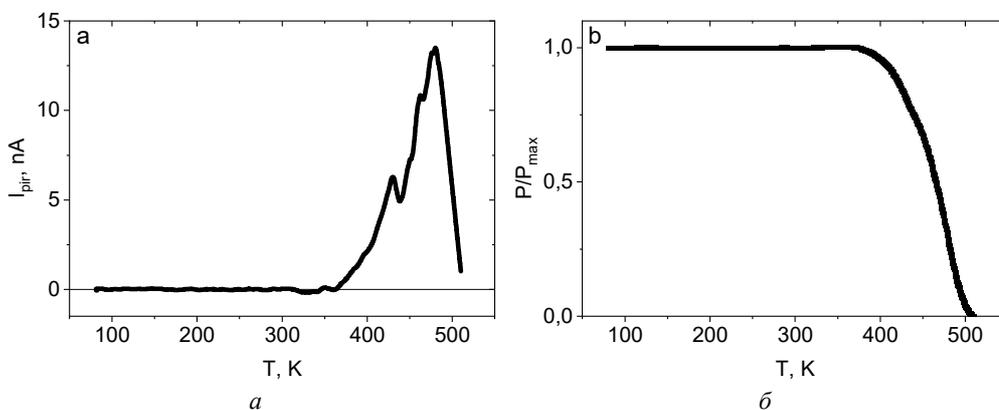


Рис. 2. Температурная зависимость пиротока (а) и относительное изменение поляризации (б) для $Tm_{0,08}Mn_{0,9}Se$

Fig. 2. Temperature dependence of the pyrocurrent (a) and relative change in polarization (b) for $Tm_{0,08}Mn_{0,9}Se$

В случае замещения ионов марганца титаном в области концентрации протекания ионов титана по решетке, ток меняет знак выше комнатной температуры и имеет два небольших максимума при $T = 110$ и 280 К (рис. 3).

При высоких температурах плотность тока составляет $j = 0,05 \text{ мА/см}^2$. В модели свободного электронного газа $j = env$ концентрация электронов экспоненциально растет при нагревании $n = n_0 \exp(-\Delta E/T)$. Ток хорошо описывается экспоненциальной зависимостью, изображенной на рис. 3, б, с энергией активации $\Delta E = 0,82 \text{ эВ}$. Волновые функции электронов на ионах титана

перерываются и формируют примесную подзону. В результате тепловых флуктуаций электроны переходят из примесной подзоны в зону проводимости и в электрическом поле дефектов появляется электрический ток.

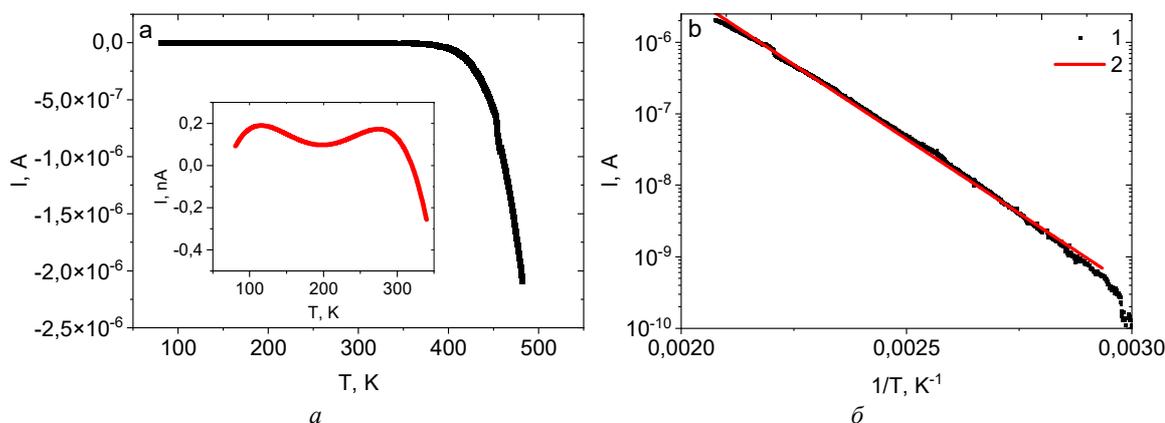


Рис. 3. Температурная зависимость тока (а) и экспоненциальная зависимость тока от обратной температуры (б) для $Tm_{0,2}Mn_{0,8}Se$.

Вставка: Температурная зависимость тока для $Tm_{0,2}Mn_{0,8}Se$

Fig. 3. Temperature dependence of the current (a) and exponential dependence of the current on the inverse temperature (b) for $Tm_{0,2}Mn_{0,8}Se$.

Inset: Temperature dependence of the current for $Tm_{0,2}Mn_{0,8}Se$

Термоэмиссионный ток в сульфиде марганца, замещенного тулием

Рассмотрим, как влияет анион халькогена на ток в нулевом поле и чем он вызван. На рис. 4 приведена температурная зависимость тока для твердых растворов $Tm_xMn_{1-x}S$ с $x = 0,05; 0,15$ в интервале температур 80–380 К. Максимальное значение тока достигается при температурах 320 К для $x = 0,05$ и 355 К для $x = 0,15$. Эти максимумы обусловлены эмиссией электронов с глубоких ловушек, и температуры максимумов термоэмиссионного тока коррелируют с температурами исчезновения ИК поглощения на частоте $\omega_1 = 3116 \text{ см}^{-1}$ [26].

Для состава с $x = 0,15$ знак термоЭДС меняется при $T = 350 \text{ К}$, что возможно вызвано усилением термоэмиссионного тока. Возможно, при этой температуре происходит диссоциация вибронных состояний, образованных сильным взаимодействием электронов и мод колебаний октаэдра.

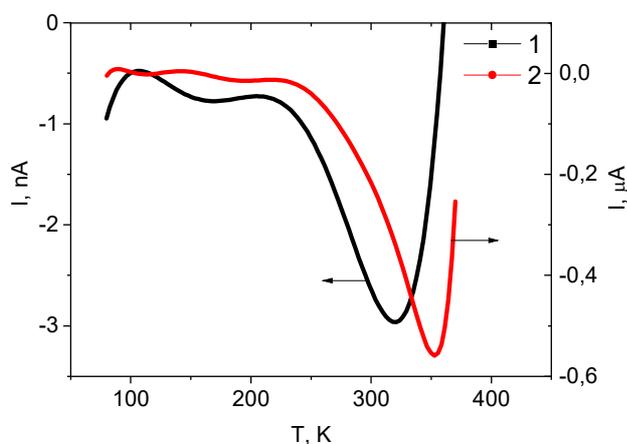


Рис. 4. Температурная зависимость термоэмиссионного тока для образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ с $x = 0,05$ (1); $0,15$ (2)

Fig. 4. Temperature dependence of the thermionic current for samples $Tm_xMn_{1-x}S$ with $x = 0.05$ (1); 0.15 (2)

Замещение марганца ионами переменной валентности вызывает локальную деформацию решетки, которая сопровождается изменением величины заряда иона. Как изменится ток в нулевом внешнем электрическом поле при замещении марганца редкоземельным ионом с постоянной валентностью, например гольмием. На рис. 5 дан ток для $\text{Ho}_{0,1}\text{Mn}_{0,9}\text{S}$. Величина тока уменьшается по сравнению с током в $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ с $x = 0,05; 0,15$, имеется дополнительный максимум при 205 К и острый пик при 348 К. Замещение гольмием усиливает электрическую неоднородность, избыточный заряд компенсируется дырками и создает волну зарядовой плотности. В результате на поверхности образца возникает разность потенциалов и внутреннее электрическое поле E_{in} . Изменение электрической поляризации индуцирует пироток $j_p = dP/dt$. Поляризация, полученная интегрированием тока, изображена на рис. 5, б. При нагревании $P(T)$ имеет аномалию при 200 К и исчезает выше $T = 350$ К.

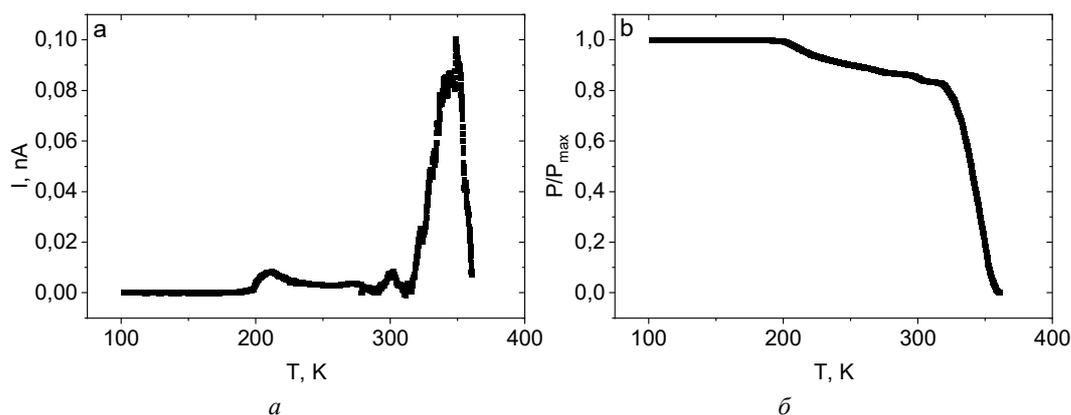


Рис. 5. Температурная зависимость тока (а) и относительное изменение поляризации (б) для $\text{Ho}_{0,1}\text{Mn}_{0,9}\text{S}$

Fig. 5. Temperature dependence of the current (a) and relative change in polarization (b) for $\text{Ho}_{0,1}\text{Mn}_{0,9}\text{S}$

Поляризация возникает за счет смещения ионов серы из октаэдрических позиций, меняется угол между связями магнитных ионов и лигандом, влияющими на величину обменного поля. В результате это вызовет изменение магнитных характеристик.

Заключение

Аномалии на температурной зависимости тока в нулевом внешнем поле позволяют выделить эмиссионный ток и пироток, обусловленный электрической поляризацией. В селенидах твердых растворов ниже концентрации протекания найден пирозлектрический ток, также как и при замещении ионами гольмия. В сульфидах марганца, замещенного тулием, образуются глубокие ловушки, которые являются источником термоэмиссионного тока.

Благодарности

Работа поддержана Российским научным фондом, Правительством Красноярского края и проектом Красноярского научного фонда № 23-22-10016.

Acknowledgements

The study was supported by a grant from the Russian Science Foundation N 23-22-10016, the Krasnoyarsk Regional Science Foundation.

Библиографические ссылки

1. Castro-Gutiérrez J., Celzard A., Fierro V. Energy Storage in Supercapacitors: Focus on Tannin-Derived Carbon Electrodes // Front. Mater. 2020. Vol. 7. P. 217.

2. Electrocatalytic and supercapacitor performance of phosphorous and nitrogen co-doped porous carbons synthesized from aminated tannins / V. G. Bairi, U. B. Nasini et al. // *Electrochim. Acta*. 2015. Vol. 182. P. 987.
3. Advances in high-voltage supercapacitors for energy storage systems: materials and electrolyte tailoring to implementation / J. M. Lim, Y. S. Jang et al. // *Nanoscale Adv.* 2023. Vol. 5. P. 615–626.
4. Dielectric gels with ultra-high dielectric constant, low elastic modulus, and excellent transparency / L. Shi, R. Yang, S. Lu et al. // *NPG Asia Mater* 2018. Vol. 10. P. 821–826.
5. An all-organic composite actuator material with a high dielectric constant / Q. M. Zhang et al. // *Nature* 2002. Vol. 419. P. 284–287.
6. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2\text{Sn}_2\text{O}_7$ / L. V. Udod et al. // *Phys. Sol. St.* 2014. Vol. 56, No. 7. P. 1315–1319.
7. Magnetodielectric effect and spin state of iron ions in iron-substituted bismuth pyrostannate / L. V. Udod, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // *Eur. Phys. J. Plus* 2020. Vol. 135. P. 776.
8. Effect of the Electrical Inhomogeneity on the Magnetocapacitance Sign Change in the $\text{Ho}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ Semiconductors upon Temperature and Frequency Variation / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov, H. Abdelbaki // *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2023. Vol. 34. P. 284.
9. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Filipson G. Yu. Magnetic capacitance in variable-valence manganese sulfides // *Phys. Status Solidi B.* 2020. Vol. 257, № 5. P. 1900637.
10. Dielectric and transport properties, electric polarization at the sequential structural phase transitions in iron-substituted bismuth pyrostannate / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov, O. B. Romanova // *Ceram. Int.* 2021. Vol. 47, № 2. P. 1704–1711.
11. Defect-induced dipole polarization engineering of electromagnetic wave absorbers: Insights and perspectives / C. Gong, J. Ding et al. // *Composites Part B: Engineering* 2023. Vol. 252. P. 110479.
12. Исследование магнитоэлектрического эффекта и термоЭДС в композитном железозамещенном пиростанате висмута $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{0.7}\text{Fe}_{0.3})_2\text{O}_7/\text{Bi}_2\text{Fe}_4\text{O}_9$ / Л. В. Удод, С. С. Аплеснин, М. Н. Ситников, О. Б. Романова // *ФТТ.* 2023. Т. 65, Вып. 8. С. 1361–1367.
13. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sitnikov M. N. Regulation of the thermopower and ultrasound by magnetic field in manganese sulfide doped with variable-valence ions // *Eur. Phys. J. Plus.* 2024. Vol. 139. P. 247.
14. Ultralow thermal conductivity and high thermopower of a novel high-entropy $(\text{Sr}_{0.2}\text{Ba}_{0.2}\text{La}_{0.2}\text{Eu}_{0.2}\text{Pb}_{0.2})\text{Nb}_2\text{O}_6$ with tungsten bronze structure / M. Zhu, D. Ma et al. // *J. Eur. Ceram. Soc.* 2024. Vol. 44, Is. 4. P. 2198–2205.
15. High performance ($ZT > 1$) n-type oxide thermoelectric composites from earth abundant materials / M. Acharya, S. S. Jana, M. Ranjan, T. Maiti // *Nano Energy* 2021. Vol. 84. P. 105905.
16. Electroacoustic and asymmetry of the I–V characteristic induced by ultrasound in the $\text{Re}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ ($\text{Re} = \text{Tm}, \text{Yb}$) / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, O. B. Romanova et al. // *Eur. Phys. J. Plus.* 2022. Vol. 137. P. 226.
17. Structural and electronic transitions in thulium-substituted manganese selenide / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // *Ceram. Int.* 2022. Vol. 48, Is. 20. P. 29822–29828.
18. Thermoelectric properties of efficient thermoelectric materials on the basis of bismuth and antimony chalcogenides for multisection thermoelements / M. Shtern, M. Rogachev et al. // *J. All. Comp.* 2021. Vol. 877. P. 160328.
19. Thermoelectric Silver-Based Chalcogenides / S. Y. Tee, D. Ponsford, C. L. Lay et al. // *Adv Sci.* 2022. Vol. 9, No. 36. P. 2204624.
20. A record thermoelectric efficiency in tellurium-free modules for low-grade waste heat recovery / Z. Bu, X. Zhang, Y. Hu et al. // *Nat. Commun.* 2022. Vol. 13. P. 237.
21. Insight into the structural, vibrational and thermodynamic properties of SmX ($X = \text{S}, \text{Se}, \text{Te}$) chalcogenides: First-principles investigations / A. Bakar, A. Afaq et al. // *Phys. B: Cond. Matt.* 2020. Vol. 576. P. 411715.

22. Pressure-Induced Valence Anomaly in TmTe Probed by Resonant Inelastic X-Ray Scattering / I. Jarrige, J.-P. Rueff, S. R. Shieh et al. // *Phys. Rev. Lett.* 2008. Vol. 101. P. 127401.
23. Electronic structure and spectroscopic properties of thulium monochalcogenides / S. Lebègue, G. Santi, A. Svane et al. // *Phys. Rev. B.* 2005. Vol. 72. P. 245102.
24. Electronic configuration mixing in $\text{Sm}_{1-x}\text{Y}_x\text{S}$ / M. Avignon, S. Ghatak, J. Coey et al. // *JMMM.* 1976. Vol. 3. P. 88.
25. Reim W., Wachter P. First Observation of a Magnetic-Exchange-Induced Valence Transition // *Phys. Rev. Lett.* 1985. Vol. 55. P. 871.
26. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance in the spin-disordered $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solution / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al. // *Phys. Status Solidi B.* 2019. Vol. 256. P. 1900043.

References

1. Castro-Gutiérrez J., Celzard A., Fierro V. Energy Storage in Supercapacitors: Focus on Tannin-Derived Carbon Electrodes. *Front. Mater.* 2020, Vol. 7, P. 217.
2. Bairi V. G., Nasini U. B. et al. Electrocatalytic and supercapacitor performance of phosphorous and nitrogen co-doped porous carbons synthesized from aminated tannins. *Electrochim. Acta.* 2015, Vol. 182, P. 987.
3. Lim J. M., Jang Y. S. et al. Advances in high-voltage supercapacitors for energy storage systems: materials and electrolyte tailoring to implementation. *Nanoscale Adv.* 2023, Vol. 5, P. 615–626.
4. Shi L., Yang R., Lu S. et al. Dielectric gels with ultra-high dielectric constant, low elastic modulus, and excellent transparency. *NPG Asia Mater.* 2018, Vol. 10, P. 821–826.
5. Zhang Q. M. et al. An all-organic composite actuator material with a high dielectric constant. *Nature* 2002, Vol. 419, P. 284–287.
6. Udod L. V. et al. Dielectric and electrical properties of polymorphic bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2\text{Sn}_2\text{O}_7$. *Phys. Sol. St.* 2014, Vol. 56, No. 7, P. 1315–1319.
7. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. et al. Magnetodielectric effect and spin state of iron ions in iron-substituted bismuth pyrostannate. *Eur. Phys. J. Plus* 2020, Vol. 135, P. 776.
8. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Abdelbaki H. Effect of the Electrical Inhomogeneity on the Magnetocapacitance Sign Change in the $\text{Ho}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ Semiconductors upon Temperature and Frequency Variation. *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2023, Vol. 34, P. 284.
9. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Filipson G. Yu. Magnetic capacitance in variable-valence manganese sulfides. *Phys. Status Solidi B.* 2020, Vol. 257, No. 5, P. 1900637.
10. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Romanova O. B. Dielectric and transport properties, electric polarization at the sequential structural phase transitions in iron-substituted bismuth pyrostannate. *Ceram. Int.* 2021, Vol. 47, No. 2, P. 1704–1711.
11. Gong C., Ding J. et al. Defect-induced dipole polarization engineering of electromagnetic wave absorbers: Insights and perspectives. *Composites Part B: Engineering.* 2023, Vol. 252, P. 110479.
12. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B. [Study of the magnetoelectric effect and thermopower in composite iron-substituted bismuth pyrostatate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{0.7}\text{Fe}_{0.3})_2\text{O}_7/\text{Bi}_2\text{Fe}_4\text{O}_9$]. *FTT.* 2023, Vol. 65, Is. 8, P. 1361–1367 (In Russ.).
13. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sitnikov M. N. Regulation of the thermopower and ultrasound by magnetic field in manganese sulfide doped with variable-valence ions. *Eur. Phys. J. Plus.* 2024, Vol. 139, P. 247.
14. Zhu M., Ma D. et al. Ultralow thermal conductivity and high thermopower of a novel high-entropy $(\text{Sr}_{0.2}\text{Ba}_{0.2}\text{La}_{0.2}\text{Eu}_{0.2}\text{Pb}_{0.2})\text{Nb}_2\text{O}_6$ with tungsten bronze structure. *J. Eur. Ceram. Soc.* 2024, Vol. 44, Is. 4, P. 2198–2205.
15. Acharya M., Jana S. S., Ranjan M., Maiti T. High performance ($\text{ZT}>1$) n-type oxide thermoelectric composites from earth abundant materials. *Nano Energy.* 2021, Vol. 84, P. 105905.

16. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B. et al. Electro-sound and asymmetry of the I–V characteristic induced by ultrasound in the $\text{Re}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ (Re = Tm, Yb). *Eur. Phys. J. Plus.* 2022, Vol. 137, P. 226.
17. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. et al. Structural and electronic transitions in thulium-substituted manganese selenide. *Ceram. Int.* 2022, Vol. 48, Is. 20, P. 29822–29828.
18. Shtern M., Rogachev M. et al. Thermoelectric properties of efficient thermoelectric materials on the basis of bismuth and antimony chalcogenides for multisection thermoelements. *J. All. Comp.* 2021, Vol. 877, P. 160328.
19. Tee S. Y., Ponsford D., Lay C. L. et al. Thermoelectric Silver-Based Chalcogenides. *Adv Sci.* 2022, Vol. 9, No. 36, P. 2204624.
20. Bu Z., Zhang X., Hu Y. et al. A record thermoelectric efficiency in tellurium-free modules for low-grade waste heat recovery. *Nat. Commun.* 2022, Vol. 13, P. 237.
21. Bakar A., Afaq A. et al. Insight into the structural, vibrational and thermodynamic properties of SmX (X = S, Se, Te) chalcogenides: First-principles investigations. *Phys. B: Cond. Matt.* 2020, Vol. 576, P. 411715.
22. Jarrige I., Rueff J.-P., Shieh S. R. et al. Pressure-Induced Valence Anomaly in TmTe Probed by Resonant Inelastic X-Ray Scattering. *Phys. Rev. Lett.* 2008, Vol. 101, P. 127401.
23. Lebègue S., Santi G., Svane A. et al. Electronic structure and spectroscopic properties of thulium monochalcogenides. *Phys. Rev. B.* 2005, Vol. 72, P. 245102.
24. Avignon M., Ghatak S., Coey J. et al. Electronic configuration mixing in $\text{Sm}_{1-x}\text{Y}_x\text{S}$. *JMMM.* 1976, Vol. 3, P. 88.
25. Reim W., Wachter P. First Observation of a Magnetic-Exchange-Induced Valence Transition. *Phys. Rev. Lett.* 1985, Vol. 55, P. 871.
26. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M. et al. Influence of induced electrical polarization on the magnetoresistance and magnetoimpedance in the spin-disordered $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solution. *Phys. Status Solidi B.* 2019, Vol. 256, P. 1900043.

© Ситников М. Н., Харьков А. М., Аплеснин С. С., 2024

Ситников Максим Николаевич – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kineru@mail.ru.

Харьков Антон Михайлович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Аплеснин Сергей Степанович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aplesnin@sibsau.ru .

Sitnikov Maksim Nikolaevich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kineru@mail.ru.

Kharkov Anton Mikhailovich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Aplesnin Sergey Stepanovich – Dr. Sc., Professor of the Department of Physics; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aplesnin@sibsau.ru.

ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ СТАТЕЙ

Файлы со статьей принимаются по электронной почте vestnik@sibsau.ru.

Электронная копия. Статья набирается в программе Microsoft Office Word 2003 (**расширение имени файла DOC!**)

Объем статьи: 5–20 страниц (включая рисунки, таблицы и библиографические ссылки), краткое сообщение – 4–5 страниц, обзорная статья – до 20 страниц.

Параметры страницы. Формат А4 (210×297). Поля: правое и левое – 2 см, верхнее и нижнее – 2,5 см.

Текст. Шрифт Times New Roman 11. Подзаголовки: шрифт Times New Roman 11 bold.

Межстрочный интервал – одинарный, межбуквенный и междусловный интервал – нормальный, перенос слов не допускается.

Абзацный отступ равен 0,5 см.

Не допускается (!) набирать тексты прописными (заглавными) буквами и жирным шрифтом (кроме названия), а также размещать все указанные элементы в рамках и имитировать оформления набора, выполняемого в журнале.

Статья должна содержать предмет, тему, цель работы; метод или методологию проведения работы; результаты работы; область применения результатов; выводы.

Страницы не нумеруются.

СТРУКТУРА СТАТЬИ:

1. Индекс УДК предшествует названию статьи, соответствует заявленной теме и проставляется в верхнем левом углу листа.

2. Название статьи: не более 15 слов. Аббревиатуры и сокращения в названии не допускаются.

3. Авторы. Инициалы и фамилия. Количество авторов одной статьи не более пяти. Автор имеет право публиковаться в выпуске один раз, второй в соавторстве.

4. Аффiliation автора при публикации: название и адрес организации, а также электронная почта автора-корреспондента. Если авторов несколько, у каждой фамилии и соответствующей организации проставляется цифровой верхний индекс. Если все авторы статьи работают в одной организации, она указывается один раз.

5. Аннотация: минимум 230–250 слов (следует ориентироваться на объем англоязычной аннотации). Структура аннотации: цель исследования, методы, результаты, заключение. Курсивом.

6. Ключевые слова: не более 5–7 слов или словосочетаний. Курсивом.

7. Название статьи на английском языке.

8. Авторы на английском языке.

9. Аффiliation автора на английском языке.

10. Аннотация на английском языке.

11. Ключевые слова (Keywords) на английском языке.

12. Основной текст строится по следующей схеме и содержит обязательные подзаголовки:

– **Введение.**

– **Тематические подзаголовки** по основной части текста.

– **Заключение.**

13. Благодарности (если есть указание на источники финансирования, гранты).

14. Acknowledgements (Благодарности дублируются на английском языке).

15. Библиографические ссылки. Библиографические ссылки должны содержать не менее 15 источников! Библиографические ссылки оформляются на русском языке по ГОСТ Р 7.0.5–2008. Ссылки на источники расставляются по тексту в квадратных скобках в порядке нумерации по мере цитирования.

16. References. Библиографические ссылки в романском алфавите оформляются по требованиям, представленным на сайте. Используется система транслитерации BGN (translit.net)

17. Сведения об авторах на русском и английском языках. В сведениях указывается Ф.И.О. автора, ученая степень, ученое звание, должность, название организации. Например:

Иванов Иван Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий кафедрой; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sen@sibsau.ru.

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

