

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ



SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

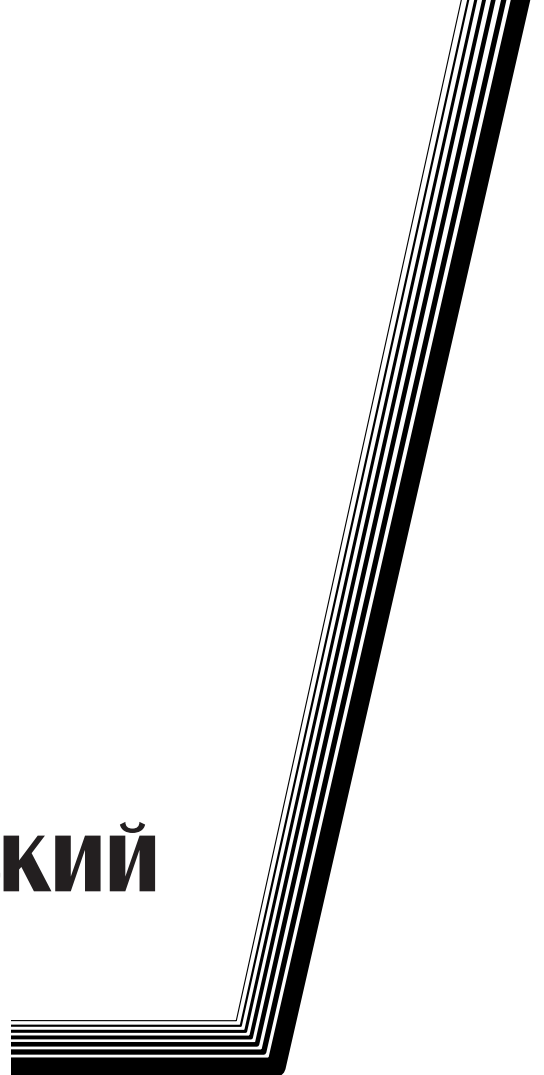
**Том
Vol. 22, № 1**

КРАСНОЯРСК 2021

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 22, № 1

Красноярск 2021



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 22, № 1

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

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

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

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

Калвода Л., кандидат наук, доцент (Прага, Чехия)

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

Краточвилова И., доктор, доцент (Прага, Чехия)

Краус И., профессор (Прага, Чехия)

Лопатин А. В., доктор технических наук, профессор (Красноярск)

Лю Т., профессор (Пекин, Китай)

Минкер В., доктор, профессор (Ульм, Германия)

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

Павера Р., доцент (Братислава, Словакия)

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

Тестоедов Н. А., член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор (Железногорск)

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

Чжанг Ш., доктор (Тяньцзинь, Китай)

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

Швиденко А., доктор инженерных наук, профессор (Лаксенбург, Австрия)

Эйя Х., доктор инженерных наук, профессор (Тронхейм, Норвегия)

SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

Vol. 22, No 1

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

EDITORIAL BOARD

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

Galeev R. G., Dr.Sc.
(JSC "NPP "Radiosvyaz")

Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor
(ISS-Reshetnev Company)

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

Livshits A. V., Dr.Sc., Professor
(Irkutsk State Transport University)

Maksimov I. A., Dr.Sc.
(ISS-Reshetnev Company)

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

Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor
(SDTB Nauka KSC SB RAS)

Sadovsky V. M., Dr.Sc., Professor
(ICM SB RAS)

Safonov K. V., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Silchenko P. N., Doctor of Technical
Sciences, Professor (SibFU)

Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor
(Reshetnev University)

Terskov V. A., Dr.Sc., Professor
(Irkutsk State Transport University)

Chebotaev V. Y., Dr.Sc., Professor
(ISS-Reshetnev Company)

Shaidurov V. V., Dr.Sc., Professor
(ICM SB RAS)

EDITORIAL COUNCIL

Vasiliev S. N., Academician of the Russian Academy
of Sciences, Dr.Sc., Professor (Moscow)

Degermendzhi A. G., Academician of the Russian
Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Krasnoyarsk)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Pawera R., Associate Professor (Bratislava, Slovakia)

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

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

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

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

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

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

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

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

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

ISSN 2712-8970

Подписной индекс в каталоге «Пресса России» – 39263.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Входит в перечень журналов ВАК по следующим научным специальностям:

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

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

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

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

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

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

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

Учредитель и издатель

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

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

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

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

05.13.11 Mathematical Support and Software for Computers, Computer Systems and Computer Networks (Physical and Mathematical Sciences).

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

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

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru

Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation.

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

Редактор Н. Н. ГОЛОСКОКОВА

Ответственный редактор английского текста
М. В. САВЕЛЬЕВА

Оригинал-макет и верстка М. А. СВЕТЛАКОВОЙ

Подписано в печать 27.04.2021. Формат 70×108/16.

Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 24,4.

Уч.-изд. л. 20,9. Тираж 100 экз. Заказ 3065. С 48/21.

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: 14.05.2021. Свободная цена

Editor N. N. GOLOSKOKOVA

Executive editor (English Language) M. V. SAVELYEVA
Layout original M. A. SVETLAKOVA

Signed (for printing): 27.04.2021. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 24,4. Published sheets 20,9.

100 copies. Order 3065. C 48/21.

Printing and Publication Department
Reshetnev University.

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

31, Krasnoyarsky Rabochoy Av., Krasnoyarsk,
660037, Russian Federation.

Date of publication: 14.05.2021. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Буренин А. А., Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Кручение призматических ортотропных упругопластических стержней	8
Денисов М. А., Сопов Е. А. Генетический алгоритм условной оптимизации для проектирования информативных признаков в задачах классификации	18
Карцан И. Н., Ефремова С. В. Мультиверсионная модель программного обеспечения систем управления космическим аппаратом с ранжированием принятия решения	32
Чубарь А. В., Устименко В. В., Михайленко Л. А., Мызникова В. А., Мацкевич Ю. А. Моделирование системы ориентации панели солнечной батареи на базе нечеткой логики в среде визуального моделирования SimInTech	47
Шипулин П. М., Лебедев Р. В., Сосновский М. С. Применение цифровых водяных знаков на основе моментов Цернике в задаче управления электронным архивом фотодокументов	61
Шуринова Д. А., Коваленко А. Н., Мурыгин А. В., Суворов А. Г. Мобильное устройство сбора теплоэнергетических параметров холодильника	70

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Бакланов А. В. Возможность использования метано-водородного топлива в конвертированных газотурбинных двигателях для энергетических установок	82
Белоновская И. Д., Кольга В. В., Ярков И. С., Яркова Е. А. Параметрический анализ анизотропного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора	94
Беляев А. С., Филипас А. А., Цавнин А. В., Тырышкин А. В. Методика расчета системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов при наземных испытаниях	106
Беляков В. А., Василевский Д. О., Ермашkevич А. А., Коломенцев А. И., Фаризанов И. Р. Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе	121
Ермошкин Ю. М., Кочев Ю. В., Никипелов А. В., Первухин А. В., Симанов Р. С. Экспериментальные исследования характеристик плазменных двигателей и приборов преобразования и управления как электрической нагрузки системы электропитания космического аппарата	137
Макаров С. Н., Верхогляд А. Г., Ступак М. Ф., Овчинников Д. А., Оберемок Ю. А. Математическая модель зеркальной системы обсерватории «Миллиметр» и описание метода предварительного обмера телескопа в рамках данной модели	151
Похабов Ю. П., Шендалёв Д. О., Колобов А. Ю., Наговицин В. Н., Иванов Е. А. К вопросу установления коэффициентов безопасности и запасов прочности при заданной вероятности неразрушения силовых конструкций	166

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Аплеснин С. С., Зеленов Ф. В., Машков П. П. Влияние электрон-фононного взаимодействия на транспортные свойства в $Tm_xMn_{1-x}S$	178
Михеев А. Е., Гирн А. В., Якубович И. О., Руденко М. С. Напыление покрытий плазмотроном с подачей порошка спутно плазменному потоку	194
Фейзер К. А., Крахалев М. Н., Шабанов В. Ф., Зырянов В. Я. Электрооптический отклик пленок капсулированного полимером нематика с коническими граничными условиями	201

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

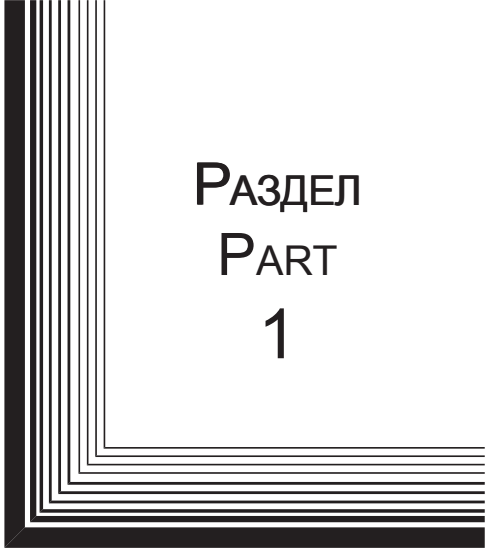
Burenin A. A., Senashov S. I., Savostyanova I. L. Torsion of prismatic orthotropic elastoplastic rods	8
Denisov M. A., Sopov E. A. Constraint handling genetic algorithm for feature engineering in solving classification problems	18
Kartsan I. N., Efremova S. V. Multiversion model of software control systems for space vehicles with range of decision-making	32
Chubar A. V., Ustimenko V. V., Mikhaylenko L. A., Myznikova V. A., Matskevich Y. A. Simulation of solar panel orientation system based on fuzzy logic in SimInTech visual simulation environment	47
Shipulin P. M., Lebedev R. V., Sosnovskiy M. S. An application of Zernike moments based digital watermarks for photo document electronic archive management	61
Shurinova D. A., Kovalenko A. N., Myrygin A. V., Suvorov A. G. Development of a mobile device for collection of heat power parameters of the refrigerator	70

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Baklanov A. V. The possibility of using methane-hydrogen fuel in converted gas turbine engines for power plants	82
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	94
Belyaev A. S., Filipas A. A., Tsavnin A. V., Tyryshkin A. V. Methodology for calculating the de-weighting system of large-sized transformable elements of space vehicles for ground tests	106
Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel	121
Ermoshkin Yu. M., Kochev Yu. V., Nikihelov A. V., Pervukhin A. V., Simanov R. S. Experimental investigations of a plasma thrusters and its power processing units performances like an electric load of a spacecraft's power condition system	137
Makarov S. N., Verhoglyad A. G., Stupak M. F., Ovchinnikov D. A., Oberemok J. A. Mathematical model of the mirror system of the Millimetron observatory and a description of the method of pre-measurement of the telescope within this model	151
Pokhabov Yu. P., Shendalev D. O., Kolobov A. Y., Nagovitsyn V. N., Ivanov E. A. To the question of establishing safety coefficient and assurance coefficient at a given probability of non-destruction of load-bearing structures	166

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Aplesnin S. S., Zelenov F. V., Mashkov P. P. Effect of electron-phonon interaction on transport properties in $Tm_xMn_{1-x}S$	178
Mikheev A. E., Girn A. V., Yakubovich I. O., Rudenko M. S. Spraying plasmatron coatings with powder supply to plasma flow	194
Feyzer K. A., Krakhalev M. N., Shabanov V. F., Zyryanov V. Ya. Electrooptical response of the films of polymer dispersed nematic with conical boundary conditions	201



РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-8-17

Для цитирования: Буренин А. А., Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Кручение призматических ортотропных упругопластических стержней // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-8-17.

For citation: Burenin A. A., Senashov S. I., Savostyanova I. L. Torsion of prismatic orthotropic elastoplastic rods // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 8–17. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-8-17.

Кручение призматических ортотропных упругопластических стержней

А. А. Буренин¹, С. И. Сенашов^{2*}, И. Л. Савостьянова²

¹Хабаровский федеральный исследовательский центр ДВО РАН
Российская Федерация, 680000, г. Хабаровск, ул. Тургенева, 51

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: sen@sibsau.ru

Законы сохранения введены в теорию дифференциальных уравнений Э. Нетер более 100 лет назад и постепенно становятся важным инструментом исследования систем дифференциальных уравнений. Они не только позволяют качественно исследовать уравнение, но и, как показано авторами этой статьи, позволяют найти точные решения краевых задач. Для уравнений изотропной теории упругости законы сохранения впервые вычислены П. Олвером. Для уравнений теории пластичности в двумерном случае законы сохранения найдены одним из авторов этой статьи и использованы для решения основных краевых задач уравнений пластичности. Позднее оказалось, что законы сохранения можно использовать и для нахождения границ между упругими и пластическими зонами в скручиваемых стержнях, изгибаемых балках и деформируемых пластинах. В предлагаемой работе найдены законы сохранения для уравнений описывающих ортотропное упругопластическое состояние скручиваемого прямолинейного стержня. Предполагается, что сохраняющийся ток зависит линейно от компонент тензора напряжений. В работе найдена бесконечная серия законов сохранения, которая позволяет найти упругопластическую границу, возникающую при кручении ортотропного стержня.

Ключевые слова: кручение стержней, краевые задачи, законы сохранения.

Torsion of prismatic orthotropic elastoplastic rods

A. A. Burenin¹, S. I. Senashov^{2*}, I. L. Savostyanova²

¹Khabarovsk Federal Research Center of the Far Eastern Branch of the Russian Academy of Sciences
51, Turgenev St., Khabarovsk, 680000, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: sen@sibsau.ru

Conservation laws were introduced into the theory of differential equations by E. Noether more than 100 years ago and are gradually becoming an important tool for the study of systems of differential equations. They not only allow us to qualitatively investigate the equation, but, as shown by the authors of this

article, they allow us to find exact solutions to boundary value problems. For the equations of the isotropic theory of elasticity, the conservation laws were first calculated by P. Olver. For the equations of the theory of plasticity in the two-dimensional case, the conservation laws were found by one of the authors of this article and used to solve the main boundary value problems of the plasticity equations. Later it turned out that the conservation laws can also be used to find the boundaries between elastic and plastic zones in twisted rods, bent beams, and deformable plates. In this paper, we find conservation laws for equations describing the orthotropic elastic-plastic state of a twisted rectilinear rod. It is assumed that the conserved current depends linearly on the components of the voltage tensor. In this paper, we find an infinite series of conservation laws, which allows us to find the elastic-plastic boundary that occurs when an orthotropic rod is twisted.

Keyword: torsion of rods, boundary value problems, conservation laws.

Введение. Законы сохранения введены в теорию дифференциальных уравнений Э. Нетер более 100 лет назад и постепенно становятся важным инструментом исследования систем дифференциальных уравнений [1–6]. Они не только позволяют качественно исследовать уравнения, но и, как показано авторами этой статьи, позволяют найти точные решение краевых задач. Для уравнений изотропной теории упругости законы сохранения впервые вычислены П. Олвером [7; 8]. Для уравнений теории пластичности в двумерном случае законы сохранения найдены одним из авторов этой статьи и использованы для решения основных краевых задач [1; 5]. Позднее оказалось, что законы сохранения можно использовать и для нахождения границ между упругими и пластическими зонами в скручиваемых стержнях, пластинах и изгибаемых балках [9–15]. В работе найдены законы сохранения для уравнений описывающих ортотропное упругопластическое состояние скручиваемого прямолинейного стержня. Предполагается, что сохраняющийся ток зависит линейно от компонент тензора напряжений. В результате найдена бесконечная серия законов сохранения, которая позволяет найти упругопластическую границу, возникающую при кручении ортотропного стержня.

Постановка задачи. Рассмотрим упругий ортотропный призматический стержень с поперечным сечением произвольной формы. Боковая поверхность свободна от напряжений, к торцам приложены силы, эквивалентны крутящему моменту M .

Пусть начало координат находится в центре тяжести торцевого сечения, а ось z параллельна образующей стержня. Граничные условия запишутся следующим образом:

$$\begin{aligned}\sigma_x l + \tau_{xy} m &= 0, \\ \tau_{xy} l + \sigma_y m &= 0, \\ \tau_{xz} l + \tau_{yz} m &= 0,\end{aligned}\tag{1}$$

а на торцах стержня ($z = 0, z = l$)

$$\begin{aligned}\iint_{\Omega} \tau_{xz} dx dy &= 0, \iint_{\Omega} \tau_{yz} dx dy = 0, \\ \iint_{\Omega} \sigma_z dx dy &= 0, \iint_{\Omega} x \sigma_z dx dy = 0, \\ \iint_{\Omega} y \sigma_z dx dy &= 0.\end{aligned}\tag{2}$$

$$\iint_{\Omega} (x \tau_{yz} - y \tau_{xz}) dx dy = M,\tag{3}$$

где Ω – поперечное сечение.

Как обычно в теории кручения считаем, что

$$\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = 0. \quad (4)$$

Остальные компоненты тензора напряжений удовлетворяют уравнениям равновесия, которые запишутся так:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} = 0, \quad \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} = 0, \\ \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Обобщенный закон Гука для ортотропной среды запишется следующим образом [16]:

$$a_{55}\tau_{xz} = \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}, \quad a_{44}\tau_{yz} = \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}, \quad a_{33}\sigma_z = \frac{\partial w}{\partial z}.$$

Здесь a_{ii} упругие постоянные.

Из уравнений совместности деформаций получаем

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \sigma_z}{\partial x^2} = \frac{\partial^2 \sigma_z}{\partial y^2} = \frac{\partial^2 \sigma_z}{\partial z^2} = \frac{\partial^2 \sigma_z}{\partial x \partial y} = 0, \\ a_{13} \frac{\partial^2}{\partial y \partial z} \sigma_z = \frac{\partial}{\partial x} \left(-a_{44} \frac{\partial}{\partial x} \tau_{yz} + a_{55} \frac{\partial}{\partial y} \tau_{xz} \right), \\ a_{23} \frac{\partial^2}{\partial x \partial z} \sigma_z = \frac{\partial}{\partial y} \left(-a_{55} \frac{\partial}{\partial y} \tau_{xz} + a_{44} \frac{\partial}{\partial x} \tau_{yz} \right). \end{aligned} \quad (6)$$

Из (6) и граничных условий (1) получаем, что $\sigma_z = 0$ во всех поперечных сечениях.

Из последних двух уравнений (6) следует

$$-a_{44} \frac{\partial}{\partial x} \tau_{yz} + a_{55} \frac{\partial}{\partial y} \tau_{xz} = \text{const}. \quad (7)$$

Поскольку

$$\begin{aligned} a_{55}\tau_{xz} &= \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}, \\ a_{44}\tau_{yz} &= \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z}, \end{aligned}$$

то имеем

$$a_{55} \frac{\partial}{\partial y} \tau_{xz} - a_{44} \frac{\partial}{\partial x} \tau_{yz} = \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right) = -2 \frac{\partial \omega_z}{\partial z} = -2\theta,$$

где ω_z – третья компонента вектора $\text{rot}(u, v, w)$. Поэтому θ – есть угол закручивания на единицу длины. Он называется круткой.

Задача об упругом кручении призматического стержня свелась к интегрированию уравнений

$$\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} = 0, \quad a_{55} \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial y} - a_{44} \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial x} = -2\theta \quad (8)$$

и граничному условию

$$\tau_{xz}l + \tau_{yz}m = 0. \quad (9)$$

Нетрудно увидеть, что система уравнений (8) сводится к линейному уравнению второго порядка эллиптического типа.

В пластической области к уравнениям (8) следует добавить условие пластичности, которое имеет вид

$$2\alpha_{13}\tau_{xz}^2 + 2\alpha_{23}\tau_{yz}^2 = 1.$$

Здесь α_{13}, α_{23} – постоянные, характеризующие текущее состояние пластической анизотропии.

В результате получаем следующую задачу: найти для уравнений (8) законы сохранения, которые позволяют решить задачу (9). С помощью этих законов будет найдена граница между упругой и пластической областями.

Законы сохранения для уравнений ортотропной упругости. В этой части будут приведены законы сохранения для уравнений (8), для того чтобы их использовать далее для решения упругопластических задач.

Для простоты дальнейших выкладок запишем систему (8) в виде

$$\begin{aligned} F_1 &= u_x + v_y - f^1 = 0, \\ F_2 &= \alpha u_y - \beta v_x - f^2 = 0, \end{aligned} \quad (10)$$

где $u = \tau_{xz}$, $v = \tau_{yz}$, $\alpha = a_{55}$, $\beta = a_{44}$, индекс внизу обозначает производную по соответствующей переменной.

Назовем вектор (A, B) сохраняющимся током для уравнений (10), если

$$A_x + B_y = \Pi_1(F_1) + \Pi_2(F_2) = 0, \quad (11)$$

выполнено на всех гладких решениях системы (11). Здесь Π_i – некоторые не тождественно равные нулю линейные дифференциальные операторы.

В этом случае (11) является законом сохранения для системы (10).

Поставим задачу найти законы сохранения для (10), если сохраняющийся ток зависит только от x, y, u, v .

Замечание. Ничто не мешает нам найти законы сохранения и с сохраняющимся током зависящим от любого числа производных, но мы ограничимся только указанными, поскольку иные законы сохранения еще не нашли своего применения для решения краевых задач.

Пусть

$$A = \alpha^1 u + \beta^1 v + \gamma^1, \quad B = \alpha^2 u + \beta^2 v + \gamma^2, \quad (12)$$

где $\alpha^i, \beta^i, \gamma^i$ функции только от x, y .

Из (11) имеем

$$\begin{aligned} \alpha_x^1 u + \alpha^1 u_x + \beta_x^1 v + \beta^1 v_x + \gamma_x^1 + \alpha_y^2 u + \alpha^2 u_y + \beta_y^2 v + \beta^2 v_y + \gamma_y^2 = \\ = \delta^1(u_x + v_y - f^1) + \delta^2(\alpha u_y - \beta v_x - f^2). \end{aligned} \quad (13)$$

Из (13) получаем

$$\begin{aligned} \alpha_x^1 + \alpha_y^2 = 0, \beta_x^1 + \beta_y^2 = 0, \alpha^1 = \beta^2 = \delta^1, \beta^1 = -\delta^2 \beta, \\ \alpha^2 = \delta^2 \alpha, \gamma_x^1 + \gamma_y^2 = -\delta^1 f^1 - \delta^2 f^2, \beta^1 / \beta = -\alpha^2 / \alpha. \end{aligned} \quad (14)$$

Окончательно имеем

$$\alpha_x^1 + \alpha_y^2 = 0, \frac{\beta}{\alpha} \alpha_x^2 - \alpha_y^1 = 0, \gamma_x^1 + \gamma_y^2 = -\alpha^1 f^1 - \frac{\alpha^2}{\alpha} f^2.$$

Для простоты считаем, что $\gamma^2 = 0$. Тогда получаем:

$$\alpha^1 = \beta^2, \beta^1 = -\frac{\beta}{\alpha} \alpha^2, \gamma^1 = -\int \left(\alpha^1 f^1 - \frac{\alpha^2}{\alpha} f^2 \right) dx, \quad (15)$$

а коэффициенты α^1 и α^2 связаны уравнениями:

$$\alpha_x^1 + \alpha_y^2 = 0, \beta \alpha_x^2 - \alpha \alpha_y^1 = 0. \quad (16)$$

Найдем два особых решения этой системы.

Они имеют следующий вид.

Первое решение:

$$\alpha_1^1 = \frac{x}{x^2 + \frac{\beta}{\alpha} y^2}, \alpha_1^2 = \frac{y}{x^2 + \frac{\beta}{\alpha} y^2}.$$

Второе решение:

$$\alpha_1^1 = -\frac{\frac{\beta}{\alpha} y}{x^2 + \frac{\beta}{\alpha} y^2}, \alpha_1^2 = \frac{x}{x^2 + \frac{\beta}{\alpha} y^2}.$$

Для простоты дальнейших вычислений положим $\frac{\beta}{\alpha} = \frac{a_{44}}{a_{55}} = q$.

Далее заметим, что уравнение (16) допускают симметрии вида:

$$x' = x + x_0, y' = y + y_0,$$

где x_0, y_0 – произвольные постоянные.

Поэтому полученные решения можно записать в виде:

$$\alpha_1^1 = \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + q(y - y_0)^2}, \alpha_1^2 = \frac{y - y_0}{(x - x_0)^2 + q(y - y_0)^2}, \quad (17)$$

$$\alpha_2^1 = -\frac{q(y - y_0)}{(x - x_0)^2 + q(y - y_0)^2}, \alpha_2^2 = \frac{x - x_0}{(x - x_0)^2 + q(y - y_0)^2}. \quad (18)$$

Нами получено два сохраняющихся тока.

$$A_i = \alpha_i^1 u - q \alpha_i^2 v + \gamma_i^1, B_i = \alpha_i^2 u + \alpha_i^1 v,$$

следовательно, получено два закона сохранения

$$\partial_x A_i + \partial_y B_i = 0. \quad (19)$$

Из (19) получаем:

$$\oint_{\Gamma} A_i dy - B_i dx = 0, \quad (20)$$

где Γ_1 – контур, не охватывающий точку (x_0, y_0) .

Пусть теперь точка (x_0, y_0) лежит внутри области D , границей которой является контур Γ .

В этом случае формула (20) непосредственно применена быть не может, потому что внутри контура есть особая точка. Следовательно, используем стандартный прием: описываем вокруг точки (x_0, y_0) эллипс следующего вида: $(x - x_0)^2 + q(y - y_0)^2 = \varepsilon^2$ (рис. 1).

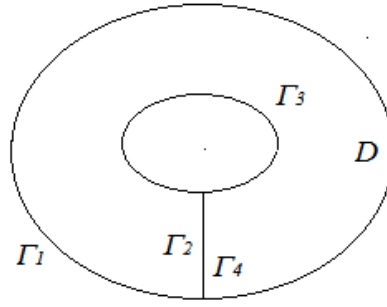


Рис. 1. Вычисление контурного интеграла вокруг особой точки

Fig. 1. Calculation of the contour integral around a singular point

Обозначим этот эллипс Γ_1 . Тогда без труда получаем

$$\oint_{\Gamma} A_i dy - B_i dx = -\oint_{\Gamma} (A_i dy - B_i dx), \quad (21)$$

Вычисляем интеграл, стоящий в правой части формулы (21) для $i = 1, 2$.

Пусть $i = 1$. Имеем

$$\begin{aligned} \oint_{\Gamma_1} &= \oint_{\Gamma_1} \left(\frac{(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} u - \frac{q(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} v + \gamma_1^1 \right) dy - \\ &\quad - \left(\frac{(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} u + \frac{(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} v \right) dx = \\ &= \oint_{\Gamma_1} \left(\frac{(x-x_0)}{\varepsilon^2} u - \frac{q(y-y_0)}{\varepsilon^2} v + \gamma_1^1 \right) dy - \left(\frac{(y-y_0)}{\varepsilon^2} u + \frac{(x-x_0)}{\varepsilon^2} v \right) dx. \end{aligned}$$

Введем обозначения $x - x_0 = \varepsilon \cos \theta$, $y - y_0 = \varepsilon \sin \theta$.

Имеем

$$\oint_{\Gamma_1} = \oint_{\Gamma_1} \left(qu - (1-q) \frac{\sin 2\theta}{2} v + \gamma_1^1 \right) d\theta = q \int_0^{2\pi} u(x_0 + \varepsilon \cos \theta, y_0 + \varepsilon \sin \theta) d\theta.$$

В полученном выражении устремляем ε к нулю и, используя теорему о среднем, получаем

$$\oint_{\Gamma_1} = 2\pi qu(x_0, y_0).$$

Теперь из формулы (21) имеем

$$2\pi qu(x_0, y_0) = -\int_{\Gamma} A_1 dy - B_1 dx. \quad (22)$$

Рассмотрим случай $i = 2$. Аналогично получаем:

$$\begin{aligned} \oint_{\Gamma_1} &= \oint_{\Gamma_1} \left(\frac{-q(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} u - \frac{q(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} v + \gamma_2^1 \right) dy - \\ &\quad - \left(\frac{(x-x_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} u + \frac{q(y-y_0)}{(x-x_0)^2 + q(y-y_0)^2} v \right) dx = \\ &= \oint_{\Gamma_1} \left(-\frac{q(y-y_0)}{\varepsilon^2} u - \frac{q(x-x_0)}{\varepsilon^2} v + \gamma_2^1 \right) dy - \left(\frac{(x-x_0)}{\varepsilon^2} u - \frac{q(y-y_0)}{\varepsilon^2} v \right) dx \end{aligned}$$

Введем координаты $x - x_0 = \varepsilon \cos \theta$, $y - y_0 = \varepsilon \sin \theta$.

Имеем

$$\oint_{\Gamma_1} = \oint_{\Gamma_1} \left[\frac{(-q+1)\sin 2\theta}{2} u - qv \right] d\theta =$$

$$= -q \int_0^{2\pi} v(x_0 + \varepsilon \cos \theta, y_0 + \varepsilon \sin \theta) d\theta = -2\pi v(x_0, y_0) q. \quad (23)$$

Теперь конкретизируем эти законы сохранения для кручения призматического стержня.

Имеем

$$2\pi q \tau_{xz}(x_0, y_0) = \oint_{\Gamma} \left(\alpha_1^1 \tau_{xz} - q \alpha_1^2 \tau_{yz} + 2\theta \int \alpha_1^1 dx \right) dx - \left(\alpha_1^2 \tau_{xz} + \alpha_1^1 \tau_{yz} \right) dy,$$

$$2\pi q \tau_{yz}(x_0, y_0) = \oint_{\Gamma} \left(\alpha_2^1 \tau_{xz} - q \alpha_2^2 \tau_{yz} + 2\theta \int \alpha_2^1 dx \right) dx - \left(\alpha_2^2 \tau_{xz} + \alpha_2^1 \tau_{yz} \right) dy. \quad (24)$$

Упругопластическая граница в скручиваемом прямолинейном ортотропном стержне.

Рассмотрим упругопластическое кручение ортотропного прямого стержня, поперечное сечение которого ограничено выпуклым контуром Γ .

При достаточно большом значении крутящего момента в стержне образуется упругая зона F и пластическая зона P (рис. 2).

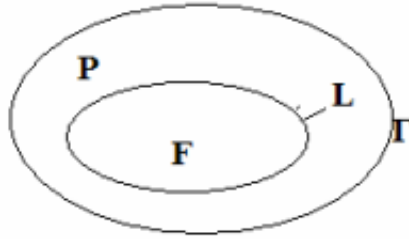


Рис. 2. Поперечное сечение скручиваемого стержня

Fig. 2. Cross-section of the twisted rod

Известно, что пластическая зона, начинает образовываться на внешнем контуре Γ . Предположим, что пластическая зона полностью охватывает внешний контур. Пусть L – граница раздела упругой и пластической зон.

Цель этого параграфа – с помощью законов сохранения построенных в предыдущих параграфах, в явном виде построить границу L .

Постановка задачи. В упругой зоне компоненты тензора напряжений удовлетворяют уравнениям (8)

$$\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} = 0, \quad a_{55} \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial y} - a_{44} \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial x} = -2\theta, \quad (25)$$

а на внешнем контуре Γ граничному условию

$$\tau_{xz} l + \tau_{yz} m = 0 \quad (26)$$

и условию пластичности

$$2\alpha_{13} \tau_{xz}^2 + 2\alpha_{23} \tau_{yz}^2 = 1. \quad (27)$$

Из соотношений (27)–(28) можно определить компоненты тензора τ_{xz}, τ_{yz} на контуре Γ .

Имеем

$$\begin{aligned}\tau_{xz}|_{\Gamma} &= \frac{m}{\sqrt{2\alpha_{13}m^2 + 2\alpha_{23}l^2}}, \\ \tau_{yz}|_{\Gamma} &= -\frac{l}{\sqrt{2\alpha_{13}m^2 + 2\alpha_{23}l^2}}.\end{aligned}\quad (28)$$

Здесь знаки выбраны в соответствии с крутящим моментом (3).

В (24) нами получены следующие законы сохранения:

$$2\pi q\tau_{xz}(x_0, y_0) = -\oint_{\Gamma} A_1 dy - B_1 dx \quad (29)$$

и

$$2\pi q\tau_{yz}(x_0, y_0) = -\oint_{\Gamma} A_2 dy - B_2 dx. \quad (30)$$

Для вычисления $\tau_{xz}(x_0, y_0)$ и $\tau_{yz}(x_0, y_0)$ воспользуемся формулами (29)–(30). Из этих формул получаем τ_{xz} и τ_{yz} во всех точках внутри стержня. Теперь проверим условие (27). Те точки, в которых выражение в первой части (27) меньше единицы, попадут в упругую зону, а остальные точки в пластическую.

Заключение. Эти вычисления позволяют с любой точностью восстановить искомую границу L . Для изотропного случая эта задача решена впервые в [12; 14]. Примеры построения упруго-пластических границ для различного вида прокатных профилей рассмотрены в [10].

Библиографические ссылки

1. Киряков П. П., Сенашов С. И., Яхно А. Н. Приложение симметрий и законов сохранения к решению дифференциальных уравнений. Новосибирск : Наука, 2001. 192 с.
2. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Proc. Edinburg Math. Soc. 1988. P. 415–439.
3. Виноградов А. М., Красилицык И. С., Лычагин В. В. Симметрии и законы сохранения. М. : Факториал, 1996. 380 с.
4. Аннин Б. Д., Бытев В. О., Сенашов С. И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. Новосибирск : Наука, 1983. 239 с.
5. Сенашов С. И., Гомонова О. В., Яхно А. Н. Математические вопросы двумерных уравнений идеальной пластичности / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2012. 139 с.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Proc. Edinburg Math. Soc. 1988. P. 415–439.
7. Olver P. Conservation laws in elasticity 1. General result // Arch. Rat. Mech. Anal. 1984. Vol. 85. P. 111–129.
8. Olver P. Conservation laws in elasticity 11. Linear homogeneous isotropic elastostatic // Arch. Rat. Mech. Anal. 1984. Vol. 85. P. 131–160.
9. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Упругое состояние пластины с отверстиями произвольной формы // Вестник Чувашского гос. пед. ун-та им. И. Я. Яковлева. Серия: Механика предельного состояния. 2016. № 3 (29). С. 128–134.
10. Сенашов С. И., Кондрин А. В. Разработка информационной системы для нахождения упруго-пластической границы стержней прокатного профиля // Вестник СибГАУ. 2014. № 4(56). С. 119–125.

11. Сенашов С. И., Филюшина Е. В., Гомонова О. В. Построение упруго-пластических границ с помощью законов сохранения. // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 2. С. 343–359.
12. Сенашов С. И., Черепанова О. Н., Кондрин А. В. Об упругопластическом кручении стержня // Вестник СибГАУ. 2013, № 3(49). С. 100–103.
13. Сенашов С. И., Черепанова О. Н., Кондрин А. В. Elastoplastic Bending of Beam // J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics. 2014, No. 7(2). P. 203–208.
14. Сенашов С. И., Черепанова О. Н., Кондрин А. В. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section // J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics. 2015. No. 7(1). P. 343–351.
15. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of elastoplastic boundary in problem of tension of a plate weakened by holes // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2019. Vol. 108. P. 7–10.
16. Лехницкий С. Г. Теория упругости анизотропного тела. М. : Наука, 1977. 416 с.

References

1. Kiryakov P. P., Senashov S. I., Yakhno A. N. *Prilozhenie simmetrij i zakonov sohraneniya k resheniyu differencial'nyh uravneniy* [Application of symmetries and conservation laws to the solution of differential equations]. Novosibirsk; Nauka Publ., 2001, 192 p.
2. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity *Proc. Edinburgh Math. Soc.* 1988, P. 415–439.
3. Vinogradov A. M., Krasilshchik I. S., Lychagin V. V. *Simmetrii i zakony sohraneniya* [Symmetries and conservation laws]. Moscow, Factorial Publ., 1996, 380 p.
4. Annin B. D., Bytev V. O., Senashov S. I. *Gruppovye svoystva uravnenij uprugosti i plastichnosti* [Group properties of equations of elasticity and plasticity]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983, 239 p.
5. Senashov S. I., Gomonova O. V., Yakhno A. N. *Matematicheskie voprosy dvumernykh uravnenij ideal'noj plastichnosti* [Mathematical problems of two-dimensional equations of ideal plasticity]. Krasnoyarsk, 2012, 139 p.
6. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity *Proc. Edinburgh Math. Soc.* 1988, P. 415–439.
7. Olver P. Conservation laws in elasticity 1. General result. *Arch. Rat. Mech. Anal.* 1984, No. 85, P. 111–129.
8. Olver P. Conservation laws in elasticity 11. Linear homogeneous isotropic elastostatic. *Arch. Rat. Mech. Anal.* 1984, No. 85, P. 131–160.
9. Senashov S. I., Savostyanova I. L. Elastic state of a plate with holes of arbitrary shape *Vestnik CHuvashskogo gosudarstvennogo pedagogicheskogo universiteta im. I. YA. Yakovleva. Seriya: Mekhanika predel'nogo sostoyaniya*. 2016. No. 3 (29), P. 128–134. (In Russ.)
10. Senashov S. I., Kondrin A. V. Development of an information system for finding the elastic-plastic boundary of rolling profile rods. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 4(56), P. 119–125. (In Russ.)
11. Senashov S. I., Filyushina E. V., Gomonova O. V. Construction of elastic-plastic boundaries with the help of conservation laws. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 2, P. 343–359. (In Russ.)
12. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. On elastic-plastic torsion of the rod *Vestnik SibGAU*. 2013, Vol. 3(49), P. 100–103. (In Russ.)
13. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. Elastoplastic Bending of Beam. *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2014, No. 7(2), P. 203–208.
14. Senashov S. I., Cherepanova O. N., Kondrin A. V. On Elastoplastic Torsion of a Rod with Multiply Connected Cross-Section *J. Siberian Federal Univ., Math. & Physics*. 2015, No. 7(1), P. 343–351.

15. Senashov S. I., Gomonova O. V. Construction of elastoplastic boundary in problem of tension of a plate weakened by holes *International Journal of Non-Linear Mechanics*. 2019, Vol. 108, P. 7–10.

16. Lekhnitsky S. G. *Teoriya uprugosti anizotropnogo tela* [Theory of elasticity of an anisotropic body]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 416 p.

© Буренин А. А., Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., 2021

Буренин Анатолий Александрович – член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник; Хабаровский федеральный исследовательский центр ДВО РАН. Тел.: +7 (4212) 32-79-27.

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

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

Burenin Anatoly Aleksandrovich – Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, Dr. Sc., Professor; Chief Researcher of the Khabarovsk Federal Research Center of the Far Eastern Branch of the Russian Academy of Sciences. Tel.: +7 (4212) 32-79-27.

Senashov Sergei Ivanovich – Dr. Sc., Professor, Head of the Department of IES; 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: savostyanova@sibsau.ru.

УДК 519.254

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-18-31

Для цитирования: Денисов М. А., Сопов Е. А. Генетический алгоритм условной оптимизации для проектирования информативных признаков в задачах классификации // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 18–31. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-18-31.

For citation: Denisov M. A., Sopov E. A. Constraint handling genetic algorithm for feature engineering in solving classification problems // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 18–31. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-18-31.

Генетический алгоритм условной оптимизации для проектирования информативных признаков в задачах классификации

М. А. Денисов*, Е. А. Сопов

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

*E-mail: denisov.maksim.work@gmail.com

Проектирование признаков в машинном обучении является перспективным, но недостаточно изученным направлением. Создание нового пространства признаков из исходного набора позволяет повысить эффективность алгоритма машинного обучения, применяемого для решения сложных задач интеллектуального анализа данных. Некоторые методы отбора часто способны одновременно при увеличении точности классификации уменьшить исходное пространство, что особенно актуально в эпоху больших данных.

В работе предлагается новый подход машинного обучения к решению задачи классификации на основе методов проектирования информативных признаков. Проектирование информативных признаков осуществляется с помощью методов извлечения и отбора. На основании исходных данных созданы новые множества признаков, которые включают исходные признаки и признаки, полученные методом главных компонент. Выбор эффективного подмножества информативных признаков реализуется с использованием генетического алгоритма. Для того чтобы избежать переобучения и создания тривиальных классификаторов, на функцию пригодности генетического алгоритма накладываются ограничения, требующие определенного количества признаков исходной выборки, а также определенного количества признаков, полученных методом главных компонент. Проведен сравнительный анализ эффективности следующих алгоритмов классификации: k -ближайших соседей, метод опорных векторов и случайный лес. Эксперименты по исследованию эффективности проводятся путем решения прикладных задач бинарной классификации из репозитория задач машинного обучения UCI Machine Learning. В качестве критерия эффективности выбрана мера $macro\ F1-score$.

Результаты численных экспериментов показали, что точность классификации предложенным подходом превосходит решения, полученные на исходном наборе признаков и при случайном отборе (оценка границы снизу). Причем, увеличение точности характерно для всех типов задач (выборки, у которых количество признаков больше числа объектов, а также объемом 500 значений и более). Подтверждена статистическая значимость результатов.

Ключевые слова: отбор признаков, извлечение признаков, генетический алгоритм, условная оптимизация.

Constraint handling genetic algorithm for feature engineering in solving classification problems

M. A. Denisov*, E. A. Sopov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: denisov.maksim.work@gmail.com

Feature engineering in machine learning is a promising but still insufficiently studied domain. Creating new feature space from an original set allows increasing the accuracy of the machine learning algorithm chosen to solve complex data mining problems. Some existing selection methods are capable of simultaneously increasing the accuracy and reducing feature space. The reduction is an urgent task for big data problems.

The paper considers a novel machine learning approach for solving classification problems based on feature engineering methods. The approach constructs informative features using feature selection and extraction methods. Original data and features obtained by principal component analysis form a new set of features. The genetic algorithm selects an effective subset of informative features. It is important to avoid overfitting and building a trivial classifier. Therefore, the fitness function is constrained for producing the given number of original features and the given number of features obtained by principal component analysis. The paper describes a comparative analysis of three classifiers, namely k-nearest neighbors, support vector machine and random forest. In order to prove the accuracy improvement, the authors examine several real-world problems chosen from the UCI Machine Learning repository. The accuracy measure in the study is the macro F1-score.

The results of numerical experiments show that the proposed approach outperforms the performance obtained using the original data set and the performance of random feature selection (the low bound for the results). Moreover, the accuracy enhancement is obtained for all types of problems (data sets that have more features than values). All results are proved to be statistically significant.

Keywords: feature selection, feature construction, genetic algorithm, constraint optimization.

Введение. Машинное обучение является неотъемлемой частью современных информационных технологий и находит активное применение во многих областях. Например, для распознавания текста, написанного от руки, классификации изображений, спам фильтрации [1–3]. Наука и техника, медицина, экономика и другие отрасли также активно используют алгоритмы машинного обучения при решении сложных прикладных задач [4; 5]. Обучающие данные являются ключевой составляющей для алгоритмов машинного обучения. На практике при анализе данных может оказаться, что часть признаков неинформативна. Такие признаки либо нерепрезентативны, либо имеют сильную корреляцию друг с другом. При наличии нерепрезентативных признаков, вклад которых в итоговую точность незначителен либо отсутствует, обычно используются методы из класса отбора признаков (*Feature Selection*) [6; 7]. В ситуациях, когда признаки сильно взаимосвязаны, т. е. одинаковым образом влияют на предсказательную способность системы, используются методы конструирования признаков (*Feature Construction*) или их извлечения (*Feature Extraction*) [8; 9]. На современном этапе упомянутые подходы обобщены в единый термин – проектирование признаков (*Feature Engineering*) [10; 11].

В последнее время методы проектирования признаков активно исследуются и развиваются. С появлением области больших данных задача снижения размерности пространства признаков

стала еще более актуальной [12]. Методы отбора признаков позволяют значительно снизить требуемую вычислительную мощность компьютера, сохраняя или увеличивая при этом точность прогноза. В то же самое время снизить исходную размерность признакового пространства пытаются путем его трансформации, преобразования в новое, меньшей размерности [13]. Однако исследований в этом направлении по-прежнему недостаточно. В данной работе предлагается объединить техники извлечения и отбора признаков вместе, чтобы получить новое представление исходных данных, которое увеличивает предсказательную способность. Рассматривается задача бинарной классификации. В качестве техники извлечения используется метод главных компонент (МГК) [14]. Далее полученные признаки объединяются с исходной выборкой. Последний шаг – это отбор информативных признаков с помощью генетического алгоритма (ГА), на который дополнительно накладываются ограничения, заданные пользователем с учетом практических целей решения задачи или программной, или аппаратной реализацией.

Статья организована следующим образом. В первом разделе рассматриваются существующие работы по тематике исследования. Второй раздел нацелен на подробное описание предлагаемого способа проектирования признаков с использованием МГК и ГА. В третьем разделе представлено описание вычислительных экспериментов. В заключении подводится итог и обсуждаются дальнейшие перспективы исследования.

1. Анализ литературы по теме. Несмотря на то, что задачами конструирования и извлечения признаков занимаются со второй половины XX в., терминология до сих пор не устоялась. Одни авторы используют единый термин «конструирование признаков» понимая под ним также и «извлечение признаков». Другие отдают предпочтение только «извлечению признаков». В данной работе решено разделять эти два понятия, поскольку они решают принципиально разные и, в общем случае, независимые задачи.

1.1. Конструирование признаков. Под конструированием будем понимать процесс создания новых признаков с помощью некоторых преобразований. В роли таких преобразований могут выступать как математические операции (сложение, вычитание, умножение и другие), так и логические (конъюнкция, дизъюнкция, импликация и т. д.). Обычно выбранный набор математических операторов является уникальным для каждой конкретной задачи и не поддается обобщению [15; 16]. В [17] используется специальный критерий для поиска признаков, которые при объединении могли бы образовать новый, способный дать лучшую точность отклика. В работе [18] для прикладной экономической задачи алгоритм классификации, использующий выборку сконструированных признаков, показывает лучшие результаты по сравнению с классификатором, использующим исходные данные. Тем не менее все упомянутые подходы не могут быть обобщены на произвольные задачи.

В связи с этим, в конце XX – начале XXI в. развиваются алгоритмы, применение которых становится возможным в различных прикладных задачах. Среди таких можно упомянуть, например, *FRINGE* [19] и *CITRE* [20], которые используют бинарные операции и деревья решений для создания новых признаков. Авторы *FICUS* [15] решили усовершенствовать существующие подходы и помимо бинарных операций добавили стандартные математические, а также другие функции, которые могут быть предложены экспертом предметной области. Недостаток таких методов заключается в их вычислительной сложности. На каждой итерации в исходную выборку добавляются все новые и новые признаки, которые необходимо подавать на вход дереву решений. В результате дерево становится слишком большим.

Примерно в этот же период начали развиваться алгоритмы, основанные на генетическом программировании. Например, в работах [21; 22] популяция состоит из индивидов, представляющих собой закодированный набор арифметических и логических операторов. В ходе

эволюции с их помощью образуется новое пространство признаков, которое впоследствии подается на классификатор.

Существует также метод конструирования признаков с использованием индуктивного логического программирования для формирования предикатов на основе некоторых априорных знаний. В прикладных задачах его используют для устранения смысловой неоднозначности слов в процессе обработки и анализа компьютером естественного языка [23].

1.2. Извлечение признаков. Второй тип из данного класса задач – извлечение признаков. Под извлечением понимается изменение исходного пространства признаков путем уменьшения его размерности. Классическим методом является МГК и его различные вариации [24]. В общем смысле данная техника с помощью сингулярного разложения матрицы данных позволяет построить новые признаки, которые являются линейной комбинацией исходных. Полученные признаки некоррелированы, а исходная выборка не содержит избыточной информации, что является значительным преимуществом метода. Данный подход относят к классу обучения без учителя. Он не требует дополнительных сведений предметной области. Недостаток заключается в том, что новые данные больше не отражают исходного представления, т. е. их интерпретация становится почти невозможной.

Авторы данной статьи в своей работе используют метод МГК для извлечения признаков, которые впоследствии добавляются к исходному набору. Логика такой манипуляции заключается в самом принципе алгоритма. В процессе трансформации пространства первая главная компонента отражает наибольшую часть дисперсии всей совокупности данных. Каждая последующая компонента отражает эту дисперсию в меньшем объеме. Если отобрать несколько первых (наиболее значимых) компонент и добавить их к исходной выборке, можно усилить ее предсказательную способность. По сравнению с методами конструирования такой подход не требует никакого дополнительного знания предметной области и тем самым может быть использован для любой прикладной задачи.

1.3. Отбор признаков. Задача отбора признаков подразумевает сокращение их числа с целью повысить вычислительную производительность, улучшить интерпретируемость модели, при этом сохранив высокую точность классификации. Выполнение этих требований осуществляется за счет удаления из данных избыточных, нерелевантных признаков, а также тех, которые можно отнести к шуму. Работы [25; 26] показывают, что с помощью отбора можно не только сохранить, но и повысить точность прогноза.

Стратегии поиска принято подразделять на подвиды: методы фильтрации (*Filter methods*), методы обертки (*Wrapper Methods*) и встраиваемые методы (*Embedded methods*). Методы фильтрации не зависят от классификатора (никаким образом в него не встроены). Несмотря на то, что данный подход обычно требует небольшие вычислительные мощности, а также может быть относительно просто обобщен на различные прикладные задачи, он никак не учитывает итоговую точность, полученную в результате отбора. Методы обертки и встраиваемые наоборот оценивают полученный набор признаков с помощью метрики точности прогноза и на основании этой оценки улучшают процесс отбора в ходе, например, процесса эволюции. Отличительной чертой встраиваемых методов является встроенный (*embedded*) в структуру классификатора поиск оптимального набора признаков. Другими словами, отбор – это часть процесса обучения [27]. Для методов обертки критерием отбора признаков является точность работы классификатора, т. е. классификатор является как бы «оберткой» (*wrapper*) для алгоритма поиска.

Важно отметить, что отбор признаков – достаточно непростая задача по своей сути. Пространство поиска содержит $(2^n - 1)$ возможных решений, где n – количество признаков в задаче. Если учесть, что человечество вступило в эру больших данных [12], когда признаки могут

исчисляться уже даже не в тысячах, а миллионах, можно представить, насколько сильно увеличивается трудоемкость. В исследовании [28] показано, что генетические алгоритмы эффективно применяются для решения задачи отбора признаков.

1.4. Адаптивный штраф. Генетические алгоритмы для решения задач условной оптимизации исследованы достаточно подробно. В работе [29] показаны различные варианты, включающие использование штрафных функций, специальных генетических операторов или алгоритмов на основе коэволюции.

В статье рассматривается задача оптимизации вида

$$f(x) \rightarrow \max, \quad x \in B_2^n \quad (1)$$

где $x = (x_1, \dots, x_n)$, $x_i \in \{0, 1\}$, $i = \overline{1, n}$.

В своей работе мы используем адаптивный штраф [30], который в среднем превосходит другие методы на основе штрафов. Математическое представление функции пригодности выглядит следующим образом:

$$F(x) = \begin{cases} f(x), & \text{если } x \text{ допустимо,} \\ \tilde{f}(x) - \sum_{j=1}^l k_j v_j(x), & \text{иначе,} \end{cases} \quad (2)$$

где $F(x)$ – функция пригодности, полученная методом штрафных функций; $f(x)$ – целевая функция; l в сумматоре равно числу ограничений, накладываемых на целевую функцию; v_j – численный размер нарушения ограничения j ; k_j – параметр штрафной функции для ограничения j , который рассчитывается как

$$k_j = \frac{\left| \sum_{i=1}^{pop} f(x_i) \right|}{\sum_{s=1}^l \left[\sum_{i=1}^{pop} v_s(x_i) \right]^2} \sum_{i=1}^{pop} v_j(x_i), \quad (3)$$

где pop – размер популяции. $\tilde{f}(x)$ определяется как

$$\tilde{f}(x) = \begin{cases} f(x), & \text{если } f(x) > \langle f(x) \rangle, \\ \langle f(x) \rangle, & \text{иначе,} \end{cases} \quad (4)$$

где $\langle f(x) \rangle = \sum_{i=1}^{pop} f(x_i) / pop$.

2. Предлагаемый подход. Ограничение пространства поиска. В работе исследуется задача классификации, математическая постановка которой может быть представлена следующим образом. Пусть U – множество атрибутов, а Y – множество меток классов, т. е. наименований классов. Предполагается, что существует неизвестное отображение

$$y^* : U \rightarrow Y, \quad (5)$$

значение которого известно только на объектах обучающей выборки:

$$U^m = \{(u_1, y_1), \dots, (u_m, y_m)\}. \quad (6)$$

Требуется построить алгоритм:

$$a : U \rightarrow Y, \quad (7)$$

способный классифицировать произвольное значение $u \in U$, образованное множеством признаков $u \in \{\overline{Attr} \in attr_i, i = 1, \dots, n_1\}$. Обозначим множество признаков, полученных с помощью МГК, как $\overline{Attr}^{MGK} \in attr_i, i = 1, \dots, n_2$.

В работе рассматривается классификация с использованием нескольких подходов проектирования признаков:

- 1) извлечение признаков с помощью МГК;
- 2) создание нового пространства признаков путем объединения исходных с МГК;
- 3) отбор генетическим алгоритмом признаков из пространства, полученного в 2 (исходные с МГК);
- 4) отбор признаков исходного множества случайным образом;
- 5) отбор признаков случайным образом из пространства, полученного в 2 (исходные с МГК).

Опишем подходы более подробно. В первом эксперименте оценивается точность классификации объектов, описываемых сконструированными признаками МГК. Для второго на классификатор подается новое признаковое пространство, полученное путем объединения исходных признаков выборки с МГК: $\overline{Attr} \cup \overline{Attr}^{MGK}$. В третьем эксперименте осуществляется отбор признаков генетическим алгоритмом. В качестве входных данных используется аналогичная второму эксперименту выборка: $\overline{Attr} \cup \overline{Attr}^{MGK}$. Используемая в третьем эксперименте стратегия поиска – метод обертки, где классификатор является оберткой для генетического алгоритма поиска. Ограничения, накладываемые на целевую функцию, описываются следующим образом:

$$\begin{cases} r_1 - \sum_{i \in Attr} x_i \leq 0, \\ \sum_{i \in Attr} x_i - w_1 \leq 0, \\ r_2 - \sum_{i \in \overline{Attr}^{MGK}} x_i \leq 0, \\ \sum_{i \in \overline{Attr}^{MGK}} x_i - w_2 \leq 0, \end{cases} \quad (8)$$

где r_1, r_2, w_1, w_2 – это параметры, обозначающие количество признаков, которые останутся в выборке; $x_i, i = 1, \dots, n$ является хромосомой генетического алгоритма. Размер хромосомы складывается из мощности множества $\overline{Attr}$ и множества $\overline{Attr}^{MGK}$: $n = n_1 + n_2$. Ноль в хромосоме обозначает признак, который не будет учитываться в классификаторе, а единица – наоборот. В (8) первые два условия требуют наличия от r_1 до w_1 признаков из исходной выборки, третье и четвертое условия требуют дополнительного наличия от r_2 до w_2 признаков МГК. Итоговое значение точности классификации определяется как медианное значение результатов точности, полученных на основании серии из 40 запусков третьего эксперимента.

В последних двух экспериментах осуществляется отбор случайным образом. Здесь используется маска, которая заполняется 0 или 1 генератором случайных чисел с вероятностью $p = 0,5$. Аналогично ГА, данная операция повторяется 40 раз для всего набора признаков, сравнение происходит по медиане.

3. Результаты экспериментов. В работе используются задачи из репозитория UCI Machine Learning [31]. Их основные характеристики представлены в табл. 1.

Ниже приведены используемые в работе классификаторы, гиперпараметры которых настраиваются в процессе обучения:

- k ближайших соседей (kNN). Количество соседей настраивается в интервале [2, 100];
- метод опорных векторов (SVM). Тип ядра настраивается среди ['linear', 'poly', 'rbf', 'sigmoid'];
- случайный лес (RFC). Количество деревьев настраивается в интервале [1, 100].

Таблица 1

Основные характеристики данных, выбранных для исследования

	Количество классов	Количество признаков	Объем выборки
Breast Cancer	2	30	569
LSVT Voice Rehabilitation	2	310	126
Australian Credit	2	14	690
Heart Disease	2	13	270

Точность упомянутых классификаторов в среднем является высокой, а настройка их гиперпараметров не требует большого количества времени, что главным образом позволяет сконцентрироваться на задаче поиска информативных признаков. Эти свойства обуславливают их использование в работе.

Лучшим гиперпараметром является тот, для которого значение медианы максимально. При настройке классификаторов используется стратифицированный метод кросс-валидации k -Fold с количеством разбиений $k = 5$. В качестве метрики оценки точности выбрана *macro F1-score* [32], которая рассчитывает невзвешенное среднее по каждому классу. Исходные данные предварительно нормируются в интервале [0, 1]. Параметры r_1 , r_2 и w_1 , w_2 , ограничивающие целевую функцию при отборе признаков генетическим алгоритмом, равны $r_{1,2} = 2$ и $w_{1,2} = 4$. При использовании МГК учитываются только первые 4 признака с наибольшими значениями объясняющей дисперсии, которые впоследствии формируют множество $\overline{Attr}^{МГК}$.

Описанные подходы реализованы с помощью языка программирования *Python* версии 3.8.2 и библиотеки *Scikit-learn* [33] версии 0.23.2. Для классификации используются функции *KNeighborsClassifier* с заданными параметрами по умолчанию, *SVC* с заданными параметрами по умолчанию, кроме $max_iter = 1000000$ и *RandomForestClassifier* с параметром $random_state = 1$, а остальными по умолчанию. Для расчета признаков МГК используются функции класса *PCA* в модуле *sklearn.preprocessing*. Количество компонент $n_components$, рассчитываемых функцией, равно количеству признаков исходной выборки. В случае использования данных LSVT Voice Rehabilitation, где количество признаков превышает количество точек, значение $n_components = 126$. Кросс-валидация осуществляется с помощью функции *StratifiedKFold*, а нормирование выборок с помощью функции *MinMaxScaler*.

Ниже описаны параметры и особенности генетического алгоритма, с помощью которых отбирается необходимое количество признаков, увеличивающих точность классификации:

1) инициализация происходит следующим образом. Признаки отбираются равновероятно в два этапа. Напомним, что используемая выборка сконструирована из исходных признаков и МГК. На первом этапе отбирается не больше 4 признаков исходной выборки. На втором, не больше 4 признаков МГК. Это необходимо, чтобы обеспечить сходимость алгоритма. В случае, когда пространство поиска большое, как, например, для выборки LSVT Voice Rehabilitation – 310 признаков, сходимость алгоритма медленная, если использовать стандартную случайную инициализацию;

2) используется турнирная селекция. Размер турнира равен 2;

3) скрещивание – одноточечное;

4) вероятность мутация гена обратно пропорциональна количеству признаков исходной выборки;

5) функция пригодности – значение точности классификации, полученное после стратифицированной кросс-валидации *k-Fold* с адаптивным штрафом, описанным ранее;

6) размер популяции равен 100, количество индивидов в популяции равно 100.

Результаты решения задач представлены в табл. 2, 3, где столбцы отражают выборку и использованный для нее классификатор, а строки – тип эксперимента. В каждой ячейке приведены значения метрики точности классификации *macro F1-score*, полученные на тестовой выборке (медианное значение серии из 40 экспериментов). Эксперимент № 4, где признаки для классификации были отобраны генетическим алгоритмом с ограничениями, показал преимущество перед остальными подходами.

Таблица 2

Результаты вычислительных экспериментов (часть 1)

№ эксперимента *	Breast Cancer			LSVT Voice Rehabilitation		
	kNN	SVM	RFC	kNN	SVM	RFC
1	0,965	0,973	0,960	0,795	0,838	0,836
2	0,960	0,963	0,958	0,784	0,785	0,808
3	0,966	0,975	0,957	0,788	0,827	0,834
4	0,975	0,977	0,974	0,888	0,870	0,883
5	0,961	0,967	0,955	0,778	0,827	0,802
6	0,960	0,969	0,958	0,779	0,832	0,811

*Примечание: 1 – все признаки; 2 – МГК; 3 – конструкция признаков МГК с исходными; 4 – признаки, отобранные ГА из исходных + МГК; 5 – отбор случайным образом из исходных; 6 – отбор случайным образом из исходных + МГК.

Таблица 3

Результаты вычислительных экспериментов (часть 2)

№ эксперимента *	Australian Credit			Heart Disease		
	kNN	SVM	RFC	kNN	SVM	RFC
1	0,871	0,854	0,872	0,837	0,845	0,820
2	0,877	0,855	0,840	0,832	0,819	0,815
3	0,870	0,856	0,873	0,833	0,845	0,860
4	0,881	0,873	0,884	0,876	0,868	0,879
5	0,855	0,854	0,803	0,806	0,786	0,775
6	0,859	0,854	0,856	0,814	0,823	0,812

*Примечание: 1 – все признаки; 2 – МГК; 3 – конструкция признаков МГК с исходными; 4 – признаки, отобранные ГА из исходных + МГК; 5 – отбор случайным образом из исходных; 6 – отбор случайным образом из исходных + МГК.

На рис. 1 в виде диаграммы показан прирост точности в процентах для 4 эксперимента по сравнению с 1 для каждой выборки из табл. 1 и рассматриваемых в работе классификаторов.

Исходя из результатов, представленных на рис. 1, увеличение точности классификации зафиксировано для всех выборок. Наибольшее его значение можно отметить для выборки LSVT Voice Rehabilitation, которая в исходном варианте содержит 310 признаков. Важно отметить,

что прирост точности был достигнут со значительно меньшим количеством признаков – 8 (4 из них – это признаки МГК).

На рис. 2 представлена диаграмма размаха результатов точности 40 запусков для экспериментов 4–6.

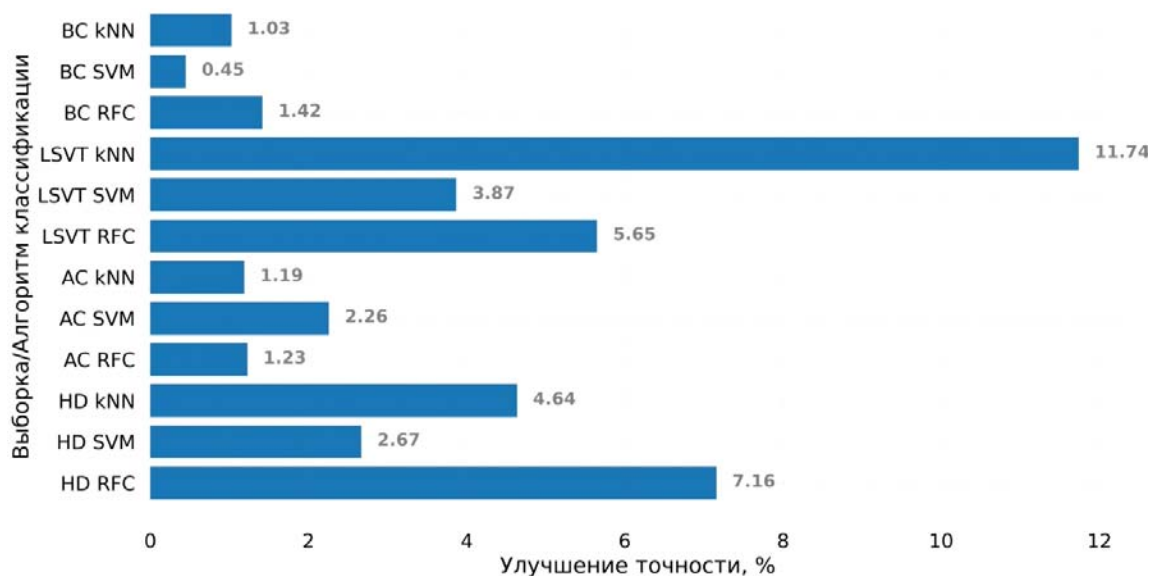


Рис. 1. Прирост точности в процентах для 4 эксперимента по сравнению с 1

Fig. 1. Percentage accuracy increase for the experiment 4 in comparison with the experiment 1

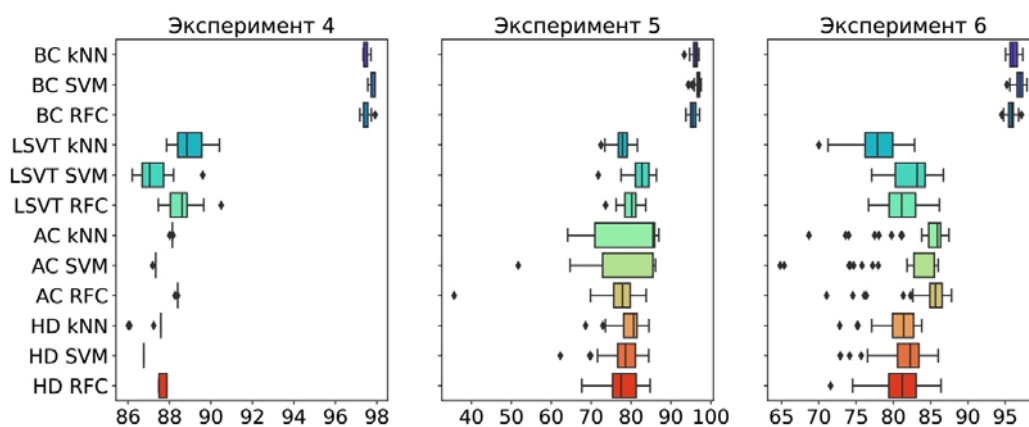


Рис. 2. Диаграмма размаха для экспериментов 4–6

Fig. 2. Box plot for experiments 4–6

На рис. 2 для экспериментов 5, 6 диапазон распределений значений точности выше, чем для эксперимента 4. Отсюда можно заключить, что предлагаемый в данной работе подход имеет устойчивое решение. Помимо этого, на основании одностороннего непараметрического U-критерия Манна – Уитни для эксперимента 4 по отношению к 5 и 6 была выявлена статистическая значимость различий в полученных результатах.

Заключение. В данной работе предложено объединить техники извлечения и отбора признаков, чтобы получить новое представление исходной выборки для увеличения точности классификации. Описанный подход извлечения признаков с помощью МГК с последующим

их добавлением к исходным данным и отбором генетическим алгоритмом с ограничениями показал большую эффективность по сравнению с другими методами проектирования признаков, использованными в работе. Зафиксировано увеличение точности при классификации выборок различного объема.

Помимо этого, была подтверждена статистическая значимость результатов предложенного подхода по сравнению с отбором признаков случайным образом (оценка границы точности снизу). Предложенный подход обладает меньшим разбросом значений метрики *macro F1-score* по серии независимых запусков.

Ограничения, накладываемые на функцию пригодности для отбора признаков, могут иметь практическую применимость в тех случаях, когда этого требует программная или аппаратная составляющая реализуемого проекта. Например, при определенных ограничениях канала связи в процессе передачи информации или недостаточном объеме памяти.

В дальнейшем планируется провести исследование других подходов к проектированию признаков. Например, нейронная сеть типа автоэнкодер (*autoencoder*) [34] для извлечения признаков. В отличие от МГК, такая сеть способна оперировать с нелинейными зависимостями, что может способствовать увеличению точности. Другой подход – метод генетического программирования для конструирования признаков, который позволяет не просто создать эффективный (с точки зрения точности) набор признаков, но и «обосновать» полученное решение в виде математической функции, что впоследствии позволяет увеличить не только интерпретируемость решения, но и количество знаний об исходных данных.

Библиографические ссылки

1. Guzella T. S., Caminhas W. M. A review of machine learning approaches to spam filtering // Expert Systems with Applications. 2009. Vol. 36, No. 7. P. 10206–10222.
2. Ballestar M. T., Grau-Carles P., Sainz J. Predicting customer quality in e-commerce social networks: a machine learning approach // Review of Managerial Science. 2019. Vol. 13, No. 3. P. 589–603.
3. Bahlmann C., Haasdonk B., Burkhardt H. Online handwriting recognition with support vector machines-a kernel approach // Proceedings Eighth International Workshop on Frontiers in Handwriting Recognition. 2002. P. 49–54.
4. Kononenko I. Machine learning for medical diagnosis: history, state of the art and perspective // Artificial Intelligence in medicine. 2001. Vol. 23, No. 1. P. 89–109.
5. Kouziokas G. N. Machine learning technique in time series prediction of gross domestic product // Proceedings of the 21st Pan-Hellenic Conference on Informatics. 2017. P. 1–2.
6. John G. H., Kohavi R., Pfleger K. Irrelevant features and the subset selection problem // Machine Learning Proceedings. 1994. P. 121–129.
7. Kira K., Rendell L. A. A practical approach to feature selection // Machine Learning Proceedings. 1992. P. 249–256.
8. Rendell L., Seshu R. Learning hard concepts through constructive induction: Framework and rationale // Computational Intelligence. 1990. Vol. 6, No. 4. P. 247–270.
9. Liu H., Motoda H. Feature extraction, construction and selection: A data mining perspective. Massachusetts : Kluwer Academic Publishers, 1998. 453 p.
10. Duboue P. The Art of Feature Engineering: Essentials for Machine Learning. Cambridge : Cambridge University Press. 2020. 270 p.
11. Zheng A., Casari A. Feature engineering for machine learning: principles and techniques for data scientists. Sebastopol : O'Reilly Media Inc., 2018. 193 p.

12. Feature selection: A data perspective / Li J., Cheng K., Morstatter F. et al. // ACM Computing Surveys (CSUR). 2017. Vol. 50, No. 6. P. 1–45.
13. Park M. S., Na J. H., Choi J. Y. PCA-based feature extraction using class information // 2005 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. 2005. Vol. 1. P. 341–345.
14. Abdi H., Williams L. J. Principal component analysis // Wiley interdisciplinary reviews: computational statistics. 2010. Vol. 2, No. 4. P. 433–459.
15. Markovitch S., Rosenstein D. Feature generation using general constructor functions // Machine Learning. 2002. Vol. 49, No. 1. P. 59–98.
16. Hirsh H., Japkowicz N. Bootstrapping training-data representations for inductive learning: A case study in molecular biology // AAAI-94 Proceedings. 1994. P. 639–644.
17. Sutton R. S., Matheus C. J. Learning polynomial functions by feature construction // Machine Learning Proceedings. 1991. P. 208–212.
18. Zhao H., Sinha A. P., Ge W. Effects of feature construction on classification performance: An empirical study in bank failure prediction // Expert Systems with Applications. 2009. Vol. 36, No. 2. P. 2633–2644.
19. Pagallo G., Haussler D. Boolean feature discovery in empirical learning // Machine learning. 1990. Vol. 5, No. 1. P. 71–99.
20. Matheus C. J., Rendell L. A. Constructive Induction on Decision Trees // IJCAI'89: Proceedings of the 11th international joint conference on Artificial intelligence. 1989. Vol. 89. P. 645–650.
21. Krawiec K. Genetic programming-based construction of features for machine learning and knowledge discovery tasks // Genetic Programming and Evolvable Machines. 2002. Vol. 3, No. 4. P. 329–343.
22. Smith M. G., Bull L. Genetic programming with a genetic algorithm for feature construction and selection // Genetic Programming and Evolvable Machines. 2005. Vol. 6, No. 3. P. 265–281.
23. An investigation into feature construction to assist word sense disambiguation / Specia L., Srinivasan A., Sachindra J. et al. // Machine Learning. 2009. Vol. 76, No. 1. P. 109–136.
24. Khalid S., Khalil T., Nasreen S. A survey of feature selection and feature extraction techniques in machine learning // 2014 Science and Information Conference. 2014. P. 372–378.
25. Кривенко М. П. Критерии значимости отбора признаков классификации // Информатика и её применения. 2016. Т. 10, №. 3. С. 32–40.
26. Miao J., Niu L. A survey on feature selection // Procedia Computer Science. 2016. Vol. 91. P. 919–926.
27. Chandrashekar G., Sahin F. A survey on feature selection methods // Computers & Electrical Engineering. 2014. Vol. 40, No. 1. P. 16–28.
28. A survey on evolutionary computation approaches to feature selection / Xue B., Zhang M., Browne W. et al. // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2015. Vol. 20, No. 4. P. 606–626.
29. Coello C. Theoretical and numerical constraint-handling techniques used with evolutionary algorithms: a survey of the state of the art // Computer methods in applied mechanics and engineering. 2002. Vol. 191, No. 11–12. P. 1245–1287.
30. Barbosa H. J. C., Lemonge A. C. C. An adaptive penalty method for genetic algorithms in constrained optimization problems // Frontiers in Evolutionary Robotics, 2008.
31. UCI Machine Learning Repository [Электронный ресурс]. URL: <https://archive.ics.uci.edu/ml/index.php> (дата обращения: 09.01.2021).
32. Opitz J., Burst S. Macro fl and macro fl. Препринт: arXiv:1911.03347. [Электронный ресурс]. URL: <https://arxiv.org/abs/1911.03347> (дата обращения: 25.02.2021).

33. Scikit-learn: Machine learning in Python / Pedregosa F., Varoquaux G., Gramfort A. et al. // *Journal of machine Learning research*. 2011. Vol. 12. P. 2825–2830.

34. Dong G, Liao G., Liu H, Kuang G. A review of the autoencoder and its variants: A comparative perspective from target recognition in synthetic-aperture radar images // *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*. 2018. Vol. 6, No. 3. P. 44–68.

References

1. Guzella T. S., Caminhas W. M. A review of machine learning approaches to spam filtering. *Expert Systems with Applications*. 2009, Vol. 36, No. 7, P. 10206–10222. Doi: 10.1016/j.eswa.2009.02.037.
2. Ballestar M. T., Grau-Carles P., Sainz J. Predicting customer quality in e-commerce social networks: a machine learning approach. *Review of Managerial Science*. 2019, Vol. 13, No. 3, P. 589–603. Doi: 10.1007/s11846-018-0316-x.
3. Bahlmann C., Haasdonk B., Burkhardt H. Online handwriting recognition with support vector machines-a kernel approach. *Proceedings Eighth International Workshop on Frontiers in Handwriting Recognition*. 2002, P. 49–54. Doi: 10.1109/IWFHR.2002.1030883.
4. Kononenko I. Machine learning for medical diagnosis: history, state of the art and perspective. *Artificial Intelligence in medicine*. 2001. Vol. 23, No 1, P. 89–109. Doi: 10.1016/S0933-3657(01)00077-X.
5. Kouziokas G. N. Machine learning technique in time series prediction of gross domestic product. *Proceedings of the 21st Pan-Hellenic Conference on Informatics*. 2017, P. 1–2. Doi: 10.1145/3139367.3139443.
6. John G. H., Kohavi R., Pfleger K. Irrelevant features and the subset selection problem. *Machine Learning Proceedings*. 1994, P. 121–129. Doi: 10.1016/B978-1-55860-335-6.50023-4.
7. Kira K., Rendell L. A. A practical approach to feature selection. *Machine Learning Proceedings*. 1992, P. 249–256. Doi: 10.1016/B978-1-55860-247-2.50037-1.
8. Rendell L., Seshu R. Learning hard concepts through constructive induction: Framework and rationale. *Computational Intelligence*. 1990, Vol. 6, No. 4, P. 247–270. Doi: 10.1111/j.1467-8640.1990.tb00298.x.
9. Liu H., Motoda H. *Feature extraction, construction and selection: A data mining perspective*. Massachusetts : Kluwer Academic Publishers, 1998, 453 p.
10. Duboue P. *The Art of Feature Engineering: Essentials for Machine Learning*. Cambridge : Cambridge University Press, 2020, 270 p. Doi: 10.1017/9781108671682.
11. Zheng A., Casari A. *Feature engineering for machine learning: principles and techniques for data scientists*. Sebastopol : O'Reilly Media Inc., 2018, 193 p.
12. Li J., Cheng K., Morstatter F. et al. Feature selection: A data perspective. *ACM Computing Surveys (CSUR)*. 2017, Vol. 50, No. 6, P. 1–45. Doi: 10.1145/3136625.
13. Park M. S., Na J. H., Choi J. Y. PCA-based feature extraction using class information. *2005 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*. 2005, Vol. 1, P. 341–345. Doi: 10.1109/ICSMC.2005.1571169.
14. Abdi H., Williams L. J. Principal component analysis. *Wiley interdisciplinary reviews: computational statistics*. 2010, Vol. 2, No. 4, P. 433–459. Doi: 10.1002/wics.101.
15. Markovitch S., Rosenstein D. Feature generation using general constructor functions. *Machine Learning*. 2002, Vol. 49, No. 1, P. 59–98. Doi: 10.1023/A:1014046307775.
16. Hirsh H., Japkowicz N. Bootstrapping training-data representations for inductive learning: A case study in molecular biology. *AAAI-94 Proceedings*, 1994, P. 639–644.

17. Sutton R. S., Matheus C. J. Learning polynomial functions by feature construction. *Machine Learning Proceedings*. 1991, P 208–212. Doi: 10.1016/B978-1-55860-200-7.50045-3.
18. Zhao H., Sinha A. P., Ge W. Effects of feature construction on classification performance: An empirical study in bank failure prediction. *Expert Systems with Applications*. 2009, Vol. 36, No. 2, P. 2633–2644. Doi: 10.1016/j.eswa.2008.01.053.
19. Pagallo G. Haussler D. Boolean feature discovery in empirical learning. *Machine learning*. 1990, Vol. 5, No 1, P. 71–99. Doi: 10.1023/A:1022611825350.
20. Matheus C. J., Rendell L. A. Constructive Induction on Decision Trees. *IJCAI'89: Proceedings of the 11th international joint conference on Artificial intelligence*. 1989, Vol. 89, P. 645–650.
21. Krawiec K. Genetic programming-based construction of features for machine learning and knowledge discovery tasks. *Genetic Programming and Evolvable Machines*. 2002, Vol. 3, No. 4, P. 329–343. Doi: 10.1023/A:1020984725014.
22. Smith M. G., Bull L. Genetic programming with a genetic algorithm for feature construction and selection. *Genetic Programming and Evolvable Machines*. 2005, Vol. 6, No. 3, P. 265–281. Doi: 10.1007/s10710-005-2988-7.
23. Specia L., Srinivasan A., Sachindra J., et al. An investigation into feature construction to assist word sense disambiguation. *Machine Learning*. 2009, Vol. 76, No 1, P. 109–136. Doi: 10.1007/s10994-009-5114-x.
24. Khalid S., Khalil T., Nasreen S. A survey of feature selection and feature extraction techniques in machine learning. *2014 Science and Information Conference*. 2014, P. 372–378. Doi: 10.1109/SAI.2014.6918213.
25. Krivenko M. P. [Significance tests of feature selection for classification]. *Informatics and Applications*. 2016, Vol. 10, No. 3, P. 32–40. Doi: 10.14357/19922264160305. (In Russ.)
26. Miao J., Niu L. A survey on feature selection. *Procedia Computer Science*. 2016, Vol. 91, P. 919–926. Doi: 10.1016/j.procs.2016.07.111.
27. Chandrashekar G., Sahin F. A survey on feature selection methods. *Computers & Electrical Engineering*. 2014, Vol. 40, No. 1, P. 16–28. Doi: 10.1016/j.compeleceng.2013.11.024.
28. Xue B., Zhang M., Browne W. et al. A survey on evolutionary computation approaches to feature selection. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. 2015, Vol. 20, No. 4, P. 606–626. Doi: 10.1109/TEVC.2015.2504420.
29. Coello C. Theoretical and numerical constraint-handling techniques used with evolutionary algorithms: a survey of the state of the art. *Computer methods in applied mechanics and engineering*. 2002, Vol. 191, No. 11–12, P. 1245–1287. Doi: 10.1016/S0045-7825(01)00323-1.
30. Barbosa H. J. C., Lemonge A. C. C. An adaptive penalty method for genetic algorithms in constrained optimization problems. *Frontiers in Evolutionary Robotics*. 2008. Doi: 10.5772/5446.
31. UCI Machine Learning Repository Available at: <https://archive.ics.uci.edu/ml/index.php> (accessed 09.01.2021).
32. Opitz J., Burst S. Macro fl and macro fl. Preprint arXiv:1911.03347. Available at: <https://arxiv.org/abs/1911.03347> (accessed 25.02.2021).
33. Pedregosa F., Varoquaux G., Gramfort A. et al. Scikit-learn: Machine learning in Python. *Journal of machine Learning research*. 2011, Vol. 12, P. 2825–2830.
34. Dong G., Liao G., Liu H., Kuang G. A review of the autoencoder and its variants: A comparative perspective from target recognition in synthetic-aperture radar images. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*. 2018. Vol. 6, No. 3, P. 44–68. Doi: 10.1109/MGRS.2018.2853555.

Денисов Максим Андреевич – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: max_denisov00@mail.ru.

Сопов Евгений Александрович – кандидат технических наук, доцент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

Denisov Maksim Andreevich – postgraduate; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: max_denisov00@mail.ru.

Sopov Evgenii Aleksandrovich – PhD (CS), associate professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

УДК 004.021

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-32-46

Для цитирования: Карцан И. Н., Ефремова С. В. Мультиверсионная модель программного обеспечения систем управления космическим аппаратом с ранжированием принятия решения // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 32–46. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-32-46.

For citation: Kartsan I. N., Efremova S. V. Multiversion model of software control systems for space vehicles with range of decision-making // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 32–46. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-32-46.

Мультиверсионная модель программного обеспечения систем управления космическим аппаратом с ранжированием принятия решения*

И. Н. Карцан^{1, 2, 3**}, С. В. Ефремова²

¹ФГБУН ФИЦ «Морской гидрофизический институт РАН»

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

²Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

³Севастопольский государственный университет

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

**E-mail: kartsan2003@mail.ru

В статье представлена мультиверсионная модель с ранжированием альтернатив в порядке предпочтения с учетом зависимости атрибутов при проектировании программного обеспечения для системы управления космическими аппаратами различного класса. Применяемое программное обеспечение с набором алгоритмов, базирующихся на общей схеме метода ветвей и границ, позволяет определять точное решение оптимизационной задачи.

Для достижения наибольшей надежности программной составляющей систем управления космическими аппаратами, построенной с использованием методологии мультиверсионного программирования, в единую структуру объединяется большое количество версий программных модулей.

В то время как программные комплексы даже без введения избыточных элементов характеризуются как сложные системы, говорить о широком использовании переборных методов для их формирования не приходится.

Использование предложенного модифицированного метода упорядоченного предпочтения через сходство с идеальным решением позволит решить задачу выбора лучшей вычислительной системы из ряда доступных систем. Данный подход становится все более возможным по причине колоссального прогресса в технологиях проектирования и производства вычислительной техники. Даже так называемые персональные компьютеры предоставляют вычислительные возможности, которые некоторое время назад казались невозможными для компьютеров – представителей значительно более мощного класса вычислительной техники – суперкомпьютеров.

Ключевые слова: мультиверсионная модель, программное обеспечение, системы управления космическими аппаратами, алгоритм, многоатрибутивные методы принятия решений.

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-37-90076.

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

The research was carried out with the financial support of the RFBR in the framework of scientific project No. 19-37-90076.

This study was supported by the Russian Federation State Task № 0555-2021-0005.

Multiversion model of software control systems for space vehicles with range of decision-making

I. N. Kartsan^{1, 2**}, S. V. Efremova²

¹Marine Hydrophysical Institute, Russian Academy of Sciences
2, Kapitanskaya St., Sevastopol, 299011, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

³Sevastopol State University
33, Universitetskaya St., Sevastopol, 299053, Russian Federation

^{**}E-mail: kartsan2003@mail.ru

The paper presents a multiversion model with ranking of alternatives in order of preference, taking into account the dependence of the attributes in the design of software for spacecraft control systems of various classes. The applied software with a set of algorithms, based on the general scheme of the method of branches and borders allow to determine the exact solution of the optimization problem.

To achieve the highest reliability of the software component of spacecraft control systems built with the use of multiversion programming methodology, a large number of versions of software modules are combined into a single structure.

While software complexes even without introduction of redundant elements are characterized as complex systems, there is no need to speak about wide use of enumerative methods for their formation.

Using the proposed modified method of ordered preference through similarity to an ideal solution, will allow to solve the problem of choosing the best computing system from a number of available systems. This approach is becoming increasingly possible because of the tremendous progress in computing design and manufacturing technology. Even the so-called personal computers provide computational capabilities that some time ago seemed impossible even for computers representing a much more powerful class of computing equipment – supercomputers.

Keywords: multiversion model, software, spacecraft control systems, algorithm, multi-attribute decision-making methods.

Введение. На этапе проектирования облика систем управления космических аппаратов происходит принятие решений по выбору состава мультиверсионного программного обеспечения системы с использованием метода нечеткого программирования. Это позволяет проектировщику задать степень «предпочтения атрибутов» и возможный «процент достижимости» целей при выборе того или иного варианта формирования состава мультиверсионного программного обеспечения [1–3]. Результатом, как правило, является множество недоминируемых решений задачи формирования мультиверсионного программного обеспечения системы управления.

Задача формирования комплекса мультиверсионного программного обеспечения систем управления космическими аппаратами представляет собой задачу условной оптимизации монотонной псевдобулевой функции.

Наиболее универсальным из всех методов дискретной оптимизации является метод полного перебора, когда для нахождения наилучшего значения целевой функции обследуются все допустимые решения [4].

В этом направлении разрабатывались алгоритмы двух основных типов: неявный полный перебор, где увеличение скорости нахождения оптимального решения реализовано через сужение

области поиска и сокращение общего числа вычислений в алгоритме, и схема метода ветвей и границ с разбиением области поиска решения на меньшие подобласти.

Среди точных алгоритмов первого типа следует выделить процедуры, использующие для усиления вычислительных возможностей точных алгоритмов идеи сужения области поиска за счет особенностей функций-элементов решаемой оптимизационной задачи и наискорейшего обхода области поиска по соседним точкам, с использованием отношений на пространстве булевых переменных [5].

К алгоритмам схемы ветвей и границ [6] отнесены алгоритмы поиска решений на подкубах [7–8]. Процедуры этого вида различаются лишь способом организации разбиения области поиска решения на подкубы, т. е. способом представления исходной оптимизационной задачи в виде некоторого числа задач меньшей размерности [9].

Большое количество модулей мультиверсионного программного обеспечения систем управления космическими аппаратами, их избыточные версии, а также ограничения реальных потребностей такие, например, как стоимость разработки, внедрения и модификации системы, ставят перед проектировщиком задачу принятия решений по выбору оптимального состава мультиверсионного программного обеспечения системы с учетом ряда атрибутов [10–13].

При существовании достаточно большого числа альтернатив при их оценке в значительной мере сказываются качества самого лица, принимающего решение, его субъективные предпочтения. Поэтому, производя выбор лучшей альтернативы из ряда предложенных, нужно учитывать субъективность в оценках лиц, принимающих решений [14].

Модель общего ранжирования при выборе оптимального решения. В новых информационных технологиях принятием решений считают набор решений в условиях определенности, позволяющих выбрать однозначные, непротиворечивые, корректные решения на основе формализованных моделей объектов управления и окружающей их среды. Принятием решений следует считать и формирование неких вероятностных решений в условиях неопределенности [11].

К задачам поддержки принятия решений в новых информационных технологиях относятся все задачи, включая класс задач в условиях неопределенности, окончательное решение которых осуществляется вне используемой технологии. В этих случаях информацию преобразуют к виду, упрощающему и облегчающему принятие решений иными методами.

Можно констатировать, что в настоящее время для поддержки принятия решений используют различные методы и подходы, которые в совокупности дополняют друг друга. Принятие решений включает выбор последовательности действий и ее реализацию. Поддержка принятия решений основана на получении многовариантных решений с использованием разных методов.

Методология поддержки принятия решений включает разнообразные схемы и технологии, может реализоваться частично или полностью с использованием программно-информационных систем.

Простейшая модель принятия решения включает четыре основных, циклически повторяющихся этапа:

- сбор, анализ и преобразование данных;
- получение вариантов решений (альтернатив);
- разработка критериев оценки решений;
- выбор одного из вариантов на основе выбранных критериев.

Возможны разные условия и ситуации, в которых требуется принимать решения. Существуют разные уровни принятия решений. Верхним является концептуальный уровень. Он позволяет составить обобщенную схему. Технология принятия решений в общем случае включает следующие этапы:

- возникновение проблемы или задачи, требующей решения;
- формирование проблемы на вербальном уровне;
- поиск информации, необходимой для принятия решения;
- формализация постановки задач;
- анализ и обработка информации;
- формирование набора альтернатив;
- получение прогнозных оценок;
- оценка результатов принятия решения.

На первом этапе возникает проблема или задача, которая требует решения. Как правило, она формируется на вербальном (неформализованном) уровне общения.

После этого осуществляют поиск и сбор информации в аспекте данной проблемы или задачи. При этом собирают не только данные, необходимые для решения, но и информацию о методах решения подобных задач. После этого осуществляют формализацию или формирование проблемы на формальном уровне [15].

На этапе анализа и обработки информации осуществляют комплексную обработку, включающую компьютерные методы и экспертный анализ; прямой расчет и эвристические методы; оптимизационные методы.

Возможное изменение условий предусматривается получением наборов решений. Взаимоисключающие решения называют альтернативами. Поэтому для полноты и учета изменяющихся условий в результате анализа осуществляют формирование альтернатив, что представлено как важный этап в схеме принятия решений. Представление обобщенных данных осуществляют в виде, удобном для принятия решений.

Следующим этапом и одним из наиболее важных является этап получения прогнозных оценок. На этом этапе с использованием имеющихся вариантов решений, информации об условиях и методах получения прогноза получают прогнозные оценки, а также обосновывают выбор метода прогнозирования и метода верификации прогноза.

После получения комплекса данных: альтернатив, информации о динамике условий, прогнозных оценок, оценки надежности прогноза и др., производят комплексную обработку с использованием экспертного подхода. Эта схема может работать при разных технологиях и уровнях управления.

Следует подчеркнуть связь перечисленных этапов. Они образуют иерархическую последовательность. Если на одном из этапов отсутствует возможность его реализации, то переход к последующим не осуществляется. Поддержка при принятии решений означает, что группа этих методов направлена не только на получение решений, но и на подготовку рекомендаций для лица, принимающего решения. Таким образом, поддержка принятия решений включает три группы задач.

1. Получение не одного, а совокупности решений.
2. Подготовка критериев для оценки полученных решений.
3. Выбор решения из имеющейся совокупности.

При формировании решений и их оценок существует проблема корректного извлечения необходимой информации.

Применение современных технологий и методов принятия решений требует применения формализованных данных. Поэтому эффективность методов получения решения и поддержки принятия решений зависит от формализации задачи. Так, при декомпозиции сложной задачи до операционного уровня и полной формализации условий решения задачи на этом уровне эффективно для получения решений использование методов исследования операций. При невозмож-

ности декомпозиции и полной формализации используют методы статистической оценки, теорию нечетких множеств и др.

Выбор лучшего варианта формирования мультиверсионного программного обеспечения системы из всего множества возможных реализаций возможно произвести с помощью компенсационной модели многоатрибутивного принятия решений, которая позволяет выполнить общее ранжирования альтернатив на основе порядка их предпочтения по отдельным атрибутам и взаимосвязи между ними и определить наилучший вариант формирования мультиверсионного программного обеспечения.

Разрабатываемая модель принятия решений по составу мультиверсионного программного обеспечения системы предполагает ранжирование возможных вариантов их формирования в порядке предпочтения. Вариант, получивший первый ранг, является наилучшим. Использование в качестве входных данных только порядка предпочтения позволяет избежать масштабирования атрибутов качественного типа [16; 17].

Данная модель основывается на ранжировании альтернатив по отдельным атрибутам. На основе такого «частного» ранжирования определяется общий порядок предпочтительности альтернатив с учетом всех атрибутов и связи между ними.

Существует линейный метод назначения, который позволял выполнить общее ранжирование альтернатив [18]. Согласно данному методу, общий ранг рассчитывался как сумма рангов по отдельным атрибутам. При этом информация о взаимосвязи между атрибутами игнорировалась:

$$r_{i\text{общ}} = \sum_{j=1}^n r_{ij}, \quad i = \overline{1, m}, \quad (1)$$

где m – количество альтернатив; n – количество атрибутов; r_{ij} – ранг i -й альтернативы по j -му атрибуту; r – количество рангов ($r = m$).

Однако для большинства задач принятия решений и, в частности, для выбора варианта формирования мультиверсионного программного обеспечения системы, важно учитывать данную зависимость [19]. В связи с этим, на основе данного метода была разработана компенсационная многоатрибутивная модель общего ранжирования альтернатив в порядке предпочтения с учетом зависимости атрибутов.

Идея компенсации в данном случае заключается в учете зависимости между атрибутами: изменение значения одного из них приводит к изменению значений каких-либо других атрибутов.

Определим матрицу π как квадратную неотрицательную матрицу $m \times m$, чьи элементы π_{ik} представляют количество (или частоту) ранжирования альтернативы A_i по r -му рангу. Матрица π формируется на основе матрицы ранжирования альтернатив по отдельным атрибутам D :

$$\pi_{ik} = \sum_{l=1}^n I(D_{jl}^i) \cdot w_l; \quad i = \overline{1, m}; \quad j = \overline{1, r}, \quad (2)$$

$$I(D_{jl}^i) = \begin{cases} 1, & \text{если } D_{jl}^i = i, \\ 0, & \text{если } D_{jl}^i \neq i, \end{cases} \quad (3)$$

где $I(x)$ – индикаторная функция; w_l – весовой коэффициент l -го атрибута.

При различных весовых коэффициентах элементы матрицы π представляют сумму весов атрибутов соответствующего ранга. Предполагается, что весовые коэффициенты нормированы.

Очевидно, что π_{ik} определяет вклад альтернативы A_i в общее ранжирование. Чем больше значение π_{ik} , тем более справедливо назначение альтернативе A_i r -го ранга.

Определим матрицу перестановки Q , как квадратную матрицу $m \times m$, чьи элементы $Q_{ir} = 1$, если альтернативе A_i назначается общий ранг r , и $Q_{ir} = 0$, в противном случае. Целевая функция может быть записана в следующем виде:

$$\max_{Q^r} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^r \pi_{ik} Q_{ir} \quad (4)$$

при условиях

$$\sum_{j=1}^r Q_{ir} = 1; i = \overline{1, m}, \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^m Q_{ir} = 1; j = \overline{1, r}. \quad (6)$$

Условия означают, что альтернативе A_i может быть назначен только один ранг и ранг r может быть назначен только одной альтернативе.

Обозначим оптимальную матрицу перестановки, представляющую решение указанной выше задачи линейного программирования, как Q^* . Тогда, оптимальное упорядочение может быть достигнуто перемножением матрицы A , содержащей номера альтернатив, на Q^* .

Рассмотрим пример модельный применения предлагаемой компенсационной многоатрибутивной модели общего ранжирования при выборе одной из трех альтернатив. Пусть все атрибуты имеют возрастающее предпочтение, т. е. чем больше значение атрибута, тем более предпочтительна альтернатива.

Положим, что ранги этих альтернатив по трем отдельным атрибутам соответствуют приведенным в табл. 1. Так, первая альтернатива имеет по первому атрибуту первый ранг, по второму – первый ранг и по третьему – второй.

Таблица 1

Ранжирование альтернатив по отдельным атрибутам

Атрибут		1	2	3
Ранг	1	A1	A1	A2
	2	A2	A3	A1
	3	A3	A2	A3

Ранжирование по отдельным атрибутам может быть представлено в виде матрицы D , элементами которой являются индексы ранжируемых альтернатив:

$$D = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 2 \\ 2 & 3 & 1 \\ 3 & 2 & 3 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

На основе данной матрицы можно получить матрицу π , элементы которой представляют собой количество назначения альтернативе каждого из рангов. Так, первой альтернативе первый ранг был назначен дважды, второй ранг – один раз и третий – ни разу, что соответствует значения в первой строке матрицы:

$$\pi = \begin{bmatrix} 2 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 \\ 0 & 1 & 2 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Для весовых коэффициентов $w_1 = 0,2$, $w_2 = 0,4$, $w_3 = 0,4$ элементы матрицы π изменятся следующим образом:

$$\pi = \begin{bmatrix} 0,2+0,4 & 0,4 & 0 \\ 0,4 & 0,2 & 0,4 \\ 0 & 0,4 & 0,2+0,4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,6 & 0,4 & 0 \\ 0,4 & 0,2 & 0,4 \\ 0 & 0,4 & 0,6 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Оптимальная матрица перестановок Q^* , определяющая общий ранг каждой из альтернатив, имеет вид

$$Q^* = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

Видно, что первая альтернатива (ей соответствует первый столбец) имеет общий ранг, равный единице (первая строка), вторая альтернатива получила второй ранг и третья – третий. На основе матрицы Q^* получаем следующий порядок предпочтений:

$$A1 \succ A2 \succ A3. \quad (11)$$

Компенсационная модель многоатрибутивного принятия решений позволяет выполнить общее ранжирование альтернатив в порядке предпочтения, основываясь на ранжировании по отдельным атрибутам и взаимосвязи между атрибутами. Достоинством данной модели являются уникальные преимущества при практическом применении. Все, что требуется от эксперта при сборе данных – задание порядка предпочтения альтернатив по атрибутам. Такой подход позволяет избежать трудностей, возникающих при создании шкалы оценки атрибутов.

Алгоритмы оптимизации. *Алгоритмы неявного полного перебора.* В модели с последовательной организацией программных модулей комплекс мультиверсионного программного обеспечения определяется состоящим из набора программных модулей последовательного исполнения, для чего вводится множество I , $card(I) = I$. Множество модулей делится на классы, т. е. вводится множество классов программных модулей (J , $card(J) = J$). Относя некий программный модуль к определенному классу, ему назначается решение соответствующей промежуточной «типовой» задачи управления или обработки информации. Объединение «типовых» программных модулей в комплексы способствует формированию процесса решения общей целевой задачи системы управления.

С целью реализации модулей одного класса назначается программный модуль, который, в свою очередь, для обеспечения гарантоспособности исполнения реализуется с применением методологии мультиверсионного программирования. Для каждого программного модуля в соответствии с исходными спецификациями разрабатывается S_j , ($j = \overline{1, J}$) функционально эквивалентных версий. Таким образом, вводится вектор $S = \{S_j\}$, ($j = \overline{1, J}$), элементами которого являются числа, равные количеству версий программных модулей (S_j – число версий модуля, решающего задачу класса j – реализующих модуль класса j).

В результате определяется множество всех программных модулей K , тогда $K = card(K)$ характеризует общее число программных модулей, включаемых в проектируемый программный комплекс.

Кроме того, определяется множество B , $card(B) = I$ принадлежности задач классам, мощность которого равна числу задач в системе, а каждый элемент этого множества равен номеру класса, которому принадлежит задача. Таким образом, элемент B_i множества B представляет номер типового модуля, с помощью которого решается i -я задача управления в общем управляющем комплексе.

Введем булевы переменные:

$$X_s^i = \begin{cases} 1, & \text{если для реализации } i\text{-й } (i = \overline{1, I}) \text{ задачи} \\ & \text{используется } s\text{-я } (s = \overline{1, S_{B_i}}) \text{ версия модуля } B_i \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (12)$$

Введенные переменные разворачиваются в вектор участия, формально описывающий возможные варианты формирования состава мультиверсионного комплекса программ. Задача оптимального формирования мультиверсионного программного обеспечения состоит в нахождении набора мультиверсий, который определяет наибольшую надежность программного комплекса при соблюдении определенного уровня финансовых затрат на создание системы [7; 8; 20]. Сформулированная таким образом задача с использованием введенных ранее обозначений была формализована следующим образом:

$$\max R_{NVS1}(X) = \prod_{i=1}^I R_i(X), \quad (13)$$

где $R_i(X) = 1 - \prod_{s=1}^{S_{B_i}} (1 - R_{B_iS})^{X_s^i}$ – оценка надежности i -го программного модуля в составе мультиверсионного комплекса программ; R_{B_iS} – оценка надежности s -й версии i -го программного модуля.

Ограничение на стоимость проектируемого комплекса программ имеет вид

$$C_{NVS1}(X) \leq B, \quad (14)$$

где

$$C_{NVS1}(X) = \sum_{i=1}^I \sum_{s=1}^{S_{B_i}} X_s^i \cdot C_{B_iS}, \quad (15)$$

C_{B_iS} – уровень финансовых затрат на реализацию s -й версии i -го программного модуля проектируемого комплекса программ.

Таким образом, в формальной постановке данного вида задача оптимального формирования мультиверсионного программного обеспечения формулируется как нахождение значений компонент вектора X , таких, что функция надежности программного комплекса (13) принимает свое наибольшее значение при непревышении функцией стоимости (14) определенного значения B .

Для однозначного описания задач формирования комплексов мультиверсионного программного обеспечения, равно как и для конвертирования двух индексов булевых переменных X_s^i , определенных в (12), в один номер компоненты вектора участия необходимо определить процедуру формирования вектора участия и, соответственно, алгоритм определения индексов компонент этого вектора [21–23].

Во второй оптимизационной модели, модели с последовательно-параллельной организацией программных модулей, мультиверсионный программный комплекс также рассматривается состоящим из набора задач управления последовательного исполнения (множество $\mathbf{I}$, $\text{card}(\mathbf{I}) = I$). Подобно первой модели модули программного обеспечения по потребным функциям делятся на J типов, т. е. определяется множество типовых задач управления – множество классов задач – $\mathbf{J}$, $\text{card}(\mathbf{J}) = J$.

Но, в отличие от модели с последовательной организацией модулей, каждая задача $i = \overline{1, I}$ программного комплекса реализуется не одним модулем, а некоторой совокупностью

программных модулей, которая задается в векторе $\mathbf{J}_i$, где $\mathbf{J}_i = \{j_1^i, \dots, j_{J_i}^i\}$, следовательно, $card(\mathbf{J}_i) = J_i$ – число программных модулей, участвующих в решении i -й задачи и $j_k^i, k = \overline{1, J_i}$ – номер класса, к которому принадлежит k -й программный модуль.

Каждая типовая задача из множества $\mathbf{J}$ реализуется с помощью отказоустойчивого программного модуля, разработанного с использованием подхода мультиверсионного программирования, т. е. каждому элементу множества $\mathbf{J}$ поставлен в соответствие набор версий определяемого им модуля ($\mathbf{V}_k$ – множество версий модуля $k, k = \overline{1, J}$, $S_k = card(\mathbf{V}_k)$ число версий модуля k). Таким образом, для каждого программного модуля в соответствии с исходными спецификациями разрабатывается $S_j, (j = \overline{1, J})$ функционально эквивалентных версий, т. е. вводится вектор $\mathbf{S} = \{S_j\}, (j = \overline{1, J})$, элементами которого являются числа равные количеству версий программных модулей (S_j – число версий модуля, реализующих модуль класса j).

Как и в первой модели, для формального описания структуры проектируемого комплекса мультиверсионного программного обеспечения вводится вектор участия X , компонентами которого являются булевы переменные X_{ks}^i , такие что

$$X_{ks}^i = \begin{cases} 1, \text{ если для реализации } i\text{-й } (i = \overline{1, I}) \text{ задачи} \\ \text{используется } s\text{-я } (s = \overline{1, S_{j_k^i}}) \text{ версия модуля } k = (k = \overline{1, J_i}), \\ 0, \text{ в противном случае.} \end{cases} \quad (16)$$

Аналогично модели с последовательной организацией программных модулей, задача оптимального формирования мультиверсионного программного обеспечения в данной модели заключается в определении набора мультиверсий, характеризующего наибольшую надежность программного комплекса при непревышении установленного бюджета на создание системы, т. е. формально задача оптимизации ставится следующим образом:

$$\max R_{NVS2}(X) = \prod_{i=1}^I R_i(X), \quad (17)$$

где

$$R_i(X) = \prod_{k=1}^{J_i} R_k^i(X), \quad (18)$$

а

$$R_k^i(X) = 1 - \prod_{s=1}^{S_{j_k^i}} \left(1 - R_{j_k^i, s}^i\right)^{X_{ks}^i}, \quad (19)$$

при том, что $R_i(X)$ – оценка надежности i -го набора программных модулей в составе мультиверсионного комплекса программ; $R_k^i(X)$ – оценка надежности k -го программного модуля в составе i -го набора, $R_{j_k^i, s}^i$ – оценка надежности s -й версии k -го программного модуля в составе i -го набора.

Ограничение на стоимость проектируемого комплекса программ определяется выражением

$$C_{NVS2}(X) \leq B, \quad (20)$$

где

$$C_{NVS2}(X) = \sum_{i=1}^I \sum_{k=1}^{J_i} \sum_{s=1}^{S_{j_k^i}} X_{ks}^i \cdot C_{j_k^i, s}^i, \quad (21)$$

$C_{j_k^i, s}$ – уровень затрат на реализацию s -й версии k -го программного модуля в составе i -го набора проектируемого комплекса мультиверсионного программного обеспечения.

Очевидно, что если среди множества всех граничных точек выделить две наиболее близкие к точке X_o , все координаты которой равны нулю, и наиболее удаленную от X_o граничную точку и определить уровни $I_{\min}$ и $I_{\max}$ точки X_o , соответствующие этим двум точкам, то станет возможным сужение области поиска решений, так как, бесспорно, решение полученной оптимизационной задачи будет принадлежать множеству, определяемому следующим выражением:

$$S = \bigcup_{i=I_{\min}}^{I_{\max}} O_i(X^o), \quad (22)$$

где X^o – точка пространства булевых переменных, такая что $X_i^o = 0, i = \overline{1, n}$.

Таким образом, чтобы найти решение задачи достаточно определить уровни $I_{\min}$ и $I_{\max}$ точки X_o и сравнить значения целевой функции в элементах множества S , определяемого выражением (22).

Данное свойство позволяет значительно уменьшить вычислительные затраты на поиск точного решения, ускоряя тем самым выполнение процедуры поиска. Мощность множества S определяется следующим выражением

$$\text{card}S = \sum_{k=I_{\min}}^{I_{\max}} C_n^k, \quad (23)$$

где C_n^k – число сочетаний из n элементов по k .

Также неоспоримым является тот факт, что по причине аддитивного характера функций (15) и (19) ближайшая к точке X_o граничная точка будет характеризоваться соответствием ее единичных координат наибольшим слагаемым указанных выражений. Т. е. для того, чтобы достичь из X_o ближайшей к ней граничной точки, необходимо следовать пути наибольшего возрастания функций (15) и (21).

Алгоритм 1. Алгоритм определения уровня $I_{\min}$ точки X_o .

1. Принимаем $I = 0$, $X \in B_2^n : X_i = 0, i = \overline{1, n}$.

2. Формируем множество стоимостей версий программных модулей проектируемой системы

C , $\text{card}(C) = n$, где n определяется как $n = \sum_{i=1}^I S_{B_i}$ или $n_{NVS2} = \sum_{i=1}^I \left(\sum_{k=1}^{M_i} S_{j_k^i} \right)$, в зависимости от решаемой задачи.

3. Из условия $C_k = \max C_i, i = \overline{1, n}, X_i = 0$ определяем k .

4. Назначаем $X_k = 1$.

5. Если X_k принадлежит множеству допустимых решений, то устанавливаем $I = I + 1$ и переходим к 3, в противном случае, остановка алгоритма.

Алгоритм определения наиболее удаленной от X_o граничной точки (алгоритм определения уровня $I_{\max}$ точки X_o) строится аналогично алгоритму 1, за исключением того, что в пункте 3 следует определять k из условия минимального прироста функции, т. е. определяется k , такое, что $C_k = \min C_i, i = \overline{1, n}, X_i = 0$.

Схема поиска на множестве решений, определяемом выражением (22), реализована в алгоритме усеченного полного перебора.

Алгоритм 2. Алгоритм усеченного полного перебора.

1. Определяем параметры $I_{\min}$ и $I_{\max}$, соответствующие решаемой задаче.
2. Принимаем $I = I_{\min}$.
3. Определяем вектор X_I^* , такой, что $R(X_I^*) = \max R(X)$, $X \in O_I(X^0)$.
4. Повторяем пункты 2, 3 для всех $I = \overline{I_{\min}, I_{\max}}$.
5. За решение задачи принимается вектор X^* , определяемый из условия $R(X^*) = \max R(X_I^*)$, $I = \overline{I_{\min}, I_{\max}}$.

Следует также выделить следующее свойство псевдобулевых функций (15) и (21): если две соседние друг к другу точки X и Y отличаются значением некоторой i -й компоненты, причем $X_i = 0$, то $C(Y) = C(X) + C_i$, где C_i – стоимость включения в структуру мультиверсии, соответствующей i -й компоненте вектора участия. Таким образом, вид ограничения в построенных оптимизационных задачах позволяет избавиться от полного вычисления выражений (15) и (21) в каждой точке, если обход области поиска решения организован как перемещение по соседним точкам. Полностью значение функции-ограничения для каждой из моделей вычисляется в некоторой начальной точке поиска. Все же последующие значения этой функции получаются прибавлением либо вычитанием соответствующей величины при переходе по соседним точкам.

С целью утилизации вышеописанного свойства построенной оптимизационной задачи была реализована процедура обхода графа булевых переменных по соседним точкам, причем каждая точка области решений просматривается алгоритмом обхода только один раз, что позволяет избежать повышения вычислительной сложности поисковых процедур. В основе этого алгоритма обхода области поиска лежит возможность представления любого подкуба в виде объединения его нижней базовой точки и объединения непересекающихся подкубов меньших размерностей. Такой способ обхода области поиска реализован в алгоритме неявного перебора с обходом области поиска по соседним точкам.

Алгоритм 3. Алгоритм усеченного неявного перебора с обходом области поиска по соседним точкам.

1. Определяем параметры $I_{\min}$ и $I_{\max}$, соответствующие решаемой задаче.
2. Принимаем $X \in B_2^n : X_i = 1 \forall i \leq I_{\min}$, $k = 0$.
3. С помощью алгоритма неявного перебора с обходом области поиска по соседним точкам определяем X_k^* – точку, дающее наибольшее значение целевой функции на данном этапе.
4. Генерируем следующую точку $X \in O_{X^0}(I_{\min})$, $k = k + 1$.
5. Шаги 3, 4 повторяем $C_n^{I_{\min}}$ раз, где C_n^k – число сочетаний из n по k .
6. За решение принимаем точку $X^* = \max X_k^*$, $k = \bar{1}$, $C_n^{I_{\min}}$.

Алгоритмы схемы метода ветвей и границ. Во второй группе точных поисковых процедур начальная задача разбивается на несколько меньших по размерности подзадач через разбиение области поиска. Разбиение области поиска решения, в свою очередь, реализовано как разбиение пространства булевых переменных на множество непересекающихся подкубов, полностью покрывающих все пространство B_2^n . Общая схема алгоритмов, построенных с использованием данного метода, выглядит следующим образом.

Алгоритм 4. Схема метода ветвей и границ (разбиение булевого гиперкуба на подкубы).

1. Область поиска, представленная (в общем случае) подкубом в бинарном пространстве, разбивается на R непересекающихся подкубов.

2. Определяется принадлежность граничных точек каждому из подкубов.

3. Если r -му ($r = \overline{1, R}$) подкубу принадлежит хотя бы одна граничная точка, то с использованием методов неявного полного перебора находится и запоминается точка X_r подкуба, дающая лучшее значение целевой функции, удовлетворяющее ограничениям.

4. Лучшее из «локальных» решений принимается за решение задачи $f(X^*) = \min, r = \overline{1, R}$.

В общем случае предлагаются два метода разбиения нулевого гиперкуба на подкубы: разбиение B_2^n на $2^{n-n_{sub}}$ подкубов одинаковой размерности $n_{sub} < n$ и метод рекурсивного деления подкубов на два равных по мощности подкуба, размерность которых, очевидно, на единицу меньше размерности делимого подкуба. В основе разбиения пространства булевых переменных на подкубы лежит соответствующее свойство вектора-маски.

Заключение. Оптимизационные задачи, к которым сводится задача формирования комплекса мультиверсионного программного обеспечения, представляют собой задачи так называемого «рюкзачного» типа. Однако особенности целевых функций в оптимизационных моделях не позволяют для их эффективной реализации использовать алгоритмы решения задачи о рюкзаке, разработанные ранее.

Утилизация свойств пространства булевых переменных, в том числе и свойств и отношений подкубов, позволяет разработать эффективные регулярные процедуры реализации построенных оптимизационных моделей, определяющие точное решение задач оптимизации.

Выбор лучшего варианта формирования мультиверсионного программного обеспечения системы основывается на реализации многовариантных решений при применении различных методов многоатрибутивного принятия решений. Компенсационная модель многоатрибутивного принятия решений учитывает информацию о взаимосвязи между атрибутами. Идея компенсации в данном случае заключается в учете зависимости между атрибутами: изменение значения одного из них приводит к изменению значений каких-либо других атрибутов. Модифицированный многоатрибутивный метод упорядоченного предпочтения через сходство с идеальным решением позволяет найти наилучший вариант формирования мультиверсионного программного обеспечения системами в множестве альтернатив любой мощности.

Экспериментальные данные показывают преимущество по времени поиска решения алгоритма неявного перебора с обходом области поиска по соседним точкам перед алгоритмами схемы метода ветвей и границ.

Библиографические ссылки

1. Волков В. А. Многоатрибутивный выбор компонент отказоустойчивого программного обеспечения // Вестник университетского комплекса. 2006. Вып. 8 (22). С. 208–211.
2. Ковалев И. В., Савин С. В. Оптимальное формирование избыточной структуры для отказоустойчивых информационных систем // Исследовано в России. 2004. Т. 7. С. 1123–1129.
3. The hardware and software implementation of the adaptive platform for an onboard spacecraft control system / I. N. Kartsan, A. O. Zhukov, O. A. Platonov, S. V. Efremova // Journal of Physics : Conference Series. 2019. Vol. 1399, No. 3. P. 033071.
4. Choice of optimal multiversion software for a small satellite ground-based control and command complex / I. N. Kartsan, S. V. Efremova, V. V. Khrapunova, M. I. Tolstopiatov // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 450, No. 2. P. 022015.

5. Formation of optimal composition of the modules of single-function multiversion software for automated control system of the satellite communication system / V. I. Kudymov, V. V. Brezitskaya, P. V. Zelenkov, I. N. Kartsan, Yu. N. Malanina // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 450, No. 5. P. 052009.
6. Kovalev I., Davydenko O. Interactive system for spacecraft technological control cycle construction // Program and Abstracts of Int. Symposium SOR'96. TU-Braunschweig (4–6 Sept. 1996). 1996. P. 195.
7. Stupina A. Realization of conventional pattern of random search methods in the space of Boolean variables // Optimization Days. Montreal, 1997. P. 98–112.
8. Юнусов Р. В. Моделирование программных архитектур автоматизированных систем управления // Управляющие и вычислительные системы. Новые технологии : материалы Всерос. электрон. науч.-техн. конф. Вологда : ВоГТУ, 2001. С. 60–61.
9. Stupina A., Antamoshkin A. The random search algorithms in the space of Boolean variables // Symp. OR'97. Jena, 1997. P. 112–118.
10. How to use neural network and web technologies in modeling complex technical systems / M. G. Semenenko, I. V. Kniazeva, L. S. Beckel et al. // IOP Conference Series : Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 537, No. 3. P. 032095.
11. Семенько Т. И. Многоатрибутивный подход к формированию программного обеспечения отказоустойчивых систем управления // Успехи современного естествознания, 2004. Вып. 6. С. 32–33.
12. Ковалев И. В., Царев Р. Ю. Комбинированный метод формирования мультиверсионного программного обеспечения управления космическими аппаратами // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 9. С. 8–14.
13. Царев Р. Ю. Многоатрибутивное принятие решений в мультиверсионном проектировании : монография. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2005. 156 с.
14. Efremova S. V., Kartsan I. N., Zhukov A. O. An ordered ranking multi-attributive model for decision-making systems with attributes of control systems software // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. Vol. 1047. P. 012068.
15. Kartsan I. N. Models for Estimating the Reliability of the Software of an Onboard Control System // Research journal of pharmaceutical biological and chemical sciences. 2018. Vol. 9, No. 5. P. 2357–2367.
16. Царев Р. Ю. Анализ качественных и количественных атрибутов на этапе проектирования отказоустойчивых программных систем // Системы управления и информационные технологии. 2006. № 3 (25). С. 95–101.
17. Царев Р. Ю. Компенсационная модель многоатрибутивного принятия решений при формировании информационных систем управления // Проблемы теории и практики управления. 2007. № 9. С. 63–68.
18. Царев Р. Ю. Преобразование атрибутов при многоатрибутивном принятии решения / Решетневские чтения : тез. докл. V Всерос. научн.-практ. конф. студентов, аспирантов молодых специалистов (12–15 ноября 2001, г. Красноярск). Красноярск, 2001. С. 119–120.
19. Ching-Lai Hwang, Kwangsun Yoon. Multiple Attribute Decision Making. Methods and Application. Berlin : Springer-Verlag, 1981. 255 p.
20. Stupina A., Volf P. Random point processes // САКС : материалы междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2001. С. 273–276.
21. The multi-objective optimization of complex objects neural network models / V. S. Tynchenko, V. V. Tynchenko, V. V. Bukhtoyarov et al. / Indian Journal of Science and Technology. 2016. Vol. 9, No. 29. P. 99467.

22. Карасева М. В., Карцан И. Н., Зеленков П. В. Метапоисковая мультилингвистическая система // СибГАУ. 2007. № 3 (16). С. 69–70.

23. Карцан И. Н. Мультиверсионное программное обеспечение бортового комплекса управления с генетическим алгоритмом // Решетневские чтения : материалы XXI междунар. науч.-практ. конф. (08–11 ноября 2017, г. Красноярск). Красноярск, 2017. Т. 1. С. 372–373.

References

1. Volkov V. A. [Multiattribute selection of fault-tolerant software components]. *Vestnik universitetskogo kompleksa*. 2006, No. 8 (22), P. 208–211. (In Russ.)
2. Kovalev I. V., Savin S. V. [Optimal formation of redundant structure for fault-tolerant information systems]. *Issledovano v Rossii*. 2004, No. 7, P. 1123–1129. (In Russ.)
3. Kartsan I. N., Zhukov A. O., Platonov O. A., Efremova S. V. The hardware and software implementation of the adaptive platform for an onboard spacecraft control system. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019, Vol. 1399, No. 3, P. 033071.
4. Kartsan I. N., Efremova S. V., Khrapunova V. V., Tolstopiatov M. I. Choice of optimal multiversion software for a small satellite ground-based control and command complex. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018, Vol. 450, No. 2, P. 022015.
5. Kudymov V. I., Brezitskaya V. V., Zelenkov P. V., Kartsan I. N., Malanina Yu. N. Formation of optimal composition of the modules of single-function multiversion software for automated control system of the satellite communication system. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018, Vol. 450, No. 5, P. 052009.
6. Kovalev I., Davydenko O. Interactive system for spacecraft technological control cycle construction. *Program and Abstracts of Int. Symposium SOR'96*. TU-Braunschweig (4–6 Sept. 1996). 1996, P. 195.
7. Stupina A. Realization of conventional pattern of random search methods in the space of Boolean variables. *Optimization Days*. 1997, P. 98–112.
8. Yunusov R. V. [Modeling of software architectures of automated control systems]. *Materialy Vserossiiskoi elektronnoi nauch.-tekhn. konf. "Upravlyayushchie i vychislitel'nye sistemy. Novye tekhnologii"* [Materials of the All-Russian Electronic Scientific and Technical Conf. "Management and computing systems. New Technologies"]. 2001, P. 60–61. (In Russ.)
9. Antamoshkin A., Stupina A. The random search algorithms in the space of Boolean variables. *Symp. OR'97*. Jena, 1997, P. 112–118.
10. Semenenko M. G., Kniazeva I. V., Beckel L. S., Rutskiy V. N., Tsarev R. Y., Yamskikh T. N., Kartsan I. N. How to use neural network and web technologies in modeling complex technical systems. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2019, Vol. 537, No. 3, P. 032095.
11. Semenko T. I. [Multiattributive approach to the formation of fault-tolerant software control systems]. *Successes of modern natural science*. 2004, No. 6, P. 32–33. (In Russ.)
12. Kovalev I. V., Tsarev R. Yu. [Combined method of multi-version spacecraft control software formation]. *Aviation and Space Instrument Engineering*. 2006, No. 9, P. 8–14. (In Russ.)
13. Tsarev R. Yu. *Mnogoatributivnoe prinyatie reshenii v mul'tiversionnom proektirovanii: monografiya* [Multi-attributive decision making in multiversion design : monograph]. Krasnoyarsk, IPC KSTU, 2005, 156 p.
14. Efremova S. V., Kartsan I. N., Zhukov A. O. An ordered ranking multi-attributive model for decision-making systems with attributes of control systems software. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021, Vol. 1047, P. 012068.
15. Kartsan I. N. Models for Estimating the Reliability of the Software of an Onboard Control System. *Research journal of pharmaceutical biological and chemical sciences*. 2018, Vol. 9, No. 5, P. 2357–2367.

16. Tsarev R. Yu. [Analysis of qualitative and quantitative attributes in the design phase of fault-tolerant software systems]. *Control systems and information technologies*. 2006, No. 3(25), P. 95–101. (In Russ.)
17. Tsarev R. Yu. [Compensation model of multi-attribute decision making in the formation of management information systems]. *Problems of the theory and practice of management*. 2007, No. 9, P. 63–68. (In Russ.)
18. Tsarev R. Yu. [Attribute transformation in multi-attribute decision making]. *Materialy V Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials V Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2001, P. 119–120. (In Russ.)
19. Ching-Lai Hwang, Kwangsun Yoon. *Multiple Attribute Decision Making. Methods and Application*, Springer-Verlag, Berlin, 1981, 255 p.
20. Stupina A., Volf P. Random point processes. *Siberian Aviation and Space Salon*. 2001, P. 273–276.
21. Tynchenko V. S., Tynchenko V. V., Bukhtoyarov V. V., Tynchenko S. V., Petrovskiy E. A. The multi-objective optimization of complex objects neural network models. *Indian Journal of Science and Technology*. 2016, Vol. 9, No. 29, P. 99467.
22. Karaseva M. V., Kartsan I. N., Zelenkov P. V. [Meta-search multi-linguistic system]. *Vestnik SibGAU*. 2007, No. 3 (16), P. 69–70. (In Russ.)
23. Kartsan I. N. [The multiversion software of the onboard control complex with genetic algorithm]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2017, P. 372–373. (In Russ.)

© Карцан И. Н., Ефремова С. В., 2021

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

Ефремова Светлана Владимировна – аспирант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: efremova_svet@sibsau.ru.

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

Efremova Svetlana Vladimirovna – Postgraduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: efremova_svet@sibsau.ru.

УДК 681.5.073

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-47-60

Для цитирования: Моделирование системы ориентации панели солнечной батареи на базе нечеткой логики в среде визуального моделирования SimInTech / А. В. Чубарь, В. В. Устименко, Л. А. Михайленко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 47–60. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-47-60.

For citation: Chubar A. V., Ustimenko V. V., Mikhaylenko L. A., Myznikova V. A., Matskevich Y. A. Simulation of solar panel orientation system based on fuzzy logic in SimInTech visual simulation environment // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 47–60. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-47-60.

Моделирование системы ориентации панели солнечной батареи на базе нечеткой логики в среде визуального моделирования SimInTech

А. В. Чубарь, В. В. Устименко*, Л. А. Михайленко, В. А. Мызникова, Ю. А. Мацкевич

Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
*E-mail: zeya1998@mail.ru

Получение электрической энергии на основе возобновляемых источников обусловлено, прежде всего, истощением традиционных природных источников энергии, таких как уголь, нефть, газ, и на сегодняшний день является перспективной областью развития. Общеизвестно и научно доказано неблагоприятное влияние на окружающую среду использования традиционных энергодобывающих технологий. Применение их неминуемо ведет к изменению климата, поэтому тема перехода от использования традиционных источников энергии к альтернативным, несомненно, актуальна. Так, в последнее время, приобрело актуальность использование гелиоэлектростанций с фотоэлектрическими модулями. Однако эффективность применения таких установок во многом зависит от правильной их ориентации на Солнце: чем точнее будет установлена система, тем больше энергии она сможет преобразовать. В статье представлены результаты разработки имитационной модели системы управления процессом ориентации панели солнечной батареи. Для максимальной выработки солнечной энергии система управления со слежением за Солнцем построена с применением нечёткой логики: сформулированы правила нечеткого регулирования для управления положениями объекта относительно вертикальной и горизонтальной плоскостей. Использование нечеткой логики основано на продукционной модели знаний, которая подразумевает под собой использование лингвистических переменных, позволяющих избежать ограничений, присущих классическим продукционным правилам. Использование нечеткого управления позволяет в автономном режиме в кратчайшие сроки корректировать движение панели, уменьшая тем самым возникающие потери электроэнергии. В качестве среды разработки системы используется российская среда динамического моделирования технических систем SimInTech. Имитационная модель представляет собой несколько подпроектов, объединенных в пакет единой базой данных. Модель системы реализована с применением типовых блоков и комплекса субмоделей, а также блока программирования. Результат работы можно отследить в 3D-модуле встроенного визуального редактора, позволяющего объектно отобразить взаимодействие трёхмерных моделей. Для упрощения и более тонкой реализации работы проекта использована система загрузки данных точки восхода и захода Солнца из внешнего файла Excel.

Ключевые слова: панель солнечной батареи, нечеткая логика, динамическое моделирование, SimInTech, 3D-визуализация.

Simulation of solar panel orientation system based on fuzzy logic in SimInTech visual simulation environment

A. V. Chubar, V. V. Ustimenko*, L. A. Mikhaylenko, V. A. Myznikova, Y. A. Matskevich

Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
*E-mail: zeya1998@mail.ru

Obtaining electricity from renewable energy sources is primarily due to the exhaustion of traditional natural energy sources, such as coal, oil, gas. Today it is a promising area of development. The adverse impact on the environment of the use of traditional energy technologies is well known and scientifically proven. The use of traditional technologies inevitably leads to climate change, so the topic of the transition from traditional to alternative energy sources is undoubtedly relevant. Using of solar power plants with photovoltaic modules recently has gained relevance. However, the efficiency of such installations depends largely on their correct orientation to the Sun: the more precisely the system is installed, the more energy it will be able to convert. This article presents the results of the development of a simulation model of the solar panel orientation control system. To maximize the production of solar energy, the control system with tracking the Sun is built using fuzzy logic: fuzzy rules are formulated to control the positions of the object relative to the vertical and horizontal planes. The use of fuzzy logic is based on the product model of knowledge, which implies the use of linguistic variables to avoid the limitations inherent in classical product rules. The use of fuzzy control allows to correct the movement of the panel in the shortest time in the autonomous mode, thus reducing the arising power losses. Russian SimInTech dynamic simulation environment for technical systems is used as the system development environment. Simulation model is represented by several subprojects, united in a single database. The system model is implemented using standard blocks and a set of submodels, as well as a programming unit. The result of the work can be tracked in the 3D module of the built-in visual editor, which allows you to display the interaction of three-dimensional models objectively. In order to simplify and more finely implement the work of the project, a system of loading data, sunrise and sunset points, from an external Excel file was used.

Keywords: solar panel, fuzzy logic, dynamic simulation, SimInTech, 3D visualization.

Введение. Во многих странах использование регенеративных ресурсов на сегодняшний день превосходит 10 %, а в некоторых составляет более 20 %. Большое распространение получили автономные системы электропитания на основе солнечных батарей (СБ). Нередко сфера их использования – регионы, располагающиеся отдельно от централизованной сети энергоснабжения. В России в связи с малым количеством солнечных дней использование альтернативных ресурсов не превосходит более 20 %. Однако на сегодняшний день существует большое число международных учреждений, цель которых – распространение идеи внедрения и повсеместного использования возобновляемых источников энергии, а также непосредственное распространение информации, знаний и технологий в этой области. Постоянное снижение стоимости солнечных батарей, происходящее последние несколько лет, также приводит к более интенсивному использованию солнечной энергии по всему миру [1].

Использование новых материалов, а также возможность установки аккумуляторных батарей позволяет использовать накопленную энергию в неблагоприятную погоду: солнечные модули производят электричество, даже когда нет прямого солнечного света. Так, например, при легкой облачности можно получить 60–80 % мощности от «полного» Солнца, при пасмурно погоде – до 30 %.

Тем не менее оптимальными условиями для генерации электроэнергии являются чистый, ясный, солнечный день, а также ориентация панелей перпендикулярно солнечному свету. Точная ориентация рабочих поверхностей системы на Солнце обеспечит достижение максимальной производительности.

В работе исследуется задача повышения точности ориентации панели солнечной батареи. В качестве решения поставленной задачи предлагается применение нечёткого управления [2], которое получило широкое применение в таких экспертных системах, как нелинейный контроль и управление производством, самообучающиеся машины, системы планирования, прогнозирования и многих других [3]. Экспериментально показано, что нечеткое управление дает лучшие результаты по сравнению с результатами, получаемыми при классических алгоритмах управления.

Описание объекта автоматизации. Гелиоэлектростанция – это комплекс регулирующей аппаратуры одной или нескольких панелей солнечных батарей. Панели, как правило, прямоугольной формы, составленные из последовательно параллельно соединенных типовых солнечных элементов, формирующих вольтамперную характеристику.

Вид характеристики определяется:

- интенсивностью солнечного потока, падающего на панель;
- температурой панели;
- временем года;
- погодными условиями и взаимным расположением панелей и Солнца.

Максимальная отдаваемая в нагрузку мощность при прочих других равных условиях формируется углами падения солнечного излучения на рабочую поверхность панели. Поэтому управление ориентацией панелей солнечных батарей является важнейшим фактором при эксплуатации гелиоэлектростанций.

Панель солнечной батареи имеет определенные географические координаты по отношению к экватору, следовательно, и по отношению к текущему положению солнца на земном горизонте. Система ориентации панели, включающая комплекс электромеханических устройств, позволяет изменять угол азимута и угол места, определяющие ориентацию панели в трехмерном пространстве. Система управления обеспечивает изменение углов панели солнечной батареи в автоматическом режиме с целью наилучшей ее ориентации на солнце.

Регулируемыми выходными координатами являются угол азимута, изменяющийся в диапазоне от -90 до $+90$ градусов, и угол места, изменяющийся в диапазоне от 0 до $+90$ градусов. Управляющие координаты – сигналы управления электроприводами. В качестве основных внешних воздействий выступают текущие координаты солнца.

На рис. 1 приведена упрощенная структурная схема контура управления опорно-поворотного устройства по углу азимута и углу наклона солнечной батареи, где МК – микроконтроллер; НЧ – непрерывная часть.

Элементы непрерывной части (исполнительный двигатель, редуктор, опорно-поворотная платформа и датчик угла положения) представлены соответствующими им моделями в виде типовых динамических звеньев [4].

Микроконтроллер реализует алгоритм управления, обеспечивающий отсутствие статической ошибки и низкий процент перерегулирования. С целью получения необходимых показателей формируют ПИД закон управления.

При проектировании и отработке алгоритмов управления для АСУТП целесообразно использование визуального моделирования, когда реальный объект представляется его цифровым двойником. Такой подход позволяет за короткое время разрабатывать, сравнивать, настраивать,

отрабатывать различные алгоритмы управления в АСУТП и обосновывать целесообразность их использования.

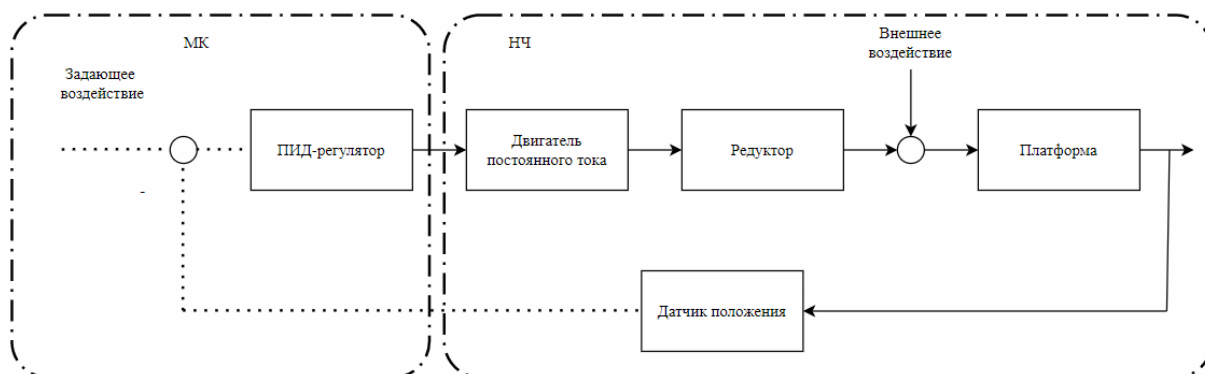


Рис. 1. Структурная схема контура управления опорно-поворотного устройства

Fig. 1. Block diagram of the control loop of the rotary support device

Ниже предлагается алгоритм построения и отладки в среде визуального моделирования *SimInTech* регулятора на основе нечеткой логики для управления ориентацией панели солнечной батареи.

Нечеткая логика. Математическая теория нечетких множеств позволяет описывать нечеткие понятия и знания, оперировать этими описаниями и делать нечеткие выводы.

Применение нечеткой логики в системах сопровождается прохождением следующих этапов:

1. Определение входных и выходных параметров рассматриваемой системы.

2. Фаззификация данных переменных: преобразование значения из пространства физических переменных к нечёткому виду лингвистических переменных (ЛП).

Лингвистическая переменная представляет собой некоторую переменную, например, «уровень воды». Значения, которые данная ЛП может принимать, называются термами. Для ЛП «уровень воды» термами, например, могут выступать – «низкий», «средний», «высокий» и т. д. Однако эти термы должны иметь точные физические значения. Так, например, переменная «угол наклона» может принимать любое значение от 0 до 90 градусов.

3. Задание функции принадлежности для каждой лингвистической переменной.

Согласно теории нечетких множеств [5], любому значению угла в диапазоне от 0 до 90 градусов может быть сопоставлено некоторое число, варьируемое от 0 до 1, которое определяет степень принадлежности данного значения наклона (допустим, 75 градусов) к тому или иному терму ЛП «угол наклона». В нашем случае углу в 75 градусов можно задать степень принадлежности к терму «высокий», равную 0,85, а к терму «низкий» – 0,15. Точное определение степени принадлежности определяется только при работе с экспертами. Существует мнение, что для большинства систем необходимо минимум три терма для её описания: «низкий», «средний», «высокий», которые заключают в себе два экстремальных значения и среднее. Если трёх термов недостаточно, точность оценки можно повысить, увеличив количество термов. Максимально допустимое число термов не ограничено и зависит целиком от рассматриваемой системы, а также точности описания, предъявляемой к системе.

4. Формирование базы правил выводов для реализуемой нечёткой системы.

Другими словами, следует разработать свод правил, которые описывают стратегию управления рассматриваемой системы. Наиболее часто для описания зависимостей между лингвистическими переменными база правил представляется в форме структурированного текста

с применением нечетких логических операций в форме связок: «И», «ИЛИ», «ЕСЛИ – ТО», «НЕ». Например, «ЕСЛИ угол низкий, ТО двигатель включить».

5. Дефазификация выходных переменных: обратное преобразование нечётких величин к физическим переменным.

6. Настройка и анализ адекватности разработанной модели в системе реального времени.

Моделирование системы ориентации панели солнечной батареи в среде *SimInTech*. Из всех существующих программных комплексов моделирования систем для реализации проекта выбор был сделан в пользу российской среды разработки – программного пакета *SimInTech* [6; 7]. Рациональность использования программного обеспечения обусловлена несколькими критериями:

- удобный редактор структурных схем;
- широкая библиотека типовых блоков;
- наличие модуля визуального проектирования;
- встроенный язык программирования.

По характеристикам данный вариант подобен иностранным программам, таким как *Simulink*, *SumSim* и др. [8].

Для создания сложных математических моделей, таких как данный проект, производится объединение моделей основных подсистем, реализованных в виде отдельных проектов, в единый пакет. Для связи проектов между собой используется база данных сигналов, представляющая собой файловую базу данных, в которой содержатся все необходимые переменные для работы проектов. Часть базы данных сигналов проекта представлена на рис. 2.

№	Имя	Название	Тип данных	Формула	Значение	Способ расчёта
1	1	Значение для контроля	Веществен...		1	Переменная
2	2	Значение для контроля	Веществен...		1	Переменная
3	Sunrise	Точка Восхода	Веществен...		4.09	Переменная
4	Sunset	Точка Заката	Веществен...		21.23	Переменная
5	Num	Порядковый номер дня	Веществен...		185	Переменная

Рис. 2. База данных сигналов

Fig. 2. Signal database

Модель ориентации панели солнечной батареи представляет собой пакет проектов, соединенных единой базой данных. В состав пакета входят следующие проекты:

- модель ориентации панели солнечной батареи;
- модель управления положением Солнца;
- модуль 3D-визуализации.

В первом проекте реализован блок управления системой навигации на базе нечёткой логики (рис. 3). Субструктура обеспечивает подсистему наведения установки на Солнце по осям X (X_{in}/X_{out} – порт входа/ выхода в субмодель) и Y (Y_{in}/Y_{out} – порт входа/ выхода в субмодель): в вертикальной и горизонтальной плоскостях согласно заранее сформулированной базе правил [9].

В качестве входного воздействия выступают значения с фотоэлектрического датчика, расположенного на панели, определяющие ее текущее положение по отношению к Солнцу [10].

Модель Солнца отображает принцип перемещения объекта по заданной траектории (рис. 4). Схема определяет основные функциональные части изделия, их назначения и взаимосвязи между ними.

Схема состоит из модулей:

- список сигналов, подаваемых на вход;
- имитатор движения Солнца;
- текущее положение Солнца.

Субмодель «Имитация движения Солнца» содержит в себе схему управления приводом движения (рис. 5) из суммирования поступающих на вход задающих сигналов управления таких как: *BtnUp* – движение объекта вверх, *BtnRight* – вправо, *BtnForw* – вперед, *BtnDown* – вниз, *BtnLeft* – влево и *BtnBack* – назад, что приводит в действие необходимые ключи (*Param_1* – ключ регулирования точки восхода, *Param_2* – ключ регулирования точки заката) для продолжения пути сигналов. Поступающие сигналы объединяются в одну точку, которая создает необходимую траекторию движения.

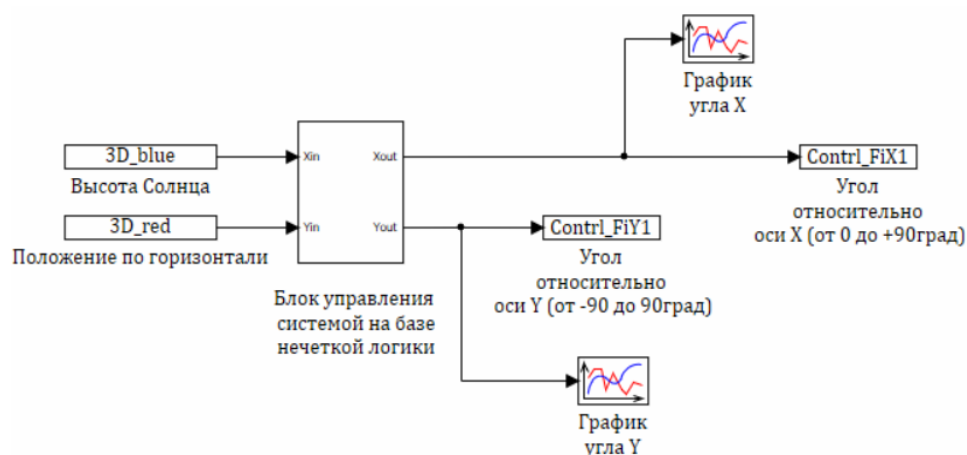


Рис. 3. Схема модели ориентации панели солнечной батареи

Fig. 3. Schematic of the solar panel orientation model



Рис. 4. Модель управления положением Солнца

Fig. 4. Model for controlling the position of the Sun

Реализовано окно анимации (рис. 6) с возможностью управления солнечным объектом как вручную, так и в автоматическом режиме, согласно заданному движению, которое, прежде всего, зависит от точек восхода и захода Солнца. Данные подгружаются в систему из внешнего файла формата *.xls*, в которых содержатся следующие сведения:

- порядковый день;
- точка восхода;
- точка захода.

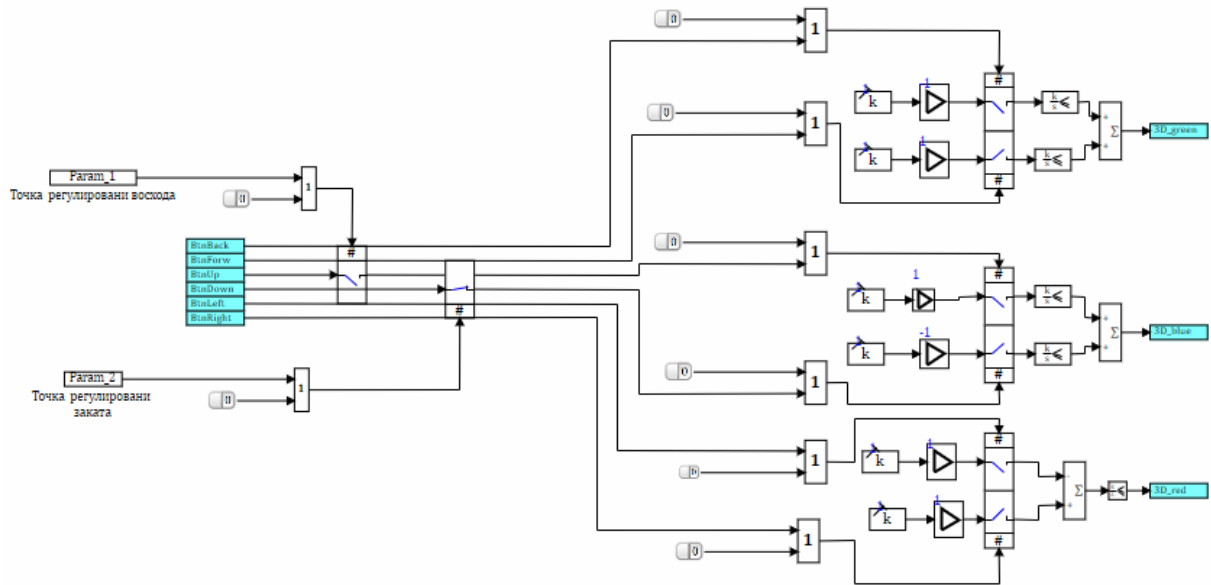


Рис. 5. Состав субмодели «Имитация движения Солнца»

Fig. 5. Composition of the “Sun Motion Simulation” submodel

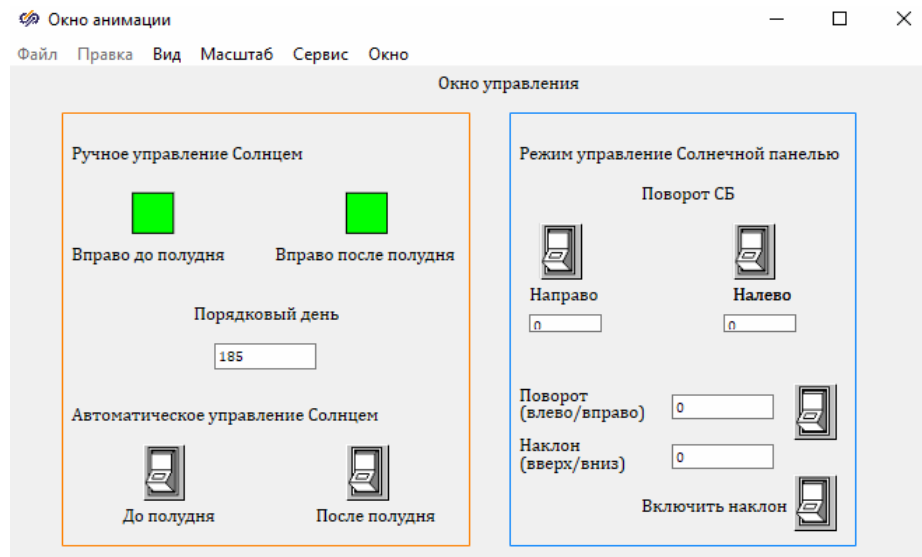


Рис. 6. Внешний вид окна анимации

Fig. 6. The appearance of the animation window

Непосредственное управление панелью в вертикальной и горизонтальной плоскостях реализуется в субмоделе «Блок управления системой на базе нечёткой логики», состав которой представлен на рис. 7.

Значения, получаемые с фотоэлектрического датчика, сравниваются с текущим положением панели относительно Солнца. Происходит расчет ошибки – разницы между двумя переменными. В зависимости от величины ошибки вырабатывается управляющее воздействие на панель, корректируя тем самым ее положения, устраняя ошибку.

В данном проекте используются следующие лингвистические переменные: положение Солнца (высота); положение Солнца (по горизонтали/ время суток); угол наклона панели; угол поворота панели.

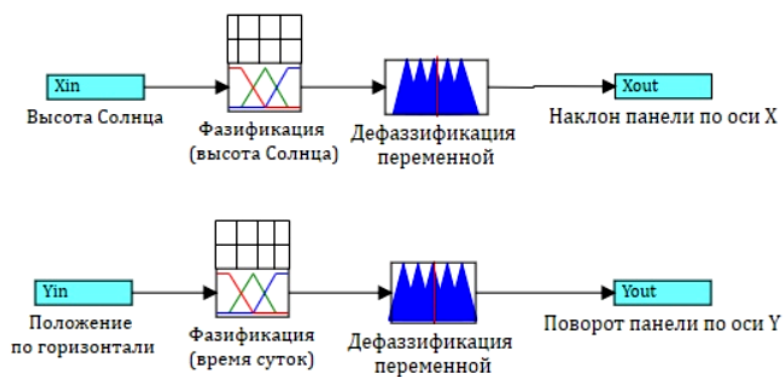


Рис. 7. Состав субмодели «Блок управления системой на базе нечёткой логики»

Fig. 7. Composition of the “System control unit based on fuzzy logic” submodel

Термы лингвистических переменных описаны в табл. 1. Величины термов представлены на рис. 8 и 9.

Таблица 1

Термы лингвистических переменных

Лингвистическая переменная	Термы (кратко)	Термы
«Высота»	Н	Низко
	НС	Ниже среднего
	С	Средне
	ВС	Выше среднего
	В	Высоко
«Время суток»	В	Восход
	Д	День
	П	Полдень
	З	Заход
	Н	Ночь
«Угол наклона – X» «Угол поворота – Y»	Н	Нулевой
	M1	Малый 1
	M2	Малый 2
	C1	Средний 1
	C2	Средний 2
	B1	Большой 1
	B2	Большой 2

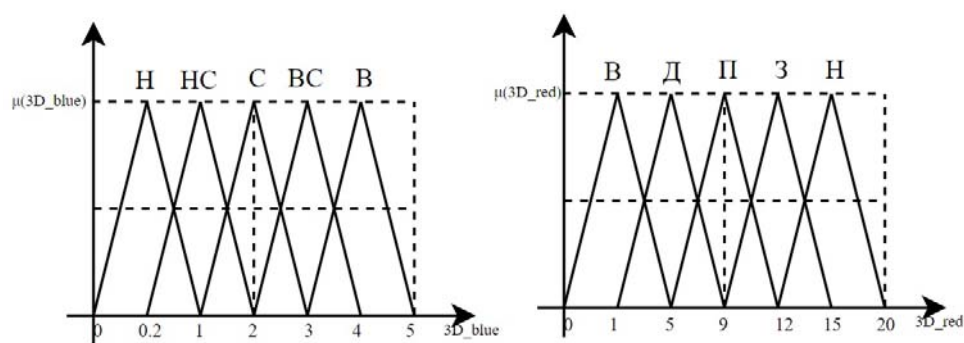


Рис. 8. Лингвистические переменные «Высота Солнца», «Положение Солнца»

Fig. 8. Linguistic variables “Height of the Sun”, “Position of the Sun”

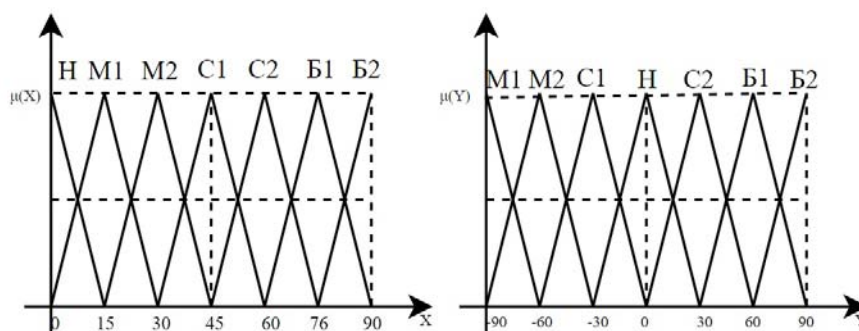


Рис. 9. Лингвистические переменные «Угол наклона – X», «Угол поворота – Y»

Fig. 9. Linguistic variables “Angle of the X-axis”, “Angle of the Y-axis”

Сформулированные правила логического вывода выходной переменной, записанные в виде базы правил, представлены в табл. 2.

Таблица 2

Правила логического вывода выходной переменной

Номер правила	Высота Солнца	Положение Солнца	Угол наклона панели – X	Угол поворота панели – Y
1	Н	В	М1	М2
2	Н	Д	М1	С1
3	Н	П	М1	Н
4	Н	З	М1	С2
5	Н	Н	М1	Б1
6	НС	В	М2	М2
7	НС	Д	М2	С1
8	НС	П	М2	Н
9	НС	З	М2	С2
10	НС	Н	М2	Б1
11	С	В	С1	М2
12	С	Д	С1	С1
13	С	П	С1	Н
14	С	З	С1	С2
15	С	Н	С1	Б1
16	ВС	В	С2	М2
17	ВС	Д	С2	С1
18	ВС	П	С2	Н
19	ВС	З	С2	С2
20	ВС	Н	С2	Б1
21	В	В	Б1	М2
22	В	Д	Б1	С1
23	В	П	Б1	Н
24	В	З	Б1	С2
25	В	Н	Б1	Б1

Проект функционирует следующим образом: модель Солнца движется по заданной траектории, которая зависит от точек восхода и захода, различных для каждого порядкового дня. Солнце может совершать движения как в автоматическом режиме, так и в режиме управления оператором, который позволяет управлять скоростью движения объекта. Фотоэлектрические датчики, расположенные на панели солнечной батареи, подают информацию о текущем поло-

жении Солнца на вход системы. Рассчитывается разница между текущими положениями панели и Солнца относительно друг друга. Если разница существует, блок управления системой на базе нечёткой логики вырабатывает управляющее воздействие на панель и обеспечивает подсистему наведения установки на Солнце в вертикальной и горизонтальной плоскостях согласно заранее сформулированной базе правил.

Минимизация ошибки положения панели относительно Солнца позволяет повысить процент получаемой энергетической мощности благодаря оптимальному углу падения солнечных лучей на поверхность панели.

Результаты работы системы можно проследить в реализованном окне 3D-визуализации (рис. 10–12). Благодаря применению нечеткой логики движение панели осуществляется в автоматическом режиме с оптимальной скоростью и позволяет своевременно корректировать угол падения солнечных лучей на панель.

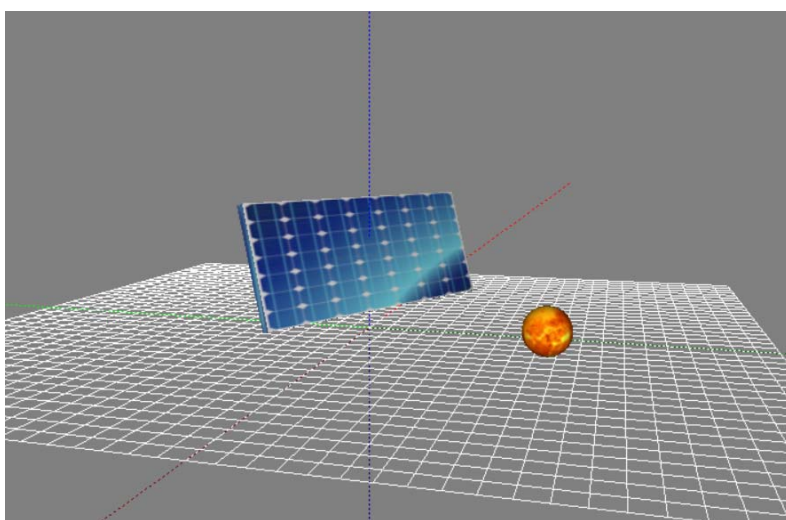


Рис. 10. 3D-визуализация результата моделирования системы. Часть 1

Fig. 10. 3D visualization of the result of system modeling. Part 1

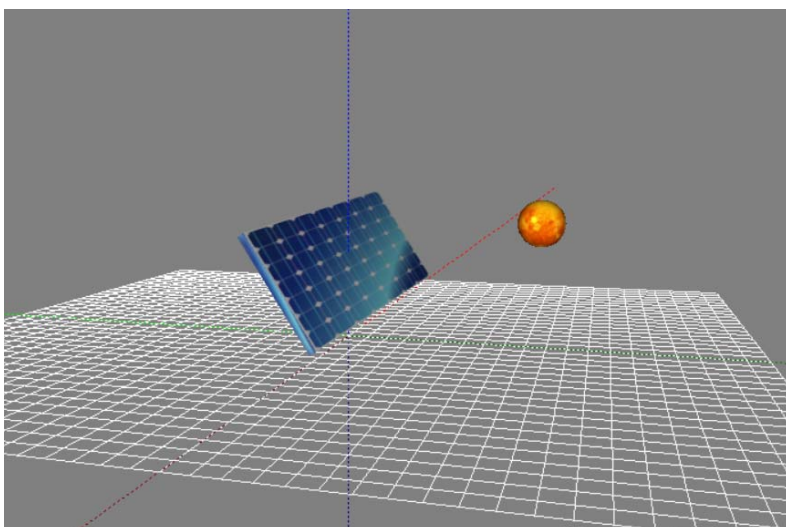


Рис. 11. 3D-визуализация результата моделирования системы. Часть 2

Fig. 11. 3D visualization of the result of system modeling. Part 2

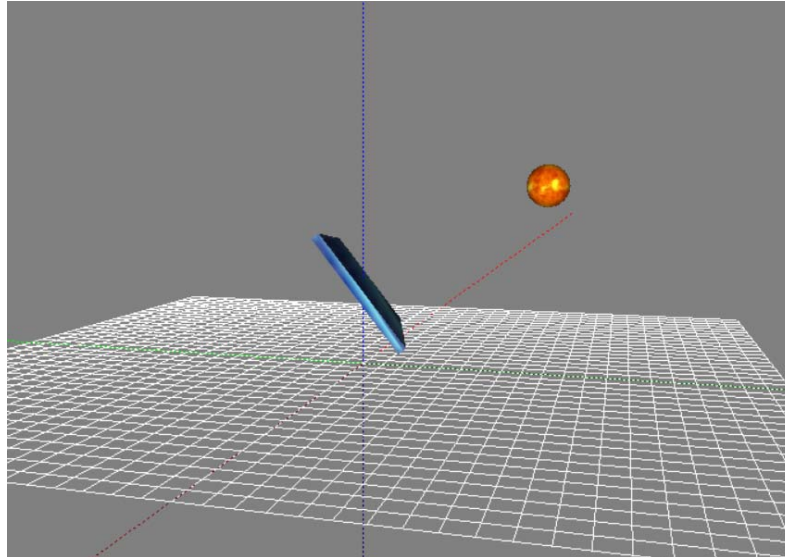


Рис. 12. 3D-визуализация результата моделирования системы. Часть 3

Fig. 12. 3D visualization of the result of system modeling. Part 3

Заключение. В среде динамического моделирования технических систем *SimInTech* [11–17] с использованием типовых блоков общетехнических библиотек программного обеспечения разработана и реализована модель объекта автоматизации – системы ориентации панели солнечной батареи. Построена и протестирована модель регулятора на основе нечеткой логики, проведена настройка параметров модели.

Реализована возможность управления солнечным объектом как вручную, так и согласно программе, которая, прежде всего, зависит от точки восхода и захода Солнца. Управление системой навигации панели осуществляется с применением нечёткой логики, которая обеспечивает точное наведение установки на Солнце в вертикальной и горизонтальной плоскостях согласно заранее сформулированной базе правил.

Сформулированы и приведены в табличном виде правила логического вывода. Описаны применяемые лингвистические переменные и шкалы их термов, необходимые для управления ориентацией солнечной панели.

Для более комфортного отображения работы системы и упрощения восприятия результатов ее работы реализован модуль 3D-визуализации, позволяющий наглядно продемонстрировать взаимодействие объектов между собой и проследить за эффективностью применения нечеткого управления.

Регулятор на базе нечеткой логики обеспечивает качество регулирования положения солнечной батареи в пространстве, сопоставимое с ПИД-регулятором, обеспечивая при этом большую гибкость в настройке, но требует при этом большего количества параметров, позволяет в автоматическом режиме корректировать положение панели относительно Солнца, максимизируя производительность системы.

Аналогично в среде динамического моделирования *SimInTech* могут быть построены нечеткие регуляторы для управления другими подобными технологическими процессами.

Библиографические ссылки

1. Нефедова Л. В Опыт и перспективы использования возобновляемых источников энергии в странах Африки для устойчивого развития и снижения эмиссии парниковых газов // Возоб-

новляемая энергетика XXI в.: энергетическая и экономическая эффективность : материалы Междунар. конгресса. 2016. С. 27–32.

2. Tabakov E. V., Zinina A. I., Kosinsky M. Y. Practical application of the fuzzy logic apparatus in solving the problem of orientation of solar batteries // 44th Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S. P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists – Pioneers of Space Exploration (28–31.01.2020); Bauman Moscow State Technical University Moscow, 2020. Vol. 2318.

3. Voltage Regulation Control with Adaptive Fuzzy Logic for a Stand-Alone Photovoltaic System / C. B. Nzoundja Fapi, P. Wira, M. Kamta1, B. Colicchio // European Journal of Electrical Engineering. 2020. Vol. 22, No. 2. P. 145–152.

4. Справочная система SimInTech [Электронный ресурс]. URL: <http://help.simintech.ru/> (дата обращения 28.02.2021).

5. Zadeh L. Fuzzy sets. Information and control // The journal of symboling logic. 1965. Vol. 8. P. 338–353.

6. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech: Практикум по моделированию систем автоматического регулирования: учебное пособие / Б. А. Карташов, Е. А. Шабаев, О. С. Козлов и др. // М. : ДМК Пресс, 2017. С. 241–243.

7. Хабаров С., Шилкина М. Основы моделирования технических систем. Среда SimInTech. СПб. : Лань, 2019. 120 с.

8. Монахов О. Пакеты прикладных программ MBTU, MATLAB, SIMINTECH и их применение в учебном процессе на специальности «Управление в технических системах». М. : РУТ (МИИТ). 2019. 92 с.

9. Энциклопедия АСУТП [Электронный ресурс]. URL: https://www.bookasutp.ru/Chapter5_7.aspx (дата обращения 28.02.2021).

10. Cabeza-Gras O., Jaramillo-García V. Design of a photovoltaic solar plant: Distributed generation in medium tension to a bar of the electricity substation // Renewable Energy and Power Quality Journal. 2020, No. 18. P. 664–668.

11. Устименко В. В., Чубарь А. В., Мызникова В. А. Построение нечетких регуляторов для систем управления автономных объектов в среде SimInTech // Космические аппараты и технологии. 2019. № 1(27). С. 22–27.

12. Устименко В. В., Чубарь А. В., Мызникова В. А. Применение нечетких регуляторов в динамических системах // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы V Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. Дню космонавтики. Красноярск, 2019. Т. 1. С. 593–594.

13. Устименко В. В., Чубарь А. В., Русин Д. С. Применение генетического алгоритма для оптимизации параметров системы управления автономным объектом с использованием среды динамического моделирования SimInTech // Робототехника и искусственный интеллект : материалы XI Всеросс. науч.-техн. конф. с междунар. участием. 2019. С. 261–266.

14. Устименко В. В., Чубарь А. В. Построение нечеткого супервизора в среде динамического моделирования технических систем SimInTech // Проспект Свободный – 2020 : материалы XVI Междунар. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых, посвящ. году памяти и славы. 2020. С. 1849–1852.

15. Михайленко Л. А., Устименко В. В., Чубарь А. В. Построение системы управления процессом ориентации панели солнечной батареи в среде динамического моделирования технических систем SimInTech // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4, № 3(33). С. 178–185.

16. Параметрический синтез регулятора метаэвристическим алгоритмом в среде SimInTech / В. В. Устименко, Д. С. Русин, Л. А. Михайленко и др. // Космические аппараты и технологии. 2020. Т. 4, № 3(33). С. 171–177.

17. Ustimenko V. V., Chubar A. V., Mikhaylenko L. A. Automated setting of regulators for automated process control systems in the SIMINTECH visual modeling system // *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020. Vol. 21, No. 3. P. 337–346.

References

1. Nefedova L.V. [Experience and prospects of renewable energy in Africa for sustainable development and reduce greenhouse gas emissions]. *Vozobnovlyayemaya energetika XXI vek: energeticheskaya i ekonomicheskaya effektivnost': materialy Mezhdunarodnogo Kongressa* [Proceedings of the International Renewable Energy Congress – XXI: Energy & Economic Efficiency]. 2016, P. 27–32. (In Russ.)
2. Tabakov E. V., Zinina A. I., Kosinsky M. Y. Practical application of the fuzzy logic apparatus in solving the problem of orientation of solar batteries. *44th Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists – Pioneers of Space Exploration* (28–31.01.2020); Bauman Moscow State Technical University Moscow, 2020, Vol. 2318.
3. Nzoundja Fapi C. B., Wira P., Kamtal M., Colicchio B. Voltage Regulation Control with Adaptive Fuzzy Logic for a Stand-Alone Photovoltaic System. *European Journal of Electrical Engineering*. 2020, Vol. 22, No. 2, P. 145–152.
4. *Spravochnaya sistema SimInTech* [SimInTech help system]. Available at: <http://help.simintech.ru/> (accessed: 28.02.2021). (In Russ.)
5. Zadeh L. Fuzzy sets. Information and control. *The journal of symbolizing logic*. 1965, Vol. 8, P. 338–353.
6. Kartashov B. A., Shabaev E. A., Kozlov O. S. et al. *Sreda dinamicheskogo modelirovaniya tekhnicheskikh sistem SimInTech: Praktikum po modelirovaniyu sistem avtomaticheskogo regulirovaniya* [The environment of dynamic simulation of technical systems SimInTech: Workshop on modeling systems of automatic regulation]. Moscow, DMK Press Publ., 2017, P. 241–243.
7. Khabarov S., Shilkina M. *Osnovy modelirovaniya tekhnicheskikh sistem. Sreda SimInTech* [Basics of modeling technical systems. SimInTech Environment]. Moscow, Lan Publ., 2019, 120 p.
8. Monakhov O. *Pakety prikladnykh programm MVTU, MATLAB, SIMINTECH i ikh primeneniye v uchebnom protsesse na spetsial'nosti "Upravleniye v tekhnicheskikh sistemakh"* [Application packages of MSTU, MATLAB, SIMINTECH and their application in the educational process on the specialty "Management in technical systems"]. Moscow, Rossiiskii universitet transporta Publ., 2019, 92 p.
9. Entsiklopediya ASUTP [Encyclopedia APCS]. Available at: https://www.bookasutp.ru/Chapter5_7.aspx (accessed: 28.02.2021). (In Russ.)
10. Cabeza-Gras O., Jaramillo-García V. Design of a photovoltaic solar plant: Distributed generation in medium tension to a bar of the electricity substation. *Renewable Energy and Power Quality Journal*. 2020, No. 18, P. 664–668.
11. Ustimenko V. V., Chubar A. V., Myznikova V. A. [Fuzzy Controllers Construction in the SimInTech Environment]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2019, No. 1(27), P. 22–27. (In Russ.)
12. Ustimenko V. V., Chubar A.V., Myznikova V.A. [Using of fuzzy controllers in dynamic systems]. *Aktualnye problemy aviatsii i kosmonavтики: materialy V Mezhdunarodnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii, posvyashchennoi Dnyu kosmonavтики* [Actual problems of aviation and cosmonautics: materials of the V International scientific-practical conference dedicated to the Day of Cosmonautics]. 2019, Vol. 1, P. 593–594. (In Russ.)
13. Ustimenko V. V., Chubar A. V., Rusin D. S. [Application of the genetic algorithm to optimization of a system of controlling of an autonomous object parameters with using an

environment of dynamic modelling SimInTech]. *Robototekhnika i iskusstvennyi intellekt: materialy XI Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem* [Proceedings of the X Vseross. scientific and technical conference with int. participation “Robotics and artificial intelligence”]. Krasnoyarsk, 2019, P. 261–266. (In Russ.)

14. Ustimenko V. V., Chubar A. V. [Construction a fuzzy supervisor in the SimInTech environment for dynamic simulation of technical systems]. *Prospekt Svobodny – 2020: materialy XVI mezhdunarodnoj konferencii studentov, aspirantov i molodyh uchennyh* [Proceedings of the XVI International conference of students, graduate students and young scientists dedicated to the Year of Memory and Glory “Prospect Svobodny – 2020”]. Krasnoyarsk, 2020, P. 1849–1852. (In Russ.)

15. Mikhaylenko L. A. Ustimenko V. V., Chubar A. V. [Construction of the control system of the solar panel orientation process in the SimInTech environment of dynamic simulation of technical systems]. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2020, Vol. 4, No. 3(33), P. 178–185. (In Russ.)

16. Ustimenko V. V., Rusin D. S., Mikhaylenko L. A., Chubar A. V. [Parametric synthesis of a controller by a metaheuristic algorithm in the SimInTech environment] *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii*. 2020, Vol. 4, No. 3(33), P. 178–185. (In Russ.)

17. Ustimenko V. V., Chubar A. V., Mikhaylenko L. A. Automated setting of regulators for automated process control systems in the SIMINTECH visual modeling system. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, P. 337–346.

© Устименко В. В., Михайленко Л. А., Мызникова В. А.,
Мацкевич Ю. А., Чубарь А. В., 2021

Устименко Валерия Владимировна – магистрант; Сибирский федеральный университет. E-mail: zeya1998@mail.ru.

Михайленко Людмила Андреевна – магистрант; Сибирский федеральный университет. E-mail: ll-oda@mail.ru.

Мызникова Виктория Андреевна – магистрант; Сибирский федеральный университет. E-mail: veka-9@mail.ru.

Мацкевич Юлия Александровна – магистрант; Сибирский федеральный университет. E-mail: jmmarkiz@mail.ru.

Чубарь Алексей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, руководитель научно-учебной лаборатории АСУТП; Сибирский федеральный университет. E-mail: alexchub@mail.ru.

Ustimenko Valeriya Vladimirovna – Master; Siberian Federal University. E-mail: zeya1998@mail.ru.

Mikhailenko Lyudmila Andreevna – Master; Siberian Federal University. E-mail: ll-oda@mail.ru.

Myznikova Viktoriya Andreevna – Master; Siberian Federal University. E-mail: veka-9@mail.ru.

Matskevich Yuliya Aleksandrovna – Master; Siberian Federal University. E-mail: jmmarkiz@mail.ru.

Chubar Aleksei Vladimirovich – Cand. Sc., docent, head of research automated process control system lab; Siberian Federal University. E-mail: alexchub@mail.ru.

УДК 004.056

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-61-69

Для цитирования: Шипулин П. М., Лебедев Р. В., Сосновский М. С. Применение цифровых водяных знаков на основе моментов Цернике в задаче управления электронным архивом фотодокументов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 61–69. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-61-69.

For citation: Shipulin P. M., Lebedev R. V., Sosnovskiy M. S. An application of Zernike moments based digital watermarks for photo document electronic archive management // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 61–69. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-61-69.

Применение цифровых водяных знаков на основе моментов Цернике в задаче управления электронным архивом фотодокументов

П. М. Шипулин, Р. В. Лебедев, М. С. Сосновский

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: pshipulin@gmail.com

В статье рассмотрен подход к решению проблемы обеспечения целостности наборов данных, характерной для задач управления электронными архивами. Данная проблема актуальна для высокотехнологичных производств, где посредством фотофиксации осуществляется обязательный контроль выполнения особо ответственных операций. Фотофиксация позволяет документировать ход выполнения технологического процесса, фиксировать состояние комплектующих на входном и выходном контроле, регистрировать несоответствия. Контроль целостности фотоматериалов необходим для исключения возможной подмены изображения или его повторного использования как в результате непреднамеренных ошибок исполнителя, так и в целях сокрытия дефектов производства. Предложен способ организации электронного архива фотодокументов, который использует метод внедрения стеганографических цифровых водяных знаков (ЦВЗ), основанный на моментах Цернике, вычисляемых для особых точек маркируемых изображений. Данный метод позволяет сохранять ЦВЗ на изображении даже после его геометрических преобразований (повороты, сжатие, отражения и т. д.). В ЦВЗ предложено включать данные идентификации фиксируемого фотодокументом процесса, а также сведения о других фотодокументах, что позволяет контролировать целостность всего набора материалов фотофиксации. При нанесении ЦВЗ данным методом не меняется формат представления фотодокумента и не создается побочных структур в виде метаданных или служебных файлов, файл фотодокумента остается неизменным как внешне для человека, так и технически, что обеспечивает дальнейшую работу с ним в стандартных программных приложениях.

Ключевые слова: управление доступом, стеганография, цифровые водяные знаки, маркирование изображений, моменты изображений, моменты Цернике.

An application of Zernike moments based digital watermarks for photo document electronic archive management

P. M. Shipulin, R. V. Lebedev, M. S. Sosnovskiy

JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: pshipulin@gmail.com

In this article authors are considering about information security data integrity problem relevant for electronic archive management. In high-tech industry large electronic photo archives arises as a part of quality management. Photofixation applied for responsible operations control, documenting the technological process, fixing the components state on input and output control, incongruities registration. An image substitution or reuse possibility makes necessary electronic archive proto document integrity control. This illegal actions can be both the result of operator mistake and motivated by intentional a defect concealment. As a solution authors suggest an electronic archive organizing method for storing photo documents. The method based on a digital watermark labeling of full-color images with orthogonal Zernike moments calculated for certain image points (and their neighborhoods). Suggested method can prevent watermark destruction by geometric image transformation (rotation, compressing, reflection etc.). Digital watermark contains both information about technological process on current image and information about other images – this fact lets talk about integrity of whole photo documents set. One of the most important method characteristic is image format invariability and additional metadata files unnecessary what allows user to use standard software for a further work with photo document.

Keywords: access management, steganography, digital watermarking, image labeling, image moments, Zernike moments.

Введение. В настоящее время фотофиксация является обязательным инструментом контроля качества продукции во многих высокотехнологических производствах [1; 2]. Она позволяет документировать ход выполнения особо ответственных операций, фиксировать состояние комплекующих на входном и выходном контроле, регистрировать несоответствия. Как правило, на предприятиях порядок фотодокументирования закрепляется отраслевыми или внутренними стандартами и определяет технические требования к результату фотодокументирования (формат файлов изображения, разрешение, качество и пр.), а также к способам учета, хранения и обращения с фотодокументами. Для обеспечения возможности беспрепятственного использования материалов фотофиксации разными сторонами правоотношений (заказчик и исполнитель работ, страхователь и страховщик рисков) системы фотофиксации часто организуют на основе общепринятых технологий и форматов. Так, например, архив файлов фотофиксации на практике часто организуют на базе файлового сервера в виде структуры каталогов с механизмами идентификации на основе имен, атрибутов и метаданных файлов изображений.

На этапе помещения изображений в подобные хранилища возникают определенные угрозы целостности информации (свойство устойчивости к несанкционированному изменению [3]): подмена изображения в хранилище, повторное использование фотодокументов [4]. Потенциальный нарушитель может реализовать данные угрозы как случайно, совершая ошибки при работе с большим количеством схожих изображений в сложной структуре каталогов хранилища, так и намеренно, преследуя цели сокрытия технологического дефекта путём подмены изображений или экономии времени на подготовку и проведение фотосъемки, используя ранее выполненные изображения в аналогичной операции.

Часто контроль таких нарушений осуществляется организационно, технические же механизмы на уровне управления работой с архивом, как правило, отсутствуют. Авторами предлагается способ организации электронного архива фотодокументов и структура обеспечивающей его информационной системы (далее – ИС), основанные на использовании стеганографических цифровых водяных знаков (далее – ЦВЗ). ЦВЗ – метаданные изображения (автор съемки, номер операции, маркер производственного процесса и т. д.), невидимо встраиваемые в изображение при помощи асимметричного ключа и стеганографических преобразований (рис. 1). ЦВЗ состоит из кортежа метаданных изображения и хеша ЦВЗ предыдущего изображения, таким образом образуется цепочка изображений.

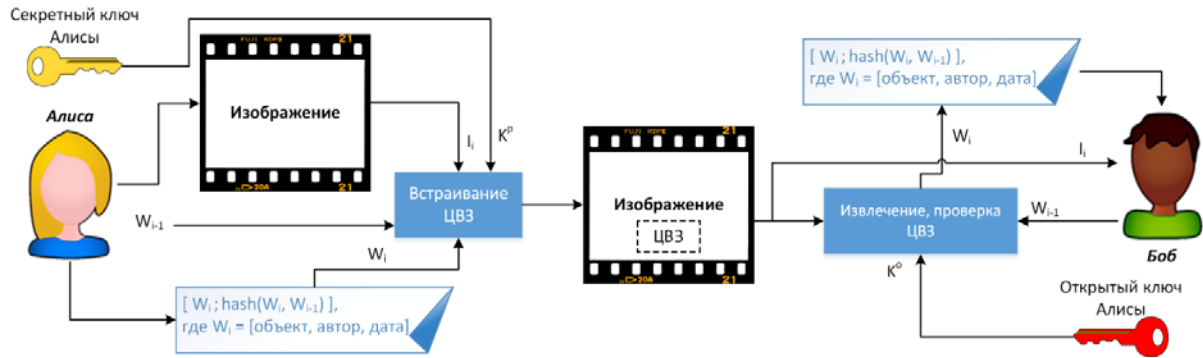


Рис. 1. Процесс встраивания, извлечения и проверки ЦВЗ

Fig. 1. Embedding, extraction and checking processes

Маркирование изображений с помощью ЦВЗ. Методы маркирования изображений ЦВЗ активно разрабатываются учёными в последние годы, подходы к классификации методов предложены в [4–6]. Наиболее перспективными методами маркирования изображений с точки зрения устойчивости к шуму и инвариантности к линейным преобразованиям (геометрическим атакам) являются моментные методы (на основе моментов Цернике, Чебышева, Лежандре и др.) [7–11]. В работе [12] предлагается метод маркирования изображений любых размеров цифровым водяным знаком в особых точках изображения на основе моментов изображений Цернике.

Предложенный метод маркирования изображения ЦВЗ предполагает последовательное многократное внедрение копии ЦВЗ в окрестность каждой s -ой выбранной особой точки на изображении. Общая схема процесса внедрения ЦВЗ в изображение представлена на рис. 2.

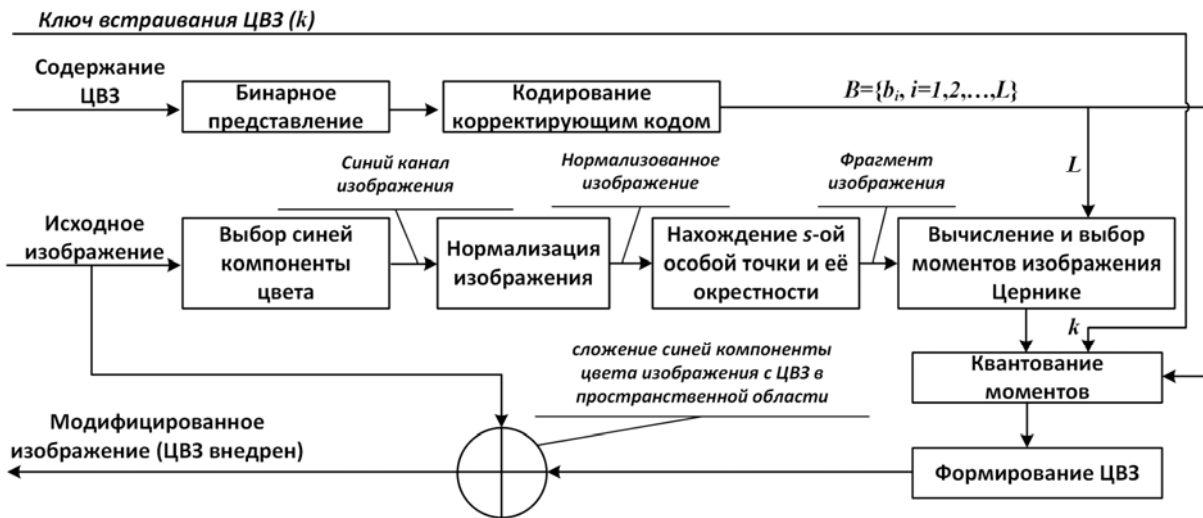


Рис. 2. Общая структурная схема внедрения копии ЦВЗ в изображение

Fig. 2. A watermark-copy embedding diagram

Процесс внедрения ЦВЗ включает следующие этапы:

1. Представление ЦВЗ в виде бинарного массива B длины L , закодированного с использованием алгоритмов корректирующего кодирования (например, кода Хемминга)

$$B = \{b_i \in \{0, 1\}, i = 1, 2, \dots, L\}.$$

2. Выделение синего цветового канала (В-канала) модели RGB, его нормализация на множество значений $\{0, \dots, 255\}$ функцией $g(x, y) = \frac{f(x, y) - f_{\min}}{f_{\max} - f_{\min}} \cdot 255$, где $f(x, y)$ – функция значений В-канала в точке (x, y) изображения, $f_{\min}$, $f_{\max}$ – минимальное и максимальное значения f , соответственно.

3. Нахождение особых точек изображения методом Ши – Томаси [13], вычисление координат окрестности особых точек размера 256×256 пикселей.

4. Вычисление ортогональных моментов и радиального полинома Цернике с применением метода Кинтера, выбор подходящих моментов с учетом условий [14–17], формирование вектора моментов $Z_{nm} = \{z_{n_1 m_1}, z_{n_2 m_2}, \dots, z_{n_L m_L}\}$.

5. Квантование вектора Z_{nm} последовательностью битов B , при котором каждый бит ЦВЗ $b_i \in B$ встраивается в соответствующий элемент $z_{n_i m_i} \in Z_{nm}$ при помощи функции модуляции, которая осуществляет псевдослучайное изменение моментов Цернике, добавляя следующий

«шум»: $\left| \tilde{z}_{n_i m_i} \right| = \left\lceil \frac{\left| z_{n_i m_i} \right| - d(b_i)}{\Delta} \right\rceil \cdot \Delta + d(b_i)$, где Δ – шаг квантования, $d(b_i)$ – функция дизеринга.

Шаг квантования – настраиваемый параметр системы, значение функции дизеринга зависит от очередного внедряемого бита: $d_i(0) \leftarrow \text{random}(k) : d_i(0) \in \left[0, \frac{\Delta}{2} \right]$, $d_i(1) = d_i(0) + \frac{\Delta}{2}$. При формировании значений участвует генератор псевдослучайных чисел (ГПСЧ), который инициализирован ключом k .

6. Формирование ЦВЗ с использованием функции реконструкции изображения

$$w(x, y) = \sum_{i=1}^L \left(\varepsilon_{n_i m_i} \cdot V_{n_i m_i} + \varepsilon_{n_i(-m_i)} \cdot V_{n_i(-m_i)} \right),$$

где $\varepsilon_{n_i m_i} = (\tilde{z}_{n_i m_i} - z_{n_i m_i})$, $\varepsilon_{n_i(-m_i)} = (\tilde{z}_{n_i(-m_i)} - z_{n_i(-m_i)})$, $i = 1, 2, \dots, L$, $V_{n_i m_i}$ – значение радиального полинома Цернике.

7. Формирование итогового изображения с ЦВЗ путем сложения фрагмента исходного изображения в окрестности особой s -й точки и ЦВЗ в пространственной области

$$\tilde{f}_s(x, y) = f_s(x, y) + w(x, y),$$

где $f_s(x, y)$ – функция изображения в окрестности особой s -й точки.

Извлечение ЦВЗ из изображения осуществляется практически аналогично процессу встраивания и предполагает последовательное извлечение копии ЦВЗ из окрестности каждой s -й выбранной особой точки на изображении. Общая структурная схема процесса извлечения копии ЦВЗ из изображения представлена на рис. 3. После извлечения всех копий ЦВЗ осуществляется проверка их корректности с заранее заданным порогом и принимается решение об идентификации или не идентификации ЦВЗ в изображении.

Исходными параметрами для извлечения ЦВЗ являются ключ извлечения – k , шаг квантования – Δ , длина бинарной последовательности ЦВЗ – L . Вычисление особых точек изображения, их окрестностей и вычисление моментов Цернике для них осуществляется по аналогии с процессом встраивания ЦВЗ. Квантование вектора моментов Z_{nm} выполняется дважды, сперва последовательностью из нулевых, а затем единичных битов. Для восстановления битов ЦВЗ

$B' = \{b'_i \in \{0,1\}, i = 1, 2, \dots, L\}$ используется минимальная разница между вычисленным моментом и квантованным моментом Цернике, т. е. обнаружение бит ЦВЗ осуществляется по пикам в разнице моментов:

$$b'_i = \begin{cases} 1, & \text{если } \left(\left| \tilde{z}_{n_i m_i} \right|_1 - \left| z_{n_i m_i} \right| \right)^2 < \left(\left| \tilde{z}_{n_i m_i} \right|_0 - \left| z_{n_i m_i} \right| \right)^2, \text{ где } i = 1, 2, \dots, L. \\ 0, & \text{в противном случае} \end{cases}$$

После восстановления всех бит ЦВЗ производится их корректировка $B \leftarrow h(B')$ путём декодирования корректирующего кода.



Рис. 3. Общая структурная схема извлечения копии ЦВЗ из изображения

Fig. 2. A watermark-copy extraction diagram

Предложенный метод имеет ряд преимуществ в сравнении с аналогами:

1. Высокие показатели робастности – неизменность ЦВЗ при большинстве шумовых и геометрических атак на изображение (повороты, сжатие, отражения и т. д.) [7].
2. Приемлемая вычислительная сложность для изображений любых размеров – обеспечивается за счёт вычисления моментов Цернике не для всего изображения, а лишь для окрестностей его характерных точек.

Необходимо отметить, что метод является применимым для маркирования ЦВЗ изображений различных форматов и характеристик, в том числе к наиболее популярному – JPEG.

Схема организации электронного архива. Клиент-серверная архитектура ИС представлена на рис. 4. Кратко алгоритм работы ИС можно представить следующим образом.

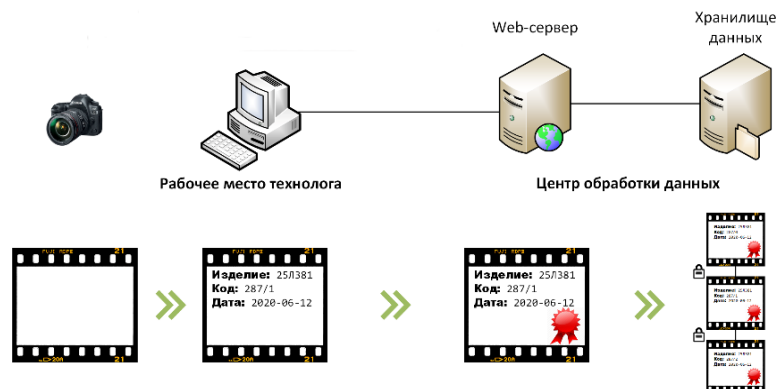


Рис. 4. Функциональная схема ИС учёта фотодокументов

Fig. 4. A functional scheme of photo document archiving information system

Шаг 1. Ответственный исполнитель загружает изображения на сервер через специальный программный интерфейс, снабжая их необходимыми метаданными.

Шаг 2. На сервере происходит проверка наличия ЦВЗ на изображении и вырабатывается соответствующий ЦВЗ в случае успеха проверки.

Шаг 3. Изображения помещаются в хранилище, где находятся в связанной цепочке – неразрывность цепочки основывается на стойкости алгоритмов асимметричной криптографии.

Попытка подмены (вставки) изображений внутри хранилища исключена, так как ЦВЗ представляют собой связанную цепочку (рис. 5). При проверке ЦВЗ на вход проверяющей подсистемы подаётся ЦВЗ, метаданные текущего изображения и хеш ЦВЗ предыдущего изображения – при попытке подмены (вставки) изображения цепочка будет нарушена: проверку не пройдёт либо нелегальное изображение, либо следующее после него легальное.

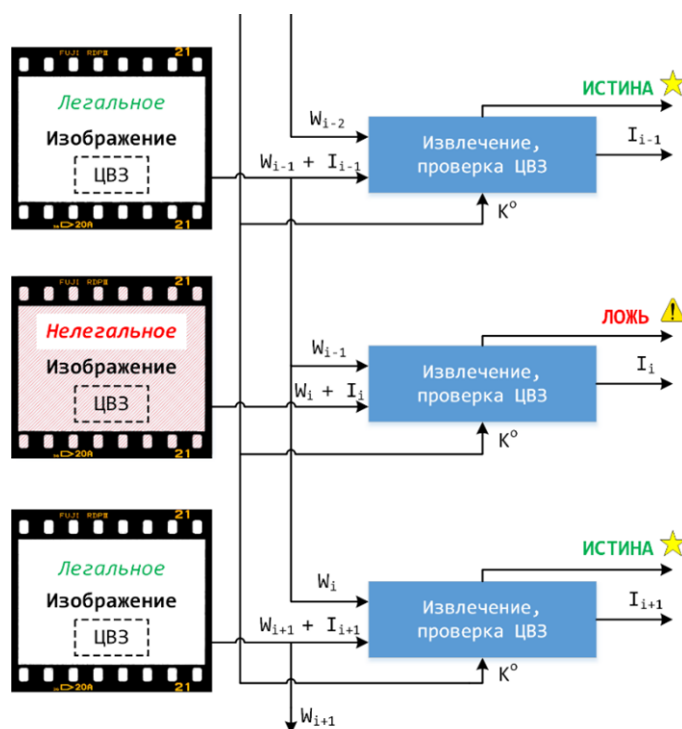


Рис. 5. Попытка нелегального добавления изображения в цепочку

Fig. 5. An illegal image insertion attempt

Попытка повторного использования изображений будет пресечена на этапе загрузки изображения на сервер, так как ИС перед генерацией нового ЦВЗ проверяет наличие другого ЦВЗ на изображении. Подлог изображения в обход программной консоли оператора так же возможно выявить, так как повторно использованное изображение будет иметь более одного ЦВЗ.

Закключение. Предложенный способ применения ЦВЗ при организации электронного архива фотодокументов позволяет осуществлять управление материалами фотофиксации и обеспечить надежную защиту последних от угроз подмены и повторного использования. При нанесении ЦВЗ не меняется формат представления фотодокумента и не создается побочных структур в виде метаданных или служебных файлов – файл фотодокумента остается неизменным как внешне для человека, так и технически, что обеспечивает возможность дальнейшей работы с ним в стандартных программных приложениях.

Библиографические ссылки

1. Бояринова Л. В., Покидышева А. А. Процесс фотофиксации как инструмент для улучшения системы менеджмента качества // Метрология, стандартизация и управление качеством : материалы III Всеросс. науч.-техн. конф. Омск : ОГТУ, 2018. С. 26–29.
2. Гнедых А. Ю. Способы и средства документирования // Документационное обеспечение организационной и производственной деятельности : сб. материалов региональной науч.-практ. конф. Курск : ООО «Инвестсфера», 2015. С. 17–19.
3. Балановская А. В. Анализ угроз информационной безопасности деятельности промышленных предприятий // Вестник самарского муниципального института управления. 2013. № 2 (25). С. 7–17.
4. Грибунин В. Г., Оков И. Н., Туринцев И. В. Цифровая стеганография. М. : Солон-Пресс, 2002. 272 с.
5. Sharma C., Prashar D. Visible and invisible watermarking methods for quality loss of data // International Journal of Advanced Research in Computer Science and Electronics Engineering. 2012. Vol. 1, No. 3. P. 57–63.
6. Орешкина Е. И., Фаворская М. Н. Классификация методов нанесения цифровых водяных знаков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Красноярск : СибГАУ, 2015. Т. 14, №. 1. С. 414–415.
7. Борисова С. Н. Использование алгоритма вейвлет-преобразования для встраивания цифровых водяных знаков в файлы изображений // XXI век: итоги прошлого и проблемы настоящего плюс. 2015. № 3 (25). С. 110–115.
8. Chen Q., Yang X., Zhao J. Robust image watermarking with Zernike moments // IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. 2005. P. 1340–1343.
9. Wang Xiang-yang et al. A new robust digital watermarking using local polar harmonic Transform // Computers and Electrical Engineering. 2015. No. 46. P. 403–418.
10. Karthik P., Sathiyapriya E. Robust and High-Secured Watermarking System Using Zernike Moments // International Journal of Innovative Research in Computer and Communication Engineering. 2014. Vol. 2. P. 7074–7079.
11. Hui Zhang, HuazhongShu, GouenouCoatrieux, Jie Zhu, Jonathan Wu. Affine Legendre moment invariants for image watermarking robust to geometric distortions // IEEE Transactions on Image Processing, Institute of Electrical and Electronics Engineers. 2011. No. 20 (8). P. 2189–99.
12. Шниперов А. Н., Сосновский М. С., Шипулин П. М. Робастный метод маркирования изображений цифровым водяным знаком, основанный на ортогональных моментах Цернике // Информационные технологии. 2019. Т. 25, № 7. С. 405–413.
13. Shi J., Tomasi C. Good Features to Track // IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. 1994. P. 593–600.
14. Chandan Singh, Sukhjeet K. Ranade. An Effective Image Watermarking System for High Embedding Capacity // IJCA Proceedings on International Conference on Recent Advances and Future Trends in Information Technology. 2012. P. 22–28.
15. Ismail A. Ismail, Mohamed A. Shouman, Khalid M. Hosny and Hayam M. Abdel Salam. Invariant Image Watermarking Using Accurate Zernike Moments // Journal of Computer Science. 2010. No. 6 (1). P. 52–59.
16. ChandanSingha, EktaWaliab. Fast and numerically stable methods for the computation of Zernike moments // Pattern Recognition. 2010. Vol. 43, P. 2497–2506.

17. Chen Q., Yang X., Zhao J. Robust image watermarking with Zernike moments // IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering. 2005. P. 1340–1343.

References

1. Boyarinova L. V. *Process fotofiksacii kak instrument dlya uluchsheniya sistemy menedzhmenta kachestva* [Photofixation as the quality management system improving tool]. *Metrologiya, standartizatsiya i upravleniye kachestvom: Materialy III Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*. Omsk, 2018, P. 26–29. (In Russ.)
2. Gnedykh A. Yu. [Methods and means of documenting]. *Dokumentatsionnoye obespecheniye organizatsionnoy i proizvodstvennoy deyatel'nosti: Sbornik materialov regional'noy nauchno-prakticheskoy konferentsii*. Kursk, 2015. P. 17–19. (In Russ.)
3. Balanovskaya A. V. [Information security threat analysis of an industrial enterprise]. *Vestnik samarskogo munitsipalnogo instituta upravleniya*. 2013, No. 2 (25), P. 7–17. (In Russ.)
4. Gribunin V. G., Okov I. N., Turincev I. V. *Cifrovaya steganographia* [Digital steganography]. Moscow, Solon-Press Publ., 2002, 272 p.
5. Sharma C., Prashar D. Visible and invisible watermarking methods for quality loss of data. *International Journal of Advanced Research in Computer Science and Electronics Engineering*. 2012, Vol. 1, No. 3, P. 57–63.
6. Oreshkina E. I., Favorskaya M. N. [Classification of digital watermarking methods]. *Aktualniye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2015, No. 14 (1), P. 414–415. (In Russ.)
7. Borisova S. N. [Using the wavelet transform algorithm for embedding digital watermarks into image files]. *XXI vek: itogi proshlogo i problemy nastoyashchego plyus*. 2015, No. 2 (25), P. 110–115. (In Russ.)
8. Wang Xiang-yang et al. A new robust digital watermarking using local polar harmonic Transform. *Computers and Electrical Engineering*. 2015, No. 46, P. 403–418.
9. Chen Q., Yang X., Zhao J. Robust image watermarking with Zernike moments. *IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering*. 2005, P. 1340–1343.
10. Karthik P., Sathiyapriya E. Robust and High-Secured Watermarking System Using Zernike Moments. *International Journal of Innovative Research in Computer and Communication Engineering*. 2014, Vol. 2, P. 7074–7079.
11. Hui Zhang, HuazhongShu, GouenouCoatrieux, Jie Zhu, Jonathan Wu. Affine Legendre moment invariants for image watermarking robust to geometric distortions. *IEEE Transactions on Image Processing, Institute of Electrical and Electronics Engineers*. 2011, No. 20 (8), P. 2189–99.
12. Shniperov A. N., Sosnovskiy M. S., Shipulin P. M. [The Robust Image Digital Watermark Labeling Method Based on Orthogonal Zernike Moments]. *Information technologies*. 2019, Vol. 25, No. 7, P. 405–413. (In Russ.)
13. Shi J., Tomasi C. Good Features to Track. *IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. 1994, P. 593–600.
14. Chandan Singh, Sukhjeet K. Ranade. An Effective Image Watermarking System for High Embedding Capacity. *IJCA Proceedings on International Conference on Recent Advances and Future Trends in Information Technology*. 2012, P. 22–28.
15. Ismail A. Ismail, Mohamed A. Shouman, Khalid M. Hosny and Hayam M. Abdel Salam. Invariant Image Watermarking Using Accurate Zernike Moments. *Journal of Computer Science*. 2010, No. 6 (1), P. 52–59.

16. Chandan Singha, Ekta Waliab. Fast and numerically stable methods for the computation of Zernike moments. *Pattern Recognition*. 2010, Vol. 43, P. 2497–2506.
17. Chen Q., Yang X., Zhao J. Robust image watermarking with Zernike moments. *IEEE Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering*. 2005, P. 1340–1343.

© Шипулин П. М., Лебедев Р. В., Сосновский М. С., 2021

Шипулин Павел Михайлович – инженер-программист 2 категории сектора защиты информации; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: pshipulin@gmail.com.

Лебедев Роман Владимирович – начальник сектора защиты информации; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва». E-mail: lebedevrv@iss-reshetnev.ru.

Сосновский Максим Сергеевич – инженер-программист 3 категории сектора защиты информации; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева». E-mail: sosnovskiys@iss-reshetnev.ru.

Shipulin Pavel Mikhaylovich – software engineer of the information security sector; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: pshipulin@gmail.com.

Lebedev Roman Vladimirovich – head of the information security sector; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: lebedevrv@iss-reshetnev.ru.

Sosnovskiy Maksim Sergeevich – software engineer of the information security sector; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: sosnovskiys@iss-reshetnev.ru.

УДК 62-529

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-70-80

Для цитирования: Мобильное устройство сбора теплоэнергетических параметров холодильника / Д. А. Шуринова, А. Н. Коваленко, А. В. Мурыгин, А. Г. Суворов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 70–80. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-70-80.

For citation: Shurinova D. A., Kovalenko A. N., Myrygin A. V., Suvorov A. G. Development of a mobile device for collection of heat power parameters of the refrigerator // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 70–80. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-70-80.

Мобильное устройство сбора теплоэнергетических параметров холодильника

Д. А. Шуринова*, А. Н. Коваленко, А. В. Мурыгин, А. Г. Суворов

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

*E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru

Для сокращения количества времени, необходимого для проведения приёмо-сдаточных испытаний холодильника, была необходимость в разработке системы, описанной в данной статье, позволяющей сократить время проведения испытаний каждого холодильника до 6–9 мин. В статье описано, из чего состоит данная система, отдельно рассмотрена каждая единица оборудования и её роль в системе в целом, способ соединения всех приборов в единую установку, протокол связи, способ облачного хранения данных для возможности получения к ним доступа с любого мобильного устройства. Принцип работы установки заключается в измерении температуры в определённых точках конденсатора холодильника при подключении его к сети питания. Анализ теплоэнергетических свойств холодильника в совокупности с анализом скорости охлаждения холодильных камер (а также нагревом конденсатора) позволяет понять, соответствует ли каждый холодильник определённым характеристикам, установленным ГОСТом. Также в статье можно познакомиться с характеристиками используемых приборов (измеритель-регулятор температуры ТРМ 138, модуль измерения параметров электрической сети МЭ110-224-1М).

Ключевые слова: теплоэнергетические характеристики холодильника, приёмо-сдаточные испытания, конденсатор холодильника.

Development of a mobile device for collection of heat power parameters of the refrigerator

D. A. Shurinova*, A. N. Kovalenko, A. V. Myrygin, A. G. Suvorov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: dasha.shurinova@yandex.ru

To reduce the amount of time required for the acceptance testing of the refrigerator, it was necessary to develop the system described in this article, which would reduce the test time for each refrigerator to 6–9 minutes. The article describes what this system consists of, separately describes each piece of equipment and its role in the system as a whole, the method of connecting all devices into a single installation, the communication protocol, the method of cloud storage of data for the ability to access them from any mobile device. The principle of operation of the installation is to measure the temperature at certain

points of the condenser of the refrigerator when it is connected to the power supply. Analysis of the heat and power properties of the refrigerator in conjunction with the analysis of the cooling rate of the refrigerating chambers (as well as the heating of the condenser) makes it possible to understand whether each refrigerator corresponds to certain characteristics established by GOST. Also in the article you can get acquainted with the characteristics of the devices used (TPM 138 temperature meter-regulator; module for measuring parameters of the electrical network ME110-224-1M).

Keywords: heat and power characteristics of the refrigerator, acceptance tests, refrigerator condenser.

Введение. На современном производстве холодильного оборудования актуальной является проблема достаточно больших временных затрат на проведение приёмо-сдаточных испытаний. В качестве решения этой проблемы авторами статьи было принято решение разработать новую методику испытаний, требующую меньшего времени. Для создания новой методики контроля теплоэнергетических параметров холодильников в режиме конвейера необходимо собрать информацию по распределению температуры в разных точках конденсатора в соответствии с потребляемой электрической мощностью компрессора. Для этого требуется разработать многоканальную систему, позволяющую выполнять эти измерения и накапливать их значения.

Новая методика должна обеспечить возможность выполнения контроля параметров системы охлаждения холодильного агрегата за 6–9 мин. и при этом учитывать:

- изменение окружающей температуры;
- начальную температуру внутреннего шкафа холодильника;
- начальную температуру компрессора.

Для разработки методики потребуется:

- расширенный сбор с помощью термопар и термосопротивлений значений температуры в 8–12 точках конденсатора и внутреннего шкафа холодильника;
- информация о значениях тока и потребляемой мощности компрессора;
- значение напряжения в питающей сети.

В данной статье дается описание разработки переносной мобильной системы, позволяющей измерять и накапливать значения указанных параметров за любой интервал времени (до 24 ч.). Полученные параметры будут храниться в облачном сервере. Данный сервис позволяет хранить большой объём информации, который будет доступен с любого мобильного устройства.

Измерение температуры. На рис. 1 показано расположение мест крепления термодатчиков, установленных с целью контроля распределения температуры по трубкам конденсатора и компрессору стенки холодильника.

Разброс температур конденсатора в точках 2–9 находится в диапазоне от 16 до 60 °С [1]. Диапазон температурных значений в точке 1 (на самом компрессоре): от 16 до 120 °С. По причинам малого диаметра трубки конденсатора и неровности поверхности боковой стенки компрессора в качестве термодатчиков будут использованы термопары градуировки ХК с минимальным диаметром рабочего спая приблизительно равным 0,5 мм. Для крепления термопар к конденсатору применим специальные зажимы (рис. 2), крепление датчика к компрессору обеспечим при помощи липкой ленты.

На рис. 3 показано положение термодатчиков [2] в холодильной камере холодильника.

В морозильной камере крепление датчиков аналогичное.

В качестве датчиков используем термосопротивления градуировки 50М [3] (рис. 4, а). Для обеспечения возможности плотного закрывания двери холодильного шкафа подключение датчиков выполняем плоским кабелем [4].

В качестве приборов измерения температуры используем TPM 138 (рис. 4, б). Восьмиканальный прибор TPM 138 имеет возможность коммуникации по интерфейсу RS 485 [7], позволяет

вводить коррекцию для каждого из каналов измерения в отдельности, а также имеет удобную индикацию. Подключение термодатчиков делаем по схеме (рис. 5).



Рис. 1. Расположение мест крепления термодатчиков на конденсаторе холодильника

Fig. 1. Location of the mounting points of the temperature sensors on the condenser of the refrigerator

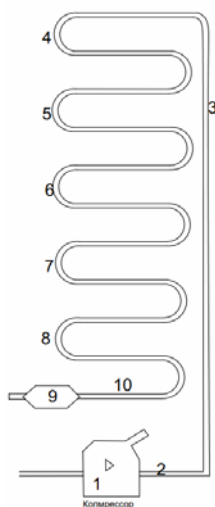


Рис. 2. Зажимы для крепления термопар к конденсатору холодильника

Fig. 2. Clips for attaching thermocouples to the condenser of the refrigerator

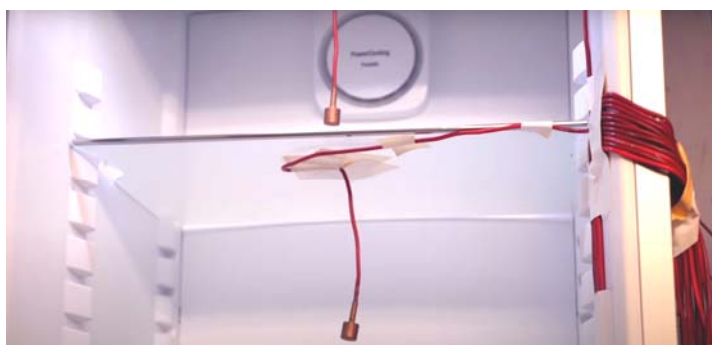


Рис. 3. Положение термодатчиков в холодильной камере

Fig. 3. The position of the temperature sensors in the refrigerating chamber is shown



а



б

Рис. 4. Термосопротивление градуировки 50М [5] (а); ТРМ 138 восьмиканальный регулятор с RS-485 [6] (б)

Fig. 4. Thermal resistance of calibration 50M [5] (a); TPM138 eight-channel controller with RS-485 [6] (b)

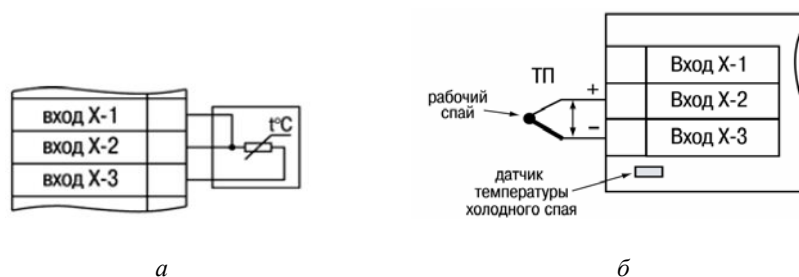


Рис. 5. Подключение термосопротивления к входам прибора ТРМ 138 [8] (а);
подключение термопары к входам прибора ТРМ 138 (б)

Fig. 5. Thermal resistance connection to the TPM 138 device inputs [8] (a); thermocouple connection to TPM 138 device inputs (b)

Для предотвращения влияния помех на показания прибора для каждого из каналов выполняется цифровая фильтрация измерений, состоящая из двух этапов:

Первый этап заключается в исключении выделяющихся от основного сигнала пиков и провалов. Для этого система автоматически ведёт контроль за вновь поступающими значениями сигнала, если новое значение отличается от предыдущего на величину большую, чем заранее установленная полоса фильтра (определяется для каждого из датчиков отдельным параметром), то такой входной сигнал будет отфильтрован системой. Задание слишком малой полосы фильтра ведёт к замедлению реакции датчика на резко изменяющееся входное воздействие.

Второй этап заключается в сглаживании результатов измерений, параметр демпфирования можно задать, чем больше этот коэффициент, тем медленнее реакция прибора на изменение входной величины (рис. 6, 7).

Измеренное значение (уровень)	Значение постоянной времени фильтра														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
	Количество измерений, необходимое для достижения уровня														
7,0	2	3	5	6	7	8	9	11	12	13	14	16	17	18	19
9,0	4	6	8	11	13	15	18	20	23	25	27	29	31	34	36
9,5	5	8	11	14	18	20	23	26	29	32	35	38	41	44	46

При необходимости данный фильтр отключается установкой $\bar{c}_n.Fd(PL-1) = 0$.

Рис. 6. Зависимость уровня от постоянной времени фильтра

Fig. 6. Dependence of the level on the filter time constant

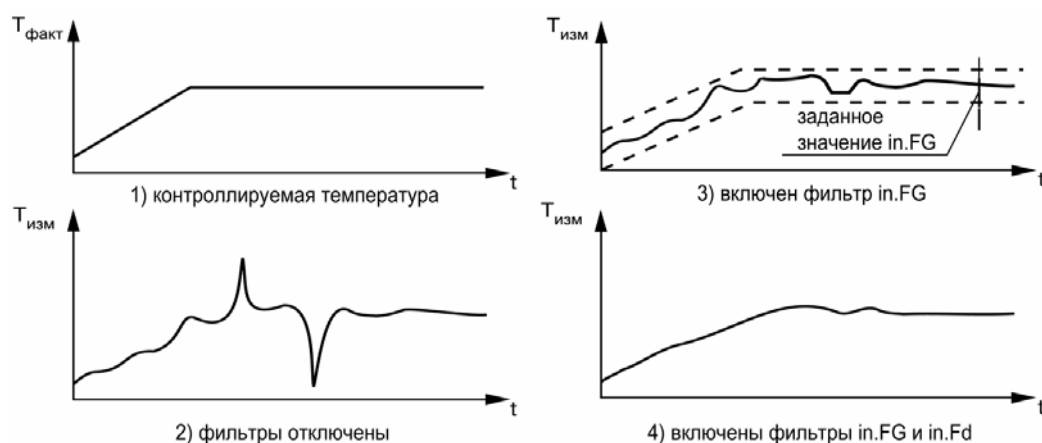


Рис. 7. Временные диаграммы работы цифровых фильтров

Fig. 7. Timing diagrams of digital filters operation

С целью устранения начальной погрешности преобразования входных сигналов, а также погрешностей, появившихся по причине воздействия соседних проводов, измеренное значение может нуждаться в коррекции. Прибор способен осуществлять 2 типа коррекции, реализующих сдвиг или наклон характеристики на заданную величину.

1. Сдвиг характеристики (рис. 8). Заключается в суммировании измеренной величины с неким заданным пользователем значением, введённым через параметры. Для каждого канала измерения значение смещения задаётся индивидуально [8].

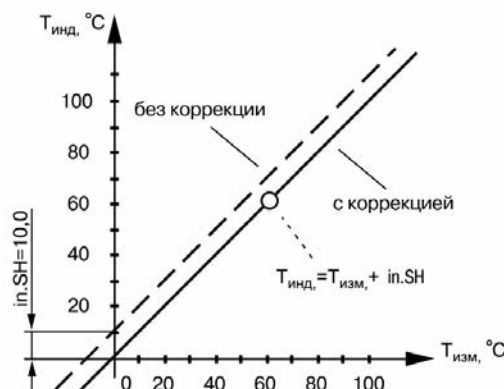


Рис. 8. Пример применения коррекции типа «сдвиг характеристики»

Fig. 8. An example of applying the correction of the “characteristic shift” type

2. Изменение наклона характеристики (рис. 9). Коррекция происходит за счёт умножения откорректированной величины на коэффициент, введённый пользователем в параметрах. Данный коэффициент индивидуален для каждого канала измерения.

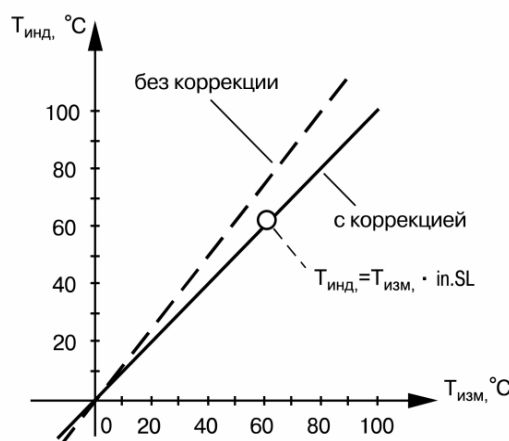


Рис. 9. Пример применения коррекции типа «наклон характеристики»

Fig. 9. An example of applying a correction of the “slope” type

Второй тип коррекции рекомендуется применять при значениях измеряемой величины, близких к максимальным, где погрешность измерения становится более значительной. Возможно применение обоих видов коррекции для канала измерения одновременно.

Измерение потребляемой мощности. Измерение потребляемой компрессором мощности позволяет установить связь во времени между распределением температур и потраченной на это электрической энергией.

Исходя из параметров потребления электроэнергии, мы сможем измерить:

- напряжение питания компрессора ($220 \text{ В} \pm 10 \%$);
- силу тока ($0\text{--}2 \text{ А}$);
- $\cos \varphi$;
- активную мощность ($0\text{--}200 \text{ Вт}$).

Для измерения этих параметров будем использовать измеритель МЭ110-224-1М [9]. Схема подключения измерителя мощности к холодильному агрегату приведена на рис. 10 [10]. В качестве нагрузки в нашем случае выступает цепь питания холодильника.

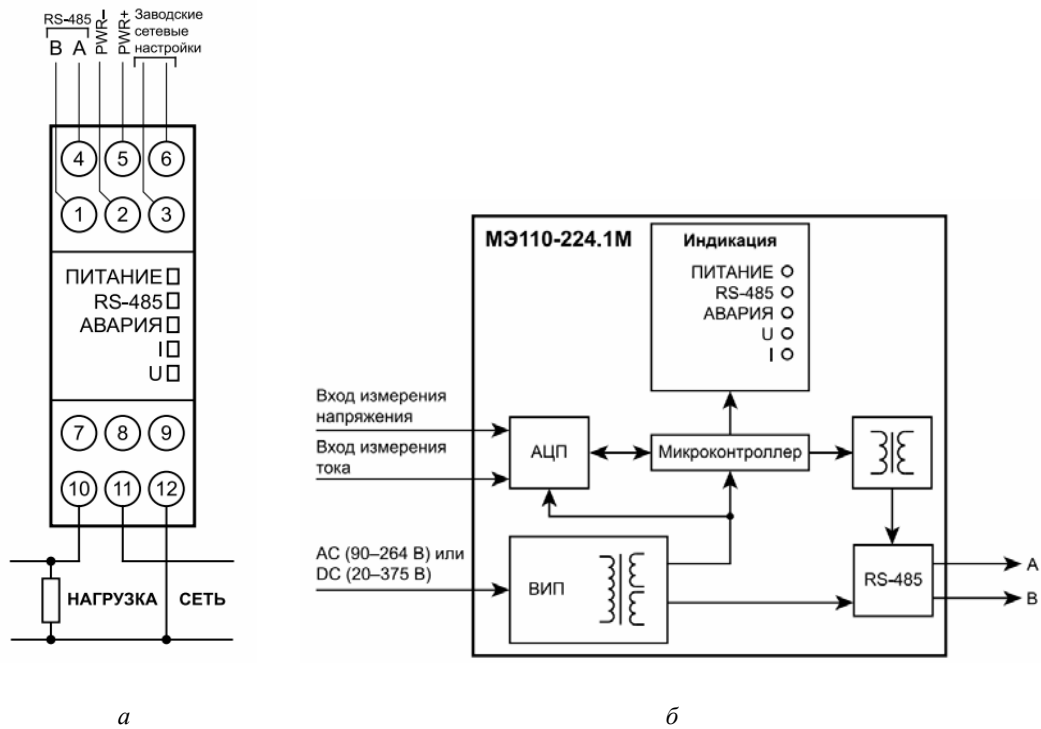


Рис. 10. Подключение модуля измерения параметров электрической цепи питания холодильника (а); структурная схема прибора (б)

Fig. 10. Connecting the module for measuring parameters of the electric power circuit of the refrigerator (a); Block diagram of the device (b)

Измерение параметров происходит следующим образом (рис. 11) [11].

1. Действующее напряжение измеряется посредством преобразования входного сигнала делителем напряжения и подачей сигнала на фильтр нижних частот. Дальнейшая обработка сигнала выполняется АЦП и микроконтроллером, рассчитывающим действующее значение напряжения по следующей формуле:

$$V_{rms} = K_v \sqrt{(1 \div T) * \int_0^T V^2(t) dt}, \quad (1)$$

где V – значение фазного напряжения; T – период; K_v – коэффициент трансформации по напряжению.

2. Действующий ток измеряется посредством прохождения входного сигнала через токовый шунт и далее на фильтр нижних частот. Дальнейшая обработка сигнала выполняется АЦП и микроконтроллером, рассчитывающим действующее значение тока по следующей формуле:

$$I_{rms} = K_i \sqrt{(1 \div T) * \int_0^T I^2(t) dt}; \quad (2)$$

3) Полная, активная и реактивная мощности вычисляются прибором по ниже указанным формулам.

Полная:

$$S = V_{rms} * I_{rms}. \quad (3)$$

Активная:

$$S = V_{rms} * I_{rms} * \cos \varphi. \quad (4)$$

Реактивная:

$$S = V_{rms} * I_{rms} * \sin \varphi. \quad (5)$$

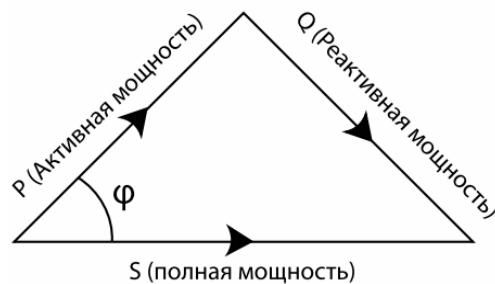


Рис. 11. Диаграмма соотношения мощностей

Fig. 11. Power ratio diagram

Сбор и накопление измеренных значений. Для сбора и сохранения данных о температурах и электрических параметрах на облачном сервере OwenCloud будем использовать ПМ210 сетевой шлюз для доступа к сервису OwenCloud RS-485 <--> GPRS. Связь приборов по RS 485 [12] показана на рис. 12.

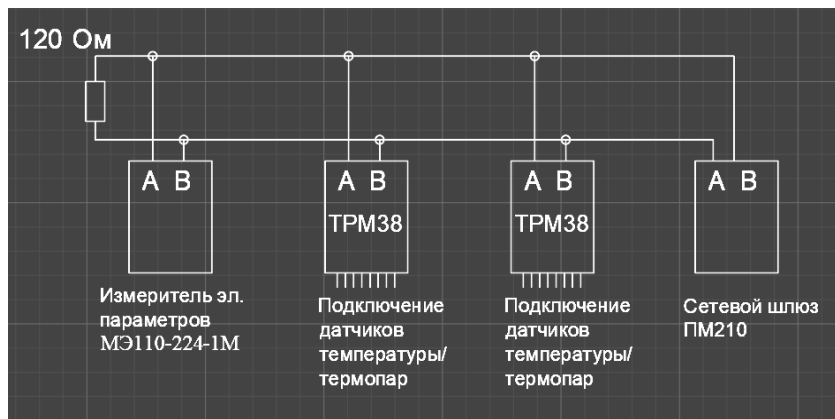


Рис. 12. Связь приборов по RS 485 [12]

Fig. 12. Communication of devices via RS 485 [12]

Для просмотра данных, полученных от прибора удалённо, а также с целью сохранения информации о температуре в привязке ко времени, используется сервис Овен Клауд. Для добавления прибора в сервис вводим на сайте Овен Клауд параметры прибора (рис. 13) [13].

Рис. 13. Добавление прибора в облачный сервис ОВЕН для просмотра значений температуры дистанционно

Fig. 13. Adding the device to the ARIES cloud service to view temperature values remotely

Далее задаём параметры общения прибора с модемом (тип прибора, часовой пояс и т. д.), протокол общения выбираем ModBus (рис. 14) [14].

Рис. 14. Задаваемые параметры общения модема с прибором

Fig. 14. Configurable parameters of communication between the modem and the device

Просматривать получаемые значения температуры можно в виде графика (рис. 15) или в виде таблицы (рис. 16), что позволяет наглядно отображать информацию. Внимание просматривающего сразу будет обращено на большие перепады, отклонение от нормы также будет очевидно при просмотре графика. Графическая зависимость параметра от времени позволяет сразу обнаружить актуальную информацию в привязке к определённому холодильнику.

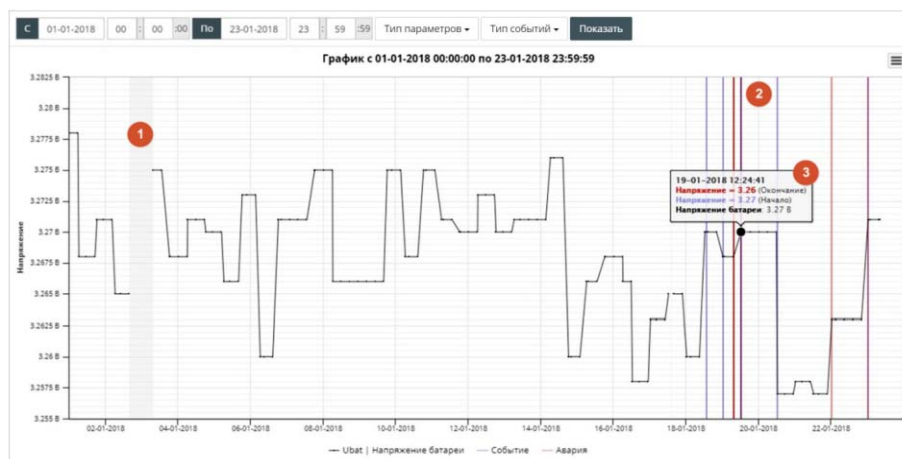


Рис. 15. Графический вывод параметров

Fig. 15. Graphical display of parameters

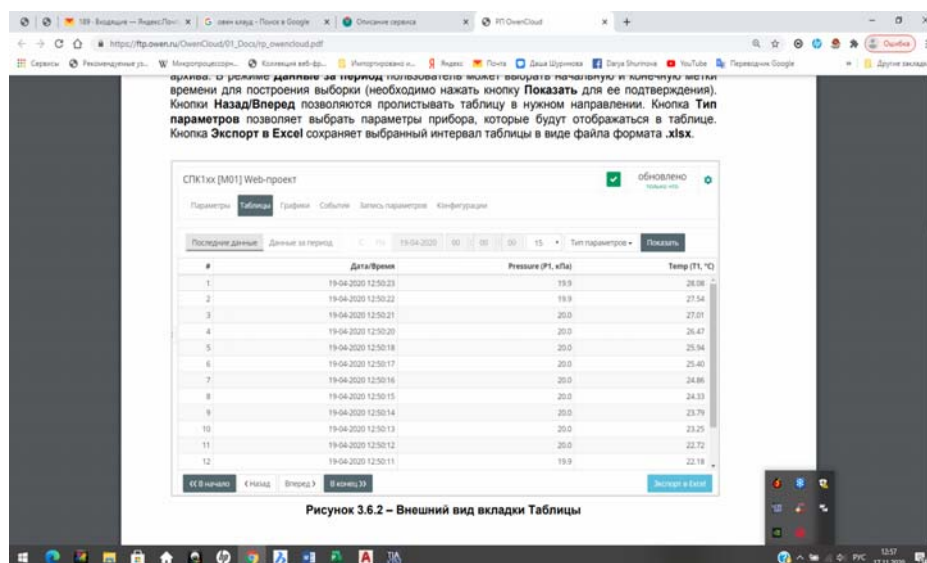


Рис. 16. Вывод параметров в виде таблицы

Fig. 16. Output of parameters in the form of a table

Доступ к данным из облачного сервиса доступен с любого устройства, подключенного к интернету.

Заключение. Разработанная авторами статьи система позволит реализовать описанный в начале статьи метод проведения приёмо-сдаточных испытаний холодильников со значительно меньшими временными затратами, создание описанной выше системы становится первым шагом к внедрению нового метода на предприятии [15].

Библиографические ссылки

1. ГОСТ 16317–87. Приборы холодильные электрические бытовые. Общие технические условия (с Изменениями № 1, 2, 3).
2. Волошин И. Ф., Касперович А. С., Шашков А. Г. Полупроводниковые термосопротивления. Минск : Изд-во Акад. наук БССР, 1959. 197 с.
3. Градуировка 50 м [Электронный ресурс]. URL: <http://elektrouzel.ru/instrumentation/calibration/71-graduirovka-50m.html> (дата обращения: 10.10.2020).
4. Кабель плоский [Электронный ресурс]. URL: <https://www.chipdip.ru/catalog/flat-cable> (дата обращения: 11.10.2020).
5. Термосопротивления с кабельным выводом [Электронный ресурс]. URL: https://insat.ru/products/?category=2609&gclid=CjwKCAiA7939BRBMEiwA-hX5Jz2YnJJeq0e3VmDDwRZcc8IugT2LIYXDYfZiQq4QCKQf4wvhZwu7SRoCzMQQAvD_BwE (дата обращения: 11.10.2020).
6. Восьмиканальный регулятор с RS485 [Электронный ресурс]. URL: <https://owen.ru/product/trm138/price> (дата обращения: 11.10.2020).
7. Кюгельштадт Т. Гид по структуре RS-485. Отчет по применению SLLA272C. Февраль 2008 г. Редакция октября 2016. 10 с.
8. Схемы подключения TRM138 [Электронный ресурс]. URL: <https://owen.ru/product/trm138/connection> (дата обращения: 13.10.2020).
9. Модули измерения параметров электрической цепи [Электронный ресурс]. URL: https://owen.ru/product/moduli_izmereniya_parametrov_elektricheskoy_seti (дата обращения: 13.10.2020).
10. Руководство по эксплуатации МЭ110-224-1М. 50 с. [Электронный ресурс]. URL: https://owen.ru/uploads/re_me110-224.1m_2092.pdf (дата обращения: 13.10.2020).
11. ОВЕН. Модуль электроизмерительный МЭ110-224.1М. Руководство по эксплуатации 02.2020 версия 1.13 [Электронный ресурс]. URL: https://owen.ru/product/moduli_izmereniya_parametrov_elektricheskoy_seti (дата обращения: 13.10.2020).
12. Акселсон Я. Устройство последовательного порта: Программирование Rs-232 и Rs-485. 1998. 380 с.
13. Electronic textbook owen [Электронный ресурс]. URL: <https://owen.ru/owencloud> (дата обращения: 13.10.2020).
14. Ринальди Д. Modbus: Руководство по Modbus для всех. Независимая издательская платформа Createspace. 2015. 92 с.
15. Owen Cloud. Облачный сервис. Руководство пользователя. 25.09.2020. Версия 1.07.

References

1. GOST 16317–87. *Pribory holodilnye elektricheskie bitovye. Obshietekhnicheskiye sloviya* [State Standard 16317–87: Household electrical refrigeration appliances. General technical conditions (with amendments No. 1, 2, 3)]. Moscow, Standartinform Publ., 1987. 22 p.
2. Voloshin I. F., Kasperovich A. S., Shashkov A. G. *Polyprovodnikovye termosoprotivleniya* [Semiconductor Thermal Resistance]. Minsk, Publishing house Acad. Sciences BSSR, 1959, 197 p.
3. *Gradyirovka 50 m* [Graduation 50 m]. Available at: <http://elektrouzel.ru/instrumentation/calibration/71-graduirovka-50m.html> (accessed: 10.10.2020). (In Russ.)
4. *Kabel plosky* [Flat cable]. Available at: <https://www.chipdip.ru/catalog/flat-cable> (accessed 10.11.2020). (In Russ.)
5. *Termosoprotivleniya s kabelnym vivodom* [Thermoresistance with cable outlet]. Available at: <https://insat.ru/products/?category=2609&gclid=CjwKCAiA7939BRBMEiwAhX5Jz2YnJJeq0e3VmD>

DwRZcc8IugT2LIYXDYfZiQq4QCKQf4wvhZwu7SRoCzMQQAvD_BwE (accessed: 11.10.2020). (In Russ.)

6. *Vosmikanalny regylator s RS485* [Eight-channel thermostat with RS-485]. Available at: <https://owen.ru/product/trm138/price> (accessed: 10.11.2020). (In Russ.)

7. *Thomas Kugelstadt. Gidpo structure RS485. Otchetpoprimeneni SLLA272C* [The RS-485 Design Guide. Application Report SLLA272C]. February 2008–Revised October 2016. 10 p.

8. *Shemy podklucheniya TRM138* [Connection diagram for TRM138]. Available at: <https://owen.ru/product/trm138/connection> (accessed: 13.10.2020). (In Russ.)

9. *Moduli izmereniya parametrov electrycheskoi tsepi* [Modules for measuring electrical network parameters]. Available at: https://owen.ru/product/moduli_izmereniya_parametrov_elektricheskoy_seti (accessed: 13.10.2020). (In Russ.)

10. Manual ME110-224-1M. 50 p. Available at: https://owen.ru/uploads/re_me110-224.1m_2092.pdf (accessed: 13.10.2020). (In Russ.)

11. *OVEN. Modul elektroizmeritelny ME110-224.1M. Rukovodstvo po ekspluatatsii 02.2020 versiya 1.13*. [OVEN. Module for measuring the parameters of electrical network ME110-224.1M. Manual. Version 1.13]. Available at: https://owen.ru/product/moduli_izmereniya_parametrov_elektricheskoy_seti (accessed: 13.10.2020). (In Russ.)

12. Jan Axelson. Serial Port Complete: Programming and Circuits for Rs-232 and Rs-485 Links and Networks. 1998, 380 p.

13. Owen Cloud [OwenCloud]. Available at: <https://owen.ru/owencloud> (accessed 10.13.2020). (In Russ.)

14. Rinaldi J. Modbus: The Everyman's Guide to Modbus. Createspace Independent Publishing Platform. 2015, 92 p.

15. *Owen Cloud. Oblachny servis. Rykovodstvo polzovatelya* [OwenCloud.Cloud service. User-guide]. 09.25.2020. Version 1.07.

© Шуринова Д. А., Суворов А. Г., Коваленко А. Н., Мурыгин А. В., 2021

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

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

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

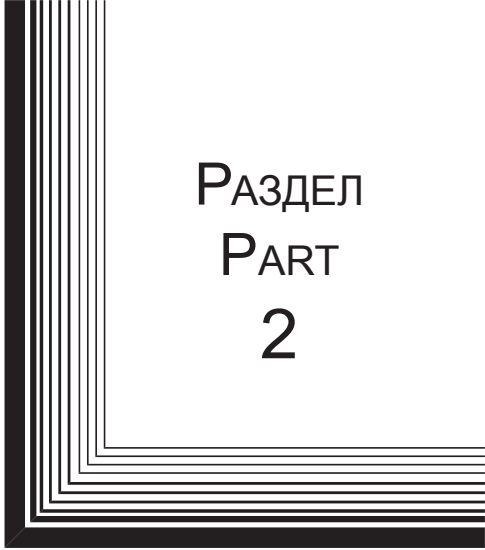
Мурыгин Александр Владимирович – доктор технических наук, заведующий кафедрой информационно-управляющие систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: avm514@mail.ru.

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

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

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

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



РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



УДК 621.43.056

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93

Для цитирования: Бакланов А. В. Возможность использования метано-водородного топлива в конвертированных газотурбинных двигателях для энергетических установок // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 82–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93.

For citation: Baklanov A. V. The possibility of using methane-hydrogen fuel in converted gas turbine engines for power plants // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 82–93. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-82-93.

Возможность использования метано-водородного топлива в конвертированных газотурбинных двигателях для энергетических установок

А. В. Бакланов

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ
Российская Федерация, 420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Учитывая, что в последнее время активно разрабатывается тема использования метано-водородных смесей в качестве топлива для газотурбинных двигателей, используемых в составе энергетических установок, необходимо иметь инженерные методики по расчету топливной системы и камеры сгорания двигателей, работающих на таком топливе. В данной статье предлагается методика, позволяющая выполнить такие расчеты. Для расчета взята газотурбинная установка на базе конвертированного авиационного двигателя НК-16СТ.

Расчет по данной методике производится в три этапа. На первом этапе выбирается состав и определяются теплофизические характеристики рассматриваемого газа. На втором – производится расчет топливной системы, строятся расходные характеристики топливной системы двигателя и системы камеры сгорания. Производится сравнение расходных характеристик, построенных для природного газа и метано-водородной смеси. Данный анализ позволяет выработать рекомендации по оптимизации конструкции топливоподводящей аппаратуры и топливных форсунок в части изменения объема внутренних каналов. На третьем этапе производится расчет камеры сгорания и вырабатываются рекомендации о необходимости изменения фронтального устройства или перераспределения воздуха по длине жаровой трубы. С помощью параметра объемной теплонапряженности выполняется оценка достаточности имеющегося объема жаровой трубы для работы на метано-водородной смеси и определяется средняя температура газа в зоне горения камеры сгорания.

По результатам выполненной работы подтверждена возможность работы газотурбинной установки НК-16СТ на метано-водородной смеси, сделаны выводы, что для подвода больших объемов метано-водородной смеси, по сравнению с природным газом, требуется увеличить размеры топливных трубопроводов, агрегатов дозирования, регулирования и топливных форсунок.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, энергетическая установка, камера сгорания, метано-водородное топливо, топливная система.

The possibility of using methane-hydrogen fuel in converted gas turbine engines for power plants

A. V. Baklanov

Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev – KAI
10, K. Marx St., Kazan, Tatarstan, 420111, Russian Federation
E-mail: andreybaklanov@bk.ru

Given that the topic of using methane-hydrogen mixtures as fuel for gas turbine engines used as part of power plants has been actively developed recently, it is necessary to have engineering methods for calculating the fuel system and the combustion chamber of engines operating on such fuel. In this article, we propose a method that allows to perform such calculations. For the calculation, a gas turbine unit (GTU) NK-16ST based on a converted aircraft engine is taken.

The calculation according to this method is made in three stages. At the first stage, the composition is selected and the thermophysical characteristics of the gas in question are determined. At the second stage, the fuel system is calculated, the consumption characteristics of the engine fuel system and the combustion chamber system are built. A comparison of the consumption characteristics built for natural gas and methane-hydrogen mixture is made. This analysis allows us to develop recommendations for optimizing the design of fuel supply equipment and fuel nozzles, in terms of changing the volume of internal channels. At the third stage, the combustion chamber is calculated and recommendations are made about the need to change the front-end device or redistribute air along the length of the flame tube. The burning heat stress parameter is used to estimate the sufficiency of the available volume of the flame tube for operation on a methane-hydrogen mixture and to determine the average gas temperature in the combustion zone of the combustion chamber.

According to the result of the work performed the possibility of operating the NK-16ST gas turbine unit on a methane-hydrogen mixture was confirmed. It is also concluded that for the supply of large volumes of methane-hydrogen mixture, in comparison with natural gas, it is necessary to increase the size of pipelines, metering units, control units and fuel nozzles.

Keywords: gas turbine engine, power plant, combustion chamber, methane-hydrogen fuel, fuel system.

Введение. Принято считать, что в долгосрочной перспективе на смену природному газу должно прийти водородное топливо. Водород – самое эффективное и экологически чистое топливо. Его свойства обеспечивают возможность повышения КПД тепловых двигателей и энергетических установок, причем реальный цикл двигателя при работе на водороде стремится к теоретическому по сравнению с любым углеводородным топливом. Применение метано-водородного топлива способствует снижению токсичности выбросов в 35–40 %, объема выбросов парниковых газов, эксплуатационного расхода топлива.

Поэтому в настоящее время в России и за рубежом уделяется много внимания вопросу разработки технологии получения метано-водородных смесей (МВС), производимых в процессах адиабатической конверсии метана (АКМ). Получаемая метано-водородная смесь может применяться в качестве топлива для наземных приводных газотурбинных двигателей.

Данный вопрос требует основательной научной проработки, так как применение метано-водородного топлива может привести к изменению в конструкции двигателя и его эксплуатационных параметров. Поэтому в данной статье предлагается общая универсальная методика расчета топливной системы и камеры сгорания для адаптации газотурбинной установки (ГТУ) к работе на метано-водородном топливе [1].

Расчет разделен на три части. В первой части расчета определяются теплофизические характеристики газообразного топлива имеющегося состава. Во второй части выполняется расчет топливной системы и формируются рекомендации по оптимизации ее конструкции. В третьей части производится расчет камеры сгорания и вырабатываются рекомендации о необходимости изменения топливных форсунок, а также о перераспределении отверстий подвода воздуха по длине жаровой трубы [2; 3].

Объект исследования. В качестве объекта исследования рассматривается ГТУ на базе двигателя НК-16СТ.

Газотурбинный двигатель НК-16СТ (рис. 1) предназначен для газодобывающей отрасли и энергетики, создан на базе авиационного двигателя НК-8-2У. Применяется в газоперекачивающих агрегатах ГПА-Ц-16. В качестве топлива используется природный газ.



Рис. 1. Газотурбинный двигатель НК-16СТ

Fig. 1. Gas turbine engine NK-16ST

Параметры двигателя занесены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры ГТД НК-16СТ

Наименование параметра	Значение
Мощность, МВт	16
Эффективный КПД, %	29
Степень повышения давления	8,85
Расход топливного газа, кг/час	4240
Расход рабочего тела, кг/сек.	98
Температура газа перед турбиной, К	1100
Частота вращения силовой турбины, об./мин.	5300
Температура газов на выходе из СТ, °С	450

В серийной камере сгорания двигателя НК-16СТ заложены технические решения, позволяющие реализовать однозонное диффузионное горение, которое наиболее приемлемо для обеспечения сжигания газов различного состава [4].

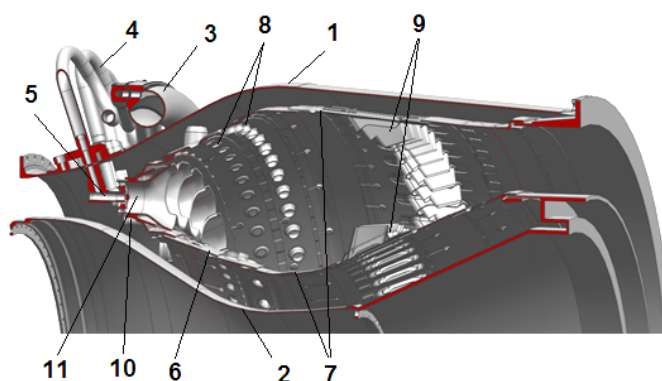


Рис. 2. Камера сгорания ГТУ НК-16СТ

Fig. 2. Combustion chamber of GTU NK-16ST

Конструкция камеры сгорания (рис. 2) состоит из наружного 1 и внутреннего 2 корпуса, газового коллектора 3, трубопроводов 4 для подачи топлива к форсункам 5, жаровой трубы 6, со-

держашей кожухи 7 с отверстиями 8 и патрубками смесителей 9. Фронтное устройство 10 содержит 32 горелки 11. Жаровая труба – кольцевая, многосекционная, обеспечивающая конвективно-пленочное охлаждение стенок [5].

Определение теплофизических характеристик газообразного топлива. Для выполнения первой части расчетов рассматривается состав метано-водородной смеси, служащей в качестве топлива. Выполняется расчет его низшей теплоты сгорания и определяется стехиометрический коэффициент. Состав метано-водородной смеси, принятый для расчета, приведен в табл. 2.

Таблица 2

Состав метано-водородной смеси

Компонент	Молярная масса M_i , кг/моль	Низшая теплота сгорания H_{ci} , МДж/кг	Объемная доля v_i , %
Этан C_2H_6	0,0301	47,5	0,016
Водород H_2	0,002016	119,83	0,299
Метан CH_4	0,016042	50	0,685

Расчет молярной концентрации каждого компонента выполняется по формуле

$$C_i = \frac{v_i}{0,02404}, \quad (1)$$

где C_i – молярная концентрация i -го компонента, моль/м³; v_i – объемная доля i -го компонента; 0,02404 м³/моль = 0,0224 м³/моль (293,15 К/273,15 К) – молярный объем идеального газа при 20 °С (293,15 К) и давлении 101325 Па, где 0,0224 м³/моль – молярный объем идеального газа при 0 °С и давлении 101325 Па.

Зная молярную концентрацию C_i и молярную массу M_i (табл. 2) каждого компонента, определяем массовую концентрацию каждого компонента, содержащегося в 1 м³ метано-водородной смеси Y_i , кг/м³ [6]

$$Y_i = C_i M_i, \quad (2)$$

где Y_i – массовая концентрация i -го компонента в 1 м³ коксового газа, кг/м³.

Сумма масс компонентов, содержащихся в 1 м³ метано-водородной смеси, будет являться массой 1 м³ метано-водородной смеси, т. е. его плотность будет соответствовать:

$$\rho = \sum_i \rho_i = 0,43 \text{ кг/м}^3, \quad (3)$$

где ρ – плотность метано-водородной смеси, кг/м³.

Определяем массовую долю каждого компонента:

$$\omega_i = \frac{\rho_i}{\rho}, \quad (4)$$

где ω_i – массовая доля i -го компонента.

Результаты расчета массовых долей компонентов приведены в табл. 3.

Таблица 3

Массовые доли компонентов

Компонент	Масса компонента в 1 м ³ ρ_i , кг/м ³	Массовая доля ω_i
Этан C_2H_6	0,020	0,039
Водород H_2	0,025	0,049
Метан CH_4	0,457	0,910

Зная массовые доли компонентов, рассчитывается массовая теплотворная способность. Для рассматриваемого состава низшая теплотворная способность метано-водородной смеси H_{uMB} , МДж/кг составляет

$$H_{uMB} = \sum_i \omega_i H_{ui} = 53,38 \text{ МДж/кг}, \quad (5)$$

где H_{ui} – низшая теплотворная способность i -го компонента, МДж/кг (табл. 2).

Стехиометрический коэффициент метано-водородной смеси L_0 , кг воздуха/кг топлива – это масса воздуха, необходимая для полного сгорания 1 кг метано-водородной смеси. Для этого необходимо оценить количество кислорода, которое требуется для сгорания всех горючих компонентов метано-водородной смеси, т. е. водорода H_2 , метана CH_4 , этана C_2H_6 .

Как известно, 1 кг C_2H_6 стехиометрически реагирует с 3,73 кг O_2 , 1 кг H_2 – с 7,9 кг O_2 , 1 кг CH_4 – с 3,99 кг O_2 . Таким образом, количество кислорода m_0 , необходимое для сгорания 1 кг метано-водородной смеси, составляет

$$m_0 = \sum_i \omega_i m_{0i} = 4,17 \text{ кг}, \quad (6)$$

где m_{0i} – масса кислорода, стехиометрически реагирующая с i -м компонентом, кг.

Учитывая, что в 1 кг воздуха содержится 0,232 кг кислорода, получаем стехиометрический коэффициент:

$$L_0 = \frac{m_0}{0,232} = 17,99 \frac{\text{кг ВОЗ}}{\text{кг ТОПЛ}}. \quad (7)$$

Расход природного газа при работе двигателя НК-16СТ на номинальном режиме ($N_{СТ} = 16$ МВт) составляет $G_{ПГ} = 1,179$ кг/с (см. табл. 1). Эквивалентный расход метано-водородной смеси G_{MB} газа для того же режима будет составлять

$$G_{MB} = \frac{G_{ПГ} H_{uПГ}}{H_{uMB}} = 1,1 \text{ кг/с}, \quad (8)$$

где $H_{uMB} = 49,84$ МДж/кг – низшая теплотворная способность природного газа.

Когда известен расход топливного газа, необходимо выполнить вторую часть расчета и определить возможность топливной системы пропустить через себя этот расход, т. е. выполняется ли условие

$$G_T = G_K, \quad (9)$$

где G_T – расход топлива на выходе из дозатора газа; G_K – расход через топливную систему камеры сгорания.

Расчет топливной системы. Под топливной системой камеры сгорания понимается топливный коллектор, топливопроводы и форсунки (рис. 2).

Расход через топливную систему камеры сгорания определяется по формуле [7]:

$$G_K = \mu F_\Phi \sqrt{2\rho(p_{вх} - p_K)}, \quad (10)$$

где μ – коэффициент расхода топливной системы камеры сгорания; F_Φ – суммарная площадь отверстий форсунок; ρ – плотность топливного газа; $p_{вх}$ – статическое давление топливного газа на входе в топливный коллектор; p_K – статическое давление воздуха в камере сгорания.

Плотность топливного газа определяется по следующей формуле:

$$\rho = \frac{p_{\text{вх}}}{R_{\Gamma} T},$$

где R_{Γ} – газовая постоянная топливного газа; T – температура. Подставив выражение для плотности в (10) получаем

$$G_{\text{к}} = \mu F_{\Phi} \sqrt{2 \frac{p_{\text{вх}}}{R_{\Gamma} T} (p_{\text{вх}} - p_{\text{к}})}. \quad (11)$$

Подставив (11) в (9) и умножив обе части равенства на $\frac{\sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ и проведя необходимые преобразования, получаем:

$$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}$$

или

$$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{к}} \bar{p}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}, \quad (12)$$

где $\bar{p} = \frac{p_{\text{вх}}}{p_{\text{к}}}$.

Параметры $\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ и $\frac{G_{\text{к}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}}$ будем называть расходными характеристиками топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания, соответственно.

Определим графическим способом значение параметра $\bar{p}$ для номинального режима работы двигателя НК-16СТ на природном газе (рис. 3). Для этого построим кривые $\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{к}} \bar{p}}$ и

$\frac{G_{\text{т}} \sqrt{T}}{p_{\text{вх}}} = \mu F \sqrt{\frac{2}{R_{\Gamma}} \left(-\frac{1}{\bar{p}} \right)}$ для различных значений $\bar{p}$ и найдем точку их пересечения. При построении кривых считаем $G_{\text{т}} = G_{\text{шт}} = 1,179$ кг/с, $T = 293$ К, $p_{\text{к}} = 941438,4$ Па (из дроссельной характеристики двигателя НК-16СТ), $R_{\Gamma} = 519$ Дж/(кг·К), $\mu = 0,731$ (по результатам продувок топливной системы камеры сгорания), $F_{\Phi} = 0,000845$ м² (у камеры сгорания НК-16СТ имеется 32 форсунки, в каждой из которых выполнено 4 отверстия диаметром $d_{\text{отв}} = 2,9$ мм). Из рис. 3 видно, что кривые расходных характеристик пересекаются в точке $\bar{p} = 1,25$, что соответствует давлению на входе в топливную систему камеры сгорания $p_{\text{вх}} = 1,25 \cdot 941438,4$ Па = 1176798 Па = 12 кгс/см².

На рис. 4 показаны кривые расходных характеристик топливных систем двигателя и камеры сгорания, построенные для работы двигателя НК-16СТ на метано-водородной смеси. При построении кривых считается $G_{\text{т}} = G_{\text{мв}} = 1,1$ кг/с, $R_{\Gamma} = 688$ Дж/(кг·К). Из рис. 4 видно, что при использовании форсунок со штатными диаметрами отверстий $d_{\text{отв}} = 2,9$ мм ($F_{\Phi} = 0,000845$ м²) кривые расходных характеристик пересекаются в точке $\bar{p} = 1,25$, что соответствует давлению на входе в топливную систему камеры сгорания $p_{\text{вх}} = 1,25 \cdot 941438,4$ Па = 1181505 Па = 12,05 кгс/см². Для того чтобы кривые расходных характеристик пересекались в точке $\bar{p} = 1,28$ (как при работе двигателя на природном газе) необходимо диаметр отверстий форсунок увеличить до $d_{\text{отв}} = 3$ мм ($F_{\Phi} = 0,0009$ м²).

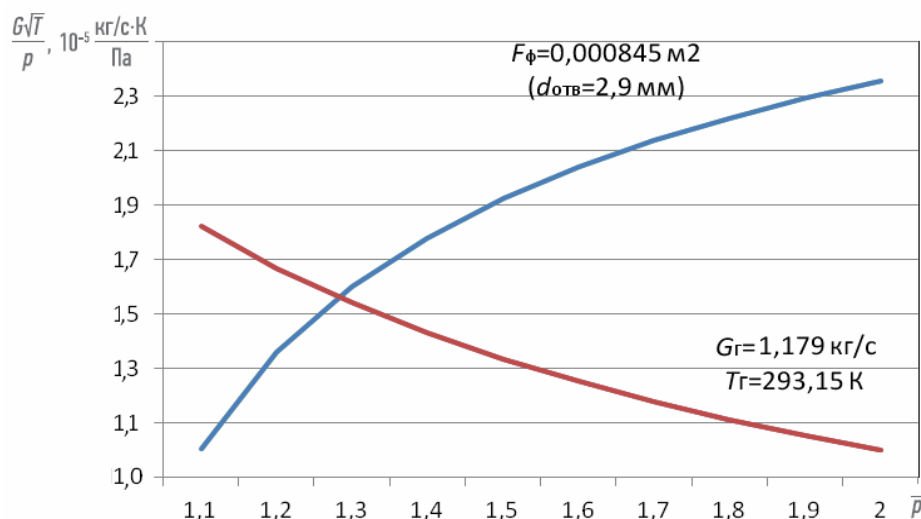


Рис. 3. Расходные характеристики топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания при работе двигателя на природном газе

Fig. 3. Consumption characteristics of the fuel system of the combustion chamber when the engine is running on natural gas

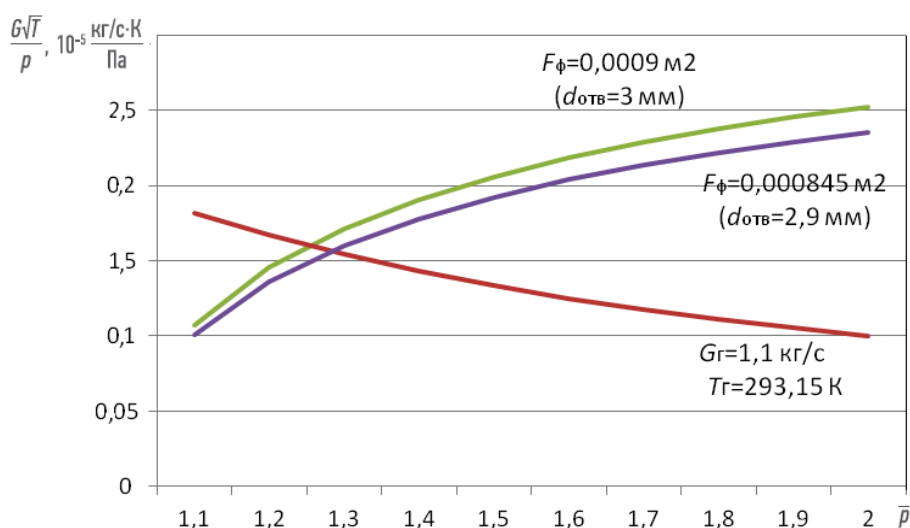


Рис. 4. Расходные характеристики топливной системы двигателя и топливной системы камеры сгорания при работе двигателя на метано-водородной смеси

Fig. 4. Consumption characteristics of the fuel system of the combustion chamber system when the engine is running on a methane-hydrogen mixture

В соответствии с выполненным расчетом, выработаны рекомендации по доработке топливной системы для работы на метано-водородной смеси: 1) требуется изменение диаметра трубопроводов подвода газа к форсункам; 2) требуется увеличение внутренних каналов форсунки и диаметров отверстий для струйной подачи газа.

Расчет камеры сгорания. В третьей части производится расчет необходимости перераспределения отверстий подвода воздуха по длине жаровой трубы.

В жаровой трубе камеры сгорания происходит взаимодействие закрученных струй топливоздушной смеси, выходящих из горелок, с воздухом, подаваемым из основных отверстий в зону горения и смешения [8] (см. рис. 2).

Глубина проникновения струй воздуха в отверстиях, расположенных в зоне горения, определяется их диаметром и соотношением газодинамических напоров струй воздуха и газового потока. «Вторичный» воздух, подаваемый в зону смешения камеры сгорания через подводящие смесительные патрубки, определяет максимальную температуру и влияет на формирование температурного поля газового потока на выходе из камеры сгорания [9] (см. рис. 2).

Для расчета распределения воздуха по длине жаровой трубы необходимо принять некоторые допущения:

1. Число поясов подвода воздуха соответствует значению серийной камеры сгорания (табл. 4).
2. Определяется относительная площадь отверстий в каждом поясе (рис. 5):

$$f_i = \frac{F_i}{F_0}, \quad (13)$$

где F_i – суммарная площадь отверстий i -го пояса; F_0 – суммарная площадь всех отверстий.

3. Относительные расстояния $\bar{L}_i = L_i / L_{\text{ЖТ}}$, где L_i – расстояние от фронтального устройства до центра отверстий или середины патрубков смесителей; $L_{\text{ЖТ}}$ – длина жаровой трубы.

4. Пренебрегая различием соответствующих коэффициентов расхода отверстий, принимаем, что указанные относительные площади отверстий будут равны соответствующим относительным величинам расхода воздуха через них. Таким образом, расход воздуха по поясам камеры сгорания распределяется пропорционально суммарным площадям проходных сечений отверстий и щелей через пояса [10].

$$g_i = f_i. \quad (14)$$

Проверкой принятого распределения воздуха является выполнение условия

$$\sum g_i = 1. \quad (15)$$

5. Расход воздуха в i -м сечении определяется по формуле:

$$G_i = g_i \cdot G_{\text{в}}. \quad (16)$$

Из рис. 5 видно, что 70 % воздуха участвует в организации процессов горения, а 30 % поступающего в камеру сгорания воздуха расходуется на охлаждение жаровой трубы. В связи с чем можно утверждать, что система охлаждения является приемлемой для обеспечения необходимого состояния стенок при сжигании метано-водородной смеси и не нуждается в дополнительной доработке [11].

Вычислив расход воздуха в расчетном поясе, можно определить коэффициент избытка воздуха в этой области жаровой трубы:

$$\alpha = \frac{G_{\text{в}}}{L_0 \cdot G_T}, \quad (17)$$

где L_0 – стехиометрический коэффициент для рассматриваемого топлива.

Если учесть, что суммарная площадь раскрытия жаровой трубы составляет $F_0 = 164474 \text{ мм}^2$, а расход воздуха на режиме 16 МВт $G_{\text{в}} = 98 \text{ кг/с}$ (см. табл. 1) и рассматривать три пояса в жаровой трубе, участвующих в процессе горения (фронтное устройство и два пояса подвода воздуха), то в этих поясах можно определить рассмотренные выше параметры [12; 13].



Рис. 5. Распределение воздуха по длине жаровой трубы

Fig. 5. Air distribution along the length of the flame tube

Таблица 4

Параметры в расчетных сечениях жаровой трубы

Фронтное устройство	Наружный кожух жаровой трубы (пояса отверстий)		Внутренний кожух жаровой трубы (пояса отверстий)	
	I_H	Π_H	I_{BH}	Π_{BH}
Площадь отверстий F_i , мм ²				
12829	9286,55	12363,75	6649	6181,9
f_i относительная площадь отверстий				
0,0780	0,0564	0,0752	0,0404	0,0375
G_i расхода воздуха в сечении, кг/с				
7,644	5,527	7,370	3,959	3,675
α коэффициент избытка воздуха				
Применение в качестве топлива природного газа				
0,387	0,279	0,372	0,200	0,186
Суммарный коэффициент избытка воздуха для зоны горения				
1,424				
Применение в качестве топлива метано-водородной смеси				
0,386	0,279	0,372	0,199	0,185
Суммарный коэффициент избытка воздуха для зоны горения				
1,421				

Из табл. 4 можно увидеть, что коэффициенты избытка воздуха на выходе из горелок, а также в зоне горения камеры сгорания, работающей на природном газе и метано-водородной

смеси, близки по своим значениям. Это объясняется тем, что стехиометрический коэффициент у метано-водородной смеси выше, при этом сжигание происходит при меньшем расходе метано-водородной смеси.

Для определения температуры газа в зоне горения, по полученным данным можно воспользоваться выражением [14]:

$$T_{\Gamma}^* = T_w^* + \frac{Hu \cdot \eta}{C_{p\Gamma}(1 + \alpha \cdot L_0)}, \text{ при } \eta_{з.г} > 1,0, \quad (18)$$

где $c_{p\Gamma}$ – средняя теплоемкость газа при постоянном давлении; Hu – низшая теплотворная способность; η – полнота сгорания; α – коэффициента избытка воздуха в рассчитываемой области; T_w^* – температура перед завихрителем, К.

По результатам расчета температура в зоне горения при сжигании метано-водородной смеси в камере сгорания $T_{\Gamma} = 2314,5$ К, а при сжигании природного газа $T_{\Gamma} = 2213,06$ К, что составляет близкие значения.

Для оценки достаточности объема жаровой трубы для сжигания заданного расхода топливно-воздушной смеси используется параметр объемной теплонапряженности [15]:

$$Q_v = \frac{G_B \cdot H_u \cdot \eta_{\Gamma}}{\alpha \cdot L_0 \cdot V_{\text{ж}} \cdot P_K^*}. \quad (19)$$

Для серийной камеры сгорания, работающей на природном газе, Q_v составляет $3,12 \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па, а на метано-водородной смеси – $3,14 \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па. Откуда видно, что данный параметр укладывается в диапазон, рекомендованный для современных камер сгорания ГТД: $Q_v = (1,2 \div 6,5) \cdot 10^6$ Дж/ч·м³ Па, и имеет гарантированный запас. В связи с чем, объем жаровой трубы является достаточным для сжигания газа рассмотренного состава. Полученные данные свидетельствуют о том, что изменения объема жаровой трубы и перераспределения отверстий в ней не требуется.

Заключение

1. Выполнен расчет топливной системы и камеры сгорания для адаптации ГТУ к работе на газах, отличных по составу от природного газа.
2. Расчет подтверждена возможность работы газотурбинной установки НК-16СТ на метано-водородной смеси.
3. Для подвода больших объемов метано-водородной смеси, по сравнению с природным газом, может потребоваться доработка топливной системы в части увеличения размеров топливных трубопроводов, изменения агрегатов дозирования, регулирования и увеличения диаметра отверстий в топливных форсунках.
4. Изменения объема жаровой трубы и перераспределения расхода воздуха по ее длине не требуется.

Библиографические ссылки

1. Вклад газовой отрасли в формирование энергетической модели на основе водорода / О. Е. Аксютин, А. Г. Ишков, К. В. Романов и др. // Научно-технический сборник «Вести газовой науки». 2017. № 5 (33). С. 12–20.
2. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustor flows / A. Sadiki, S. Repp, C. Schneider et al. // Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal. 2003. Vol. 3, No. 2-4. P. 78–88.3.

3. Lefebvre A. H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency // *Am. Soc. Mech. Eng., (Pap.); (United States)*. 1984. Vol. 84, No. CONF-840611.
4. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев и др. Самара : СНЦ РАН, 2004. 266 с.
5. Бакланов А. В. Управление процессом сжигания топлива путем изменения конструкции горелки в камере сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного ин-та*. 2018. Т. 25. № 2. С. 73–85.
6. Бакланов А. В., Неумоин С. П., Маркушин А. Н. Оценка возможных режимов работы ГТУ НК-16СТ при использовании в качестве топлива попутного нефтяного газа // *Газовая промышленность*. 2017. № 5 (752). С. 80–86.
7. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев и др. Самара : СНЦ РАН, 2002. 527 с.
8. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // *Вестник Самарского ун-та. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2016. Т. 15, № 3. С. 81–89.
9. Lefebvre A. H., Ballal D. R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd ed., CRC Press. 2010. 537 p.
10. Бакланов А. В., Неумоин С. П. Возможность использования коксового газа в конвертированных газотурбинных установках электро- и компрессорных станций // *Газовая промышленность*. 2019. № 3 (781). С. 84–91.
11. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В. П. Данильченко, С. В. Лукачев, Ю. Л. Ковылов и др. Самара : СНЦ РАН, 2008. 620 с.
12. Бакланов А. В. Влияние способа подачи газообразного топлива в камеру сгорания на образование оксидов углерода в продуктах сгорания газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного ин-та*. 2019. Т. 26. № 1. С. 111–125.
13. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel // *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009. Vol. 131, No. 4. P. 041502–041502-17.
14. Маркушин А. Н., Бакланов А. В. Испытательные стенды для исследования процессов и доводки низкоэмиссионных камер сгорания ГТД // *Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. С. П. Королёва (национального исследовательского университета)*. 2013. № 3-1 (41). С. 131–138.
15. Мингазов Б. Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2004. 266 с.

References

1. Aksyutin O. E., Ishkov A. G., Romanov K. V., Teterevlev R. V., Pystina E. A. [Contribution of the gas industry to the formation of a hydrogen-based energy model]. *Vesti gazovoy nauki*. 2017, No. 5 (33), P. 12–20. (In Russ.)
2. Sadiki A., Repp S., Schneider C., Dreizler A., Janicka J. Numerical and experimental investigations of confined swirling combustions flows. *Progress in Computational Fluid Dynamics, an International Journal*. 2003, Vol. 3, No. 2-4, P. 78–88.3.
3. Lefebvre A. H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency. *Am. Soc. Mech. Eng., (Pap.); (United States)*. 1984, Vol. 84, No. CONF-840611.
4. Gritsenko E. A., Danilchenko V. P., Lukachev S. V. *Konvertirovanie aviatsionnykh GTD v gazoturbinnye ustanovki nazemnogo primeneniya* [Conversion of aviation gas turbine engines to land-based gas turbines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2004, P. 266.

5. Baklanov A. V. [Controlling fuel combustion process by burner design change in gas turbine engine combustion chamber]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*. 2018, Vol. 25, No. 2, P. 73–85. (In Russ.)
6. Baklanov A. V., Neumoin S. P., Markushin A. N. [Assessment of possible operating modes of the NK-16ST GTU when using associated petroleum gas as fuel]. *Gas industry*. 2017, No. 5 (752), P. 80–86. (In Russ.)
7. Gritsenko E. A., Danilchenko V. P., Lukachev S. V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Some issues of designing aircraft gas turbine engines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2002, P. 527.
8. Markushin A. N., Baklanov A. V. [investigation of the gas turbine engine combustion chamber workflow. *Vestnik Samarskogo universiteta*]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroyeniye*. 2016, Vol. 15, No. 3, P. 81–89. (In Russ.)
9. Lefebvre A. H., Ballal D. R. *Gas Turbine Combustion: Alternative Fuels and Emissions*, 3rd ed., CRC Press. 2010. 537 p.
10. Baklanov A. V., Neumoin S. P. [Possibility of using coke oven gas in converted gas turbine units of power and compressor stations]. *Gas industry*. 2019, No. 3 (781), P. 84–91. (In Russ.)
11. Danilchenko V. P., Lukachev S. V., Kovylov J. L. [Design of aircraft gas turbine engines]. Samara, SNTs RAN Publ., 2008, P. 260.
12. Baklanov A. V. [The impact of the of fuel supplying method to the combustion chamber on carbon oxides formation in combustion products of the gas turbine engine]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*. 2019, Vol. 26, No. 1, P. 111–125. (In Russ.)
13. Moses C., Roets P. Properties, Characteristics and Combustion Performance of Sasol Fully Synthetic Jet Fuel. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2009, Vol. 131, No. 4, P. 041502–041502-17.
14. Markushin A. N., Baklanov A. V. [Testing stands for researching the processes and maturation of low emission combustors]. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013, No. 3-1 (41), P. 131–138. (In Russ.)
15. Mingazov B. G. *Kamery sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley* [The combustion chamber of gas turbine engines]. Kazan, izd-vo Kazan. gos. tekhn. un-ta Publ., 2004, P. 220.

© Бакланов А. В., 2021

Бакланов Андрей Владимирович – доцент; Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ. E-mail: andreybaklanov@bk.ru.

Baklanov Andrey Vladimirovich – Associate Professor; Kazan national research technical university named after A. N. Tupolev – KAI. E-mail: andreybaklanov@bk.ru.

УДК 536.2

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105

Для цитирования: 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.

For citation: 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.

Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора

И. Д. Белоновская¹, В. В. Кольга^{2*}, И. С. Ярков³, Е. А. Яркова³

¹Оренбургский государственный университет

Российская Федерация, 460018, г. Оренбург, просп. Победы, 13

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

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

³АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева

Российская Федерация, 662971, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Представлен подход к решению задачи проектирования космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора (космического сборщика мусора – КСМ), корпус которого выполнен в виде цилиндрической сетчатой анизогридной оболочки. Задачей проектирования является выбор оптимальных параметров анизогридного корпуса КСМ (форма и площадь сечения ребер, количество кольцевых и спиральных ребер, характеристика материала и др.), обеспечивающих необходимую прочность и устойчивость конструкции при минимальной массе. В процессе проектирования проведен параметрический анализ анизогридного корпуса космического сборщика мусора. Варьируя количество и угол наклона однонаправленных спиральных ребер, найдена оптимальная конструктивная схема, отвечающая заданным коэффициентам запаса прочности и устойчивости. Параметрический анализ корпуса КСМ включает в себя моделирование основных весовых и прочностных параметров: определение напряженно-деформированного состояния конструкции, значений собственных частот корпуса, определение запаса потери устойчивости от продольной силы, определение массы корпуса.

Анализ несущей способности анизогридного корпуса космического сборщика мусора проводился с помощью метода конечных элементов с использованием программного пакета MSC Nastran. Конечно-элементная модель сетчатой оболочки была создана из двухузловых пространственных BEAM конечных элементов. Диск, прикрепленный к торцевой части оболочки, моделировался с помощью RIGID конечного элемента. Размер балочного конечного элемента для всех моделей оболочек был одинаковым и равным 10 мм.

При проведении параметрического анализа были рассмотрены три варианта сетчатой композитной структуры с различным количеством и углом наклона однонаправленных спиральных ребер.

По результатам параметрического анализа корпуса КСМ были определены его геометрические размеры и минимизирована масса конструкции космического аппарата в целом.

Ключевые слова: космический аппарат, параметрический анализ, прочность космического аппарата, сбор космического мусора, частота колебаний, напряженно-деформированное состояние, потеря устойчивости, конструирование космического аппарата.

Parametric analysis of the anisogrid body of the spacecraft for cleaning the orbit of space debris

I. D. Belonovskaya¹, V. V. Kolga^{1*}, I. S. Yarkov³, E. A. Yarkova³

¹Orenburg State University

13, Pobedy Av., Orenburg, 460018, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

³JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"

52, Lenin St., Krasnoyarsk Region, Zheleznogorsk, 662971, Russian Federation

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

The article presents an approach to solving the problem of designing a spacecraft for cleaning the orbit of space debris (space garbage collector-KSM), the body of which is made in the form of a cylindrical mesh anisogrid shell. The design task is to select the optimal parameters of the anisogrid body of the KSM (the shape and cross-sectional area of the ribs, the number of annular and spiral ribs, material characteristics, etc.) that provide the necessary strength and stability of the structure with minimal weight. During the design process, a parametric analysis of the anisogrid housing of the space garbage collector was carried out. By varying the number and angle of inclination of unidirectional spiral ribs, we find the optimal design scheme that satisfies the specified safety and stability coefficients. Parametric analysis of the KSM body includes modeling of the main weight and strength parameters: determination of the stress-strain state of the structure, values of the body's natural frequencies, determination of the bending margin from the longitudinal force, determination of the body mass.

The analysis of the load-bearing capacity of the anisogrid housing of the space garbage collector was carried out by the finite element method using the MSC Nastran software package. A finite element mesh model was created from a two-node spatial finite element bundle. The disk attached to the end of the shell was modeled using a rigid finite element. The size of the final beam element for all shell models was the same and equal to 10 mm.

During the parametric analysis, three variants of the mesh composite structure with a different number and angle of inclination of unidirectional spiral ribs were considered.

Based on the results of parametric analysis of the spacecraft body, its geometric dimensions are determined and the mass of the spacecraft structure as a whole is minimized.

Keywords: spacecraft, parametric analysis, spacecraft strength, space debris collection, vibration frequency, stress-strain state, loss of stability, spacecraft design.

Введение. После запуска первого искусственного спутника Земли всеми государствами было проведено более 5000 пусков ракет-носителей. За весь период освоения космоса в околоземное космическое пространство было выведено свыше 30 тыс. крупных (размером более 10–20 см) космических объектов (КО). Зарегистрированных гораздо больше (порядка 35 тыс.), ввиду произошедшей фрагментации некоторых крупных космических объектов. Более двух третей из них всё ещё остаются на орбитах и контролируются наземными и космическими средствами наблюдения. На сегодня официально каталогизировано свыше 17 тыс. КО [1].

Согласно статистике, на долю России, США и Китая приходится 93 % мусорных объектов. Доля остальных стран в сумме составляет около 7 % (по другим оценкам на 2014 г. Россия – 39,7 %; США – 28,9 %; Китай – 22,8 %, остальные страны – 8,6 %) [1].

Наиболее населенные космическим мусором (КМ) орбиты – это те, где концентрация объектов относительно других областей наиболее высока. Это орбиты высотой от 250 до 1000 км.

Под КМ подразумеваются все искусственные объекты и их фрагменты в космосе, которые неисправны и не функционируют, но являются потенциально опасным фактором воздействия на функционирующие и выводимые космические аппараты (КА).

В некоторых случаях крупные или содержащие на борту опасные (ядерные, токсичные и т. п.) материалы объекты КМ могут представлять прямую опасность для Земли при их неконтролируемом сходе с орбиты, неполном сгорании при прохождении плотных слоев атмосферы Земли и выпадении обломков на населённые пункты, промышленные объекты, транспортные коммуникации и т. п.

Проблема засорения околоземного космического пространства КМ как чисто теоретическая возникла по существу сразу после запусков первых искусственных спутников Земли в конце пятидесятих годов прошлого века. Официальный статус на международном уровне она получила после доклада Генерального секретаря ООН под названием «Воздействие космической деятельности на окружающую среду» 10 декабря 1993 г., где было особо отмечено, что проблема имеет международный глобальный характер [2].

Необходимость мер по уменьшению интенсивности техногенного засорения космоса становится понятной при рассмотрении возможных сценариев освоения космоса в будущем. При экстраполяции существующих условий засорения низких околоземных орбит (НОО) «каскадный эффект» от взаимного столкновения объектов и частиц космического мусора может привести к катастрофическому росту их количества на НОО и, как следствие, к практической невозможности дальнейшего освоения космоса. Предполагается, что после 2055 г. процесс саморазмножения остатков космической деятельности человечества станет критичной проблемой для дальнейшего развития мировой космонавтики [1; 2].

Тенденция разработки и проектирования опытных образцов космических сборщиков мусора (КСМ) во всем мире становится все более актуальной в связи с увеличением количества запусков КА на различные орбиты. Для решения проблем сбора космических мусорных обломков (верхних ступеней РН, отработанных спутников и их фрагментов) проектируемые КА, предназначенные для очистки орбит, по принципу воздействия на мусорные обломки делят, как правило, на два вида:

1. Контактные (захват мусора манипулятором, тросом, сеткой, гарпуном и др.).
2. Бесконтактные (разрушение мусора при воздействии лазерной установки, потока ионов, электростатического поля и сбор мелких обломков).

У всех этих проектов имеется один общий недостаток: все проекты «одноразовые», т. е. ограничены одним рабочим циклом. При этом необходимо учитывать, что работа любого космического мусорщика требует затрат энергии для изменения орбиты, стыковки с обломками мусора, а значит, разгона, торможения и маневрирования на орбите. Энергии солнечных батарей на такие сложные перемещения, как правило, недостаточно. Поэтому при проектировании «многоразовых» КСМ необходимо учитывать его энергетические возможности [3] для реализации нескольких рабочих циклов.

В приведенном исследовании задачей проектирования КСМ определена разработка космического аппарата, способного обеспечить несколько рабочих циклов увода с орбиты космических обломков для снижения себестоимости 1 кг снятого с орбиты КМ. При этом КСМ должен иметь ограниченную массу и габариты для более компактного размещения под головным обтекателем ракеты-носителя [4–9].

Рабочий цикл космического сборщика мусора. Для проектирования КСМ с несколькими рабочими циклами рассмотрим порядок его работы, включающий захват и вывод с орбиты одного обломка КМ. Рабочий цикл включает в себя следующие этапы (рис. 1).



Рис. 1. Рабочий цикл космического сборщика мусора

Fig. 1. Space garbage collector duty cycle

1. Запуск. При достижении орбиты разведения (отделения полезной нагрузки, высота 200 км) активируются устройства отделения и пружинный механизм выталкивает его от адаптера головной части. Проводятся контрольные проверки и корректировка орбиты. На НОО КСМ ожидает команды для перехода на орбиту фазирования.

2. Гомановский переход. Маневр перехода на орбиту ожидания (орбиту фазирования). Первое включение двигателя поднимает КА на расчетную высоту 230 км по эллиптической траектории. Второй импульс предназначен для корректировки и стабилизации на круговой орбите фазирования (первый переход).

3. Орбита ожидания (фазирования). Высота: 230 км. Ожидание команды для перехода на орбиту захвата космического обломка. Орбитальная скорость КА на 130 км/ч выше, чем у мусора на орбите 260 км. КСМ дожидается нужного фазового угла, после чего уходит на сближение с КМ.

4. Биэллиптический переход. Для перехода ракетного дрона с орбиты ожидания (фазирования) на орбиту КМ гомановский переход недостаточно точен. Для этого используется маневр с тремя включениями двигателей – биэллиптический переход (второй переход).

5. Стыковка. После перехода КСМ на орбиту захвата мусора необходимо обеспечить его притормаживание и наведение захватных манипуляторов на обломок КМ с помощью двигателей коррекции и бортовой радарной системы. Компьютер автоматически управляет маневренными двигателями и обеспечивает захват объекта. В случае нештатной ситуации бортовая система отменит стыковку и вернет КА на орбиту фазирования для поиска новой цели.

6. Спуск. После успешного захвата манипуляторами мусорного обломка, КА совершает маневр ухода с орбиты на траекторию затопления. На высоте 232 км происходит отстыковка КСМ от обломка КМ, который продолжает двигаться по заданной траектории и попадает в плотные слои атмосферы, где сгорает или попадает в заранее заданную точку «Немо», расположенную в Тихом океане.

КСМ переходит с траектории затопления на орбиту фазирования и начинает новый рабочий цикл.

По данным расчёта, один КСМ снимает от 3 до 6 блоков «И» массой 2,7 т (третья ступень РН «Союз») с орбит до 300 км. Количество рабочих циклов зависит от высоты орбиты мусорного обломка и требуемых орбитальных маневров для стыковки и увода мусора с орбиты.

Конструкция КСМ. Для обеспечения нескольких рабочих циклов очистки орбит от КМ, была предложена конструкция КСМ, представленная на рис. 2. При этом были учтены требования минимизации массы и габаритов космического аппарата.

Конструктивно КСМ состоит из трех отсеков (рис. 2):

- блок манипуляторов;
- конструкция корпуса КСМ;
- двигательный отсек.

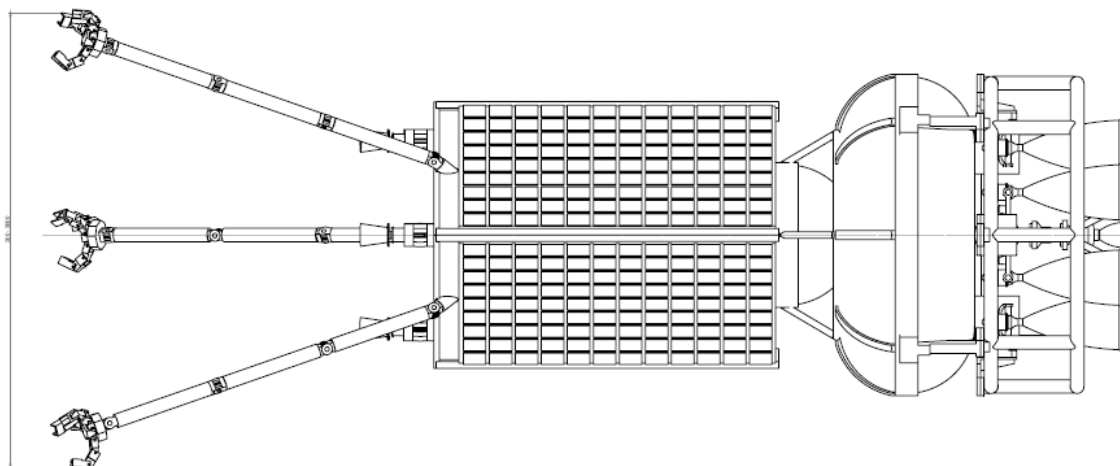


Рис. 2. Общий вид космического сборщика мусора

Fig. 2. General view of the space garbage collector

Блок манипуляторов представляет собой три манипулятора в виде клешней с замыкающими зажимами. Преимуществом манипуляторов перед другими приспособлениями является жёсткий захват космического обломка и его быстрая расстыковка.

В вакууме любое малейшее столкновение объектов влияет на возможные отклонения их дальнейших траекторий. Чтобы обеспечить надежную стыковку КА с мусорным обломком, необходимо обеспечить достаточно жесткое и эффективное устройство захвата.

В качестве захватов предложено использовать адаптивное трехпальцевое захватное устройство (патент WO 2004/028753) [10], изображенное на рис. 3. Устройство включает в себя корпус с установленными на нем тремя пальцами, расположенными в вершинах равнобедренного или равностороннего треугольника. Каждый палец состоит из трех фаланг, первая из которых поворачивается относительно корпуса, а вторая и третья фаланги поворачиваются относительно первой и второй соответственно с помощью индивидуальных поворотных приводов с параллельными осями вращений. Каждый из пальцев выполнен с возможностью поворота относительно корпуса на угол не менее 90° с помощью индивидуального привода.

К манипулятору крепится поворотный привод, поворачивающий корпус с пальцами относительно мусорного обломка. В качестве индивидуальных приводов используются сервоприводы с встроенными индикаторами, а контактные поверхности фаланг оснащены тактильными датчиками для работы с объектами разной формы, жесткости и прочности. Предложенное решение позволяет повысить функциональные возможности блока манипуляторов и надежность схватывания объектов с заранее неизвестной формой.

Конструкция корпуса КСМ представляет из себя тонкостенную анизогридную сетчатую оболочку, подкрепленную с торцов силовыми шпангоутами. На шпангоуты с разных торцов крепятся блок манипуляторов и двигательный отсек. Задачей проектирования является подбор оптимальных параметров анизогридного корпуса КСМ (форма и площадь сечения ребер, коли-

чество кольцевых и спиральных ребер, характеристика материала и др.), обеспечивающих необходимую прочность и устойчивость конструкции при минимальной массе.

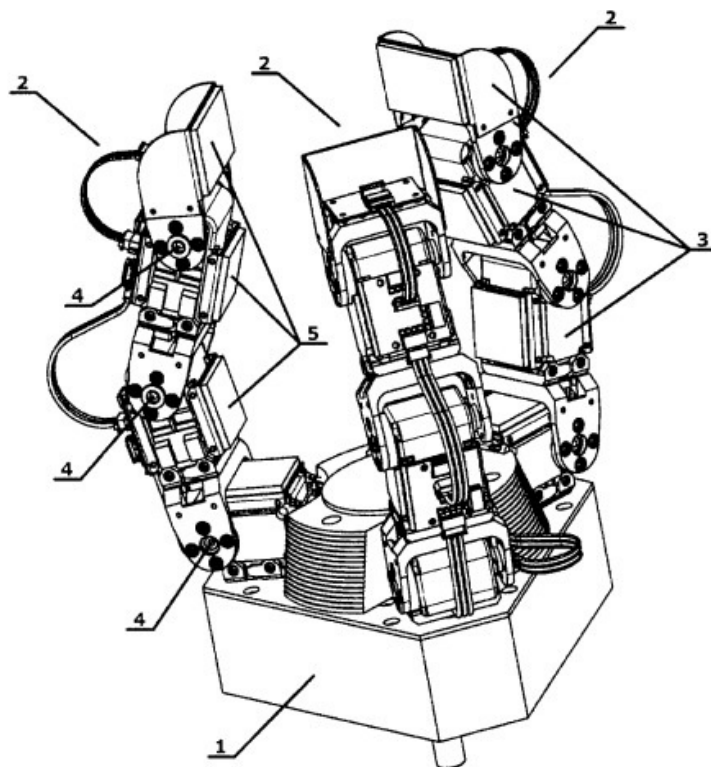


Рис. 3. Захватное устройство:
1 – корпус; 2 – пальцы, 3 – фаланги пальцев; 4 – сервоприводы;
5 – контактная площадка фаланг

Fig. 3. Gripping device:
1 – body; 2 – fingers; 3 – finger phalanges; 4 – servos;
5 – contact area of the phalanges

Двигательный отсек состоит из маршевого двигателя, обеспечивающего межорбитальные переходы с орбиты ожидания на орбиту захвата и далее на траекторию затопления, и двигателей коррекции для корректировки орбит и точного захвата мусорных обломков.

Выбор расчетной схемы. КСМ представляет из себя конструкцию длиной 2686 мм (при сложенных манипуляторах) при длине корпуса 1600 мм. Диаметр миделевого сечения КА равен 1200 мм. Поэтому для расчета корпуса примем цилиндрическую анизогридную сетчатую оболочку длиной 1600 мм и диаметром 1200 мм. Такой подход упрощает расчетную модель, позволяя представить все внешние силы в виде комбинации продольно направленных осевых нагрузок. В этом случае упрощения в конструкции корпуса могут быть учтены в виде коэффициента запаса прочности.

При выборе расчетной схемы необходимо проанализировать работу конструкции и отдельных ее элементов как в процессе вывода КА на базовую орбиту, так и в процессе его эксплуатации (межорбитальные переходы, захват мусора, его транспортировка и утилизация).

Для определения расчетного случая рассмотрим расположение КА под головным обтекателем ракеты-носителя «Союз 2.1б» во время доставки полезной нагрузки на базовую орбиту.

Сосредоточенные силы. В рассматриваемой расчетной схеме под сосредоточенными силами мы понимаем давление, распределенное по периметру силового шпангоута и приложенное

в точках крепления к нему двигательного отсека. Кроме того, к внешним силам также будем относить и реакции связей, возникающих на противоположном силовом шпангоуте в месте крепления КА к адаптеру головной части.

Массу двигательного отсека $m = 1008$ кг приложим к силовому опорному шпангоуту крепления ДУ. Силовой шпангоут на противоположном краю корпуса КСМ примем жестко закрепленным к адаптеру в месте установки полезной нагрузки. Расположенный на силовом шпангоуте блок манипуляторов для захвата космического мусора и маневренные двигатели общей массой 45 кг закреплены на этом же шпангоуте и связаны с креплением опоры к адаптеру.

Распределенные нагрузки. В нашей расчетной схеме это инерционные силы от действия перегрузки в момент работы ракеты-носителя на активном участке траектории.

Анализ активного участка траектории позволил определить величину максимальных значений перегрузки в процессе вывода КСМ на базовую рабочую орбиту. Примем их равными $n = 5g$.

Таким образом, расчетная схема примет вид, изображенный на рис. 4.

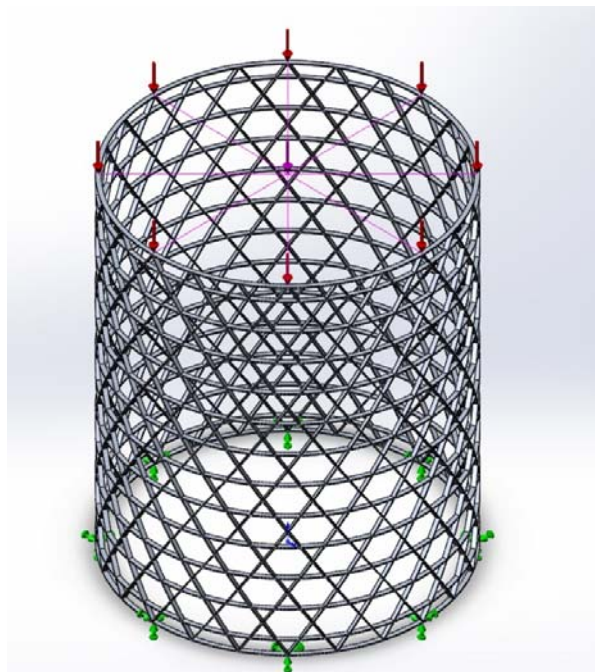


Рис. 4. Расчетная схема сетчатого анизогридного корпуса сборщика космического мусора

Fig. 4. Design scheme of the mesh anisogrid housing of the space debris collector

Параметрический анализ конструкции сетчатого анизогридного корпуса КСМ включает в себя моделирование следующих весовых и прочностных характеристик.

- определение напряженно-деформированного состояния конструкции;
- определение собственных частот конструкции;
- определение запаса потери устойчивости от продольной силы;
- определение массы корпуса.

Анализ результатов расчетов позволит нам выбрать оптимальную конструкцию анизогридного корпуса сборщика космического мусора на основе критериев прочностных и весовых характеристик.

Конечно-элементное моделирование. Композитные сетчатые цилиндрические оболочки широко используются в качестве несущих корпусов космических аппаратов [11; 12]. Сетчатый цилиндрический корпус испытывает действие сжимающих нагрузок, возникающих при выведении космического аппарата на орбиту. Исследование продольного деформирования сетчатого корпуса является важным этапом его проектирования. Корпус проектируемого нами КСМ представляет собой сетчатую цилиндрическую оболочку, один край которой закреплен, а другой край нагружается осевой сжимающей силой. Величина силы равна произведению веса КА на максимальную осевую перегрузку. Перемещение нагруженного края оболочки является мерой продольной жесткости сетчатого корпуса КА. Нагружение осуществляется через абсолютно жесткий диск, расположенный на краю оболочки (опорный силовой шпангоут). Для решения подобной задачи ранее уже была использована континуальная модель сетчатой оболочки [13; 14]. Процесс деформирования описан уравнениями нелинейной безмоментной теории ортотропных цилиндрических оболочек. Получена формула, с помощью которой можно определить перемещение диска и оценить продольную жесткость сетчатой цилиндрической оболочки. Эта формула была использована для исследования влияния угла наклона и числа спиральных ребер на величину перемещения торцевого шпангоута.

Воспользуемся аналитическими формулами, выведенными в работах [14], для вычисления перемещения жесткого диска, прикрепленного к сетчатой анизогридной оболочке, обладающей различными геометрическими и жесткостными параметрами, под воздействием осевых нагрузок.

Рассмотрим сетчатую оболочку, у которой спиральные и кольцевые ребра имеют одинаковое поперечное сечение и изготовлены из одного однонаправленного углепластика. При расчетах перемещений жесткого кольца будем варьировать число спиральных ребер и угол их наклона.

Для верификации результатов, полученных с помощью аналитических формул, решим задачу о сжатии сетчатой оболочки с помощью метода конечных элементов. Определим перемещение жесткого диска, используя пакет MSC Nastran [15]. Конечно-элементная модель сетчатой оболочки была создана из двухузловых пространственных BEAM конечных элементов. Диск, прикрепленный к оболочке, моделировался с помощью RIGID конечного элемента. Размер балочного конечного элемента для всех моделей оболочек был одинаковым и равным 10 мм. Перемещения жесткого диска, найденные с помощью метода конечных элементов, сравним со значениями, полученными аналитически. Максимальная относительная погрешность между этими перемещениями не превышает 5 %, что подтверждает корректность принятой нами конечно-элементной модели анизогридного корпуса КСМ.

При проведении параметрического анализа анизогридного корпуса КСМ методом конечных элементов рассмотрим три варианта сетчатой композитной структуры ребер (табл. 1).

В качестве материала корпуса КСМ примем углеродную матрицу с углеродным волокном в качестве армирующего наполнителя со следующими физико-механическими свойствами:

$$E = 170 \text{ ГПа}, \rho = 1550 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}, \sigma_{\text{в}} = 350 \text{ МПа}.$$

Для выбранных нами трех вариантов сетчатой композитной структуры корпуса КСМ (табл. 1) были определены максимальные значения напряжений и деформаций, а также запас потери устойчивости в каждом расчетном случае.

Анализ напряженно-деформированного состояния позволил определить максимальные значения напряжений в конструкции, а также наиболее нагруженные ребра и сечения корпуса. Кроме того, вычисленные максимальные абсолютные деформации позволили провести их

сравнение с нормативным конструктивным допуском при расположении полезной нагрузки под головным обтекателем ракеты-носителя. В каждом расчетном случае нами были определены собственные частоты корпуса КСМ и запас *потери устойчивости*.

Результаты параметрического анализа анизогридного корпуса приведены в табл. 2.

Таблица 1

Параметры анизогридной структуры корпуса КСМ

Вариант	Количество однонаправленных спиральных ребер, шт.	Угол наклона ребра, град
1	24	15
2	30	12
3	36	10

Таблица 2

Результаты численного моделирования параметров анизогридного корпуса КСМ

Количество спиральных ребер	Угол наклона ребер, град	Максимальные деформации δ , мм	Максимальные напряжения σ , МПа	Коэффициент запаса потери устойчивости	Масса конструкции, кг
24	15	1,590	67,850	1,63	157,97
30	12	0,920	55,200	2,45	173,69
36	10	0,647	45,480	3,37	190,35

По результатам параметрического анализа примем корпус космического сборщика мусора в виде анизогридной сетчатой оболочки с 24 спиральными однонаправленными ребрами (рис. 5, 6).

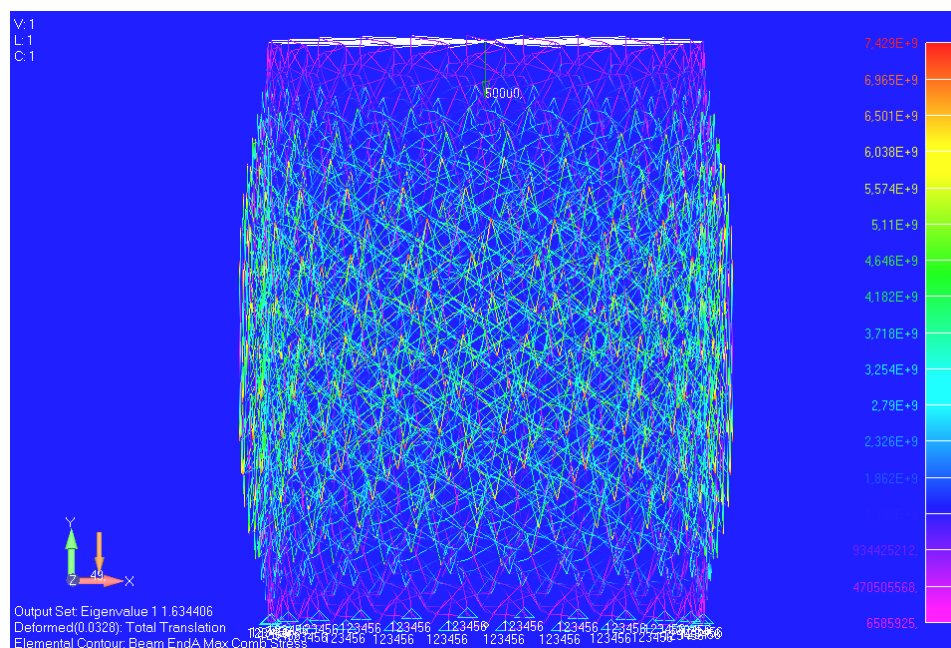


Рис. 5. Потеря устойчивости корпуса КСМ (24 спиральных ребра)

Fig. 5. Loss of stability of the KSM body (24 spiral ribs)

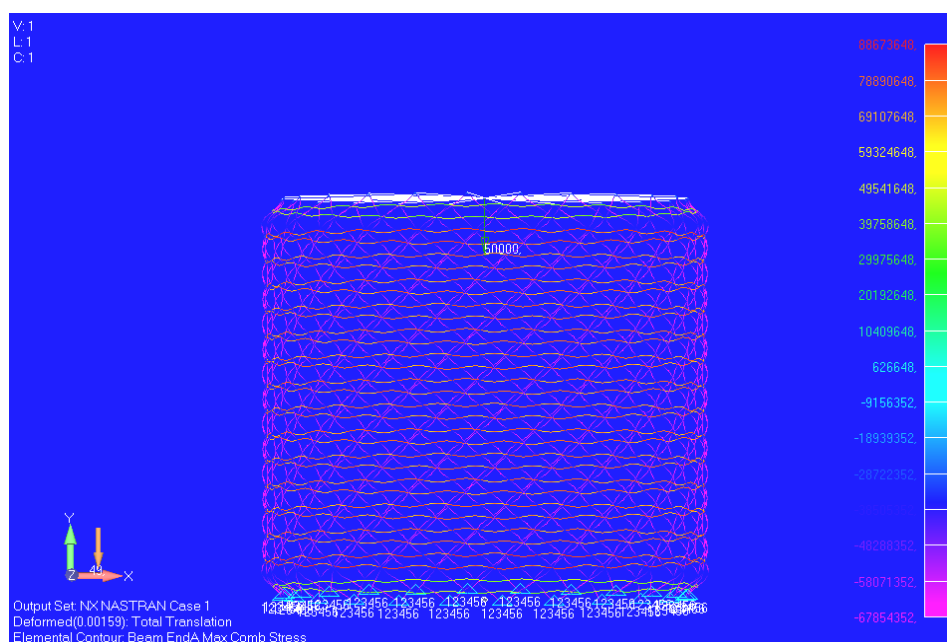


Рис. 6. Напряженно-деформированное состояние корпуса КСМ (24 спиральных ребра)

Fig. 6. Stress-strain state of the KSM body (24 spiral ribs)

При этом запас потери устойчивости составил 1,63, коэффициент запаса прочности $\frac{\sigma_v}{\sigma_{\max}} = 350/67,85 = 5,1$. Масса сетчатого анизогридного корпуса составила 157, 97 кг.

Общая масса КСМ при этом составила $m = 1243, 35$ кг.

Заключение. В работе представлен подход к решению задачи проектирования КСМ, корпус которого выполнен в виде цилиндрической сетчатой анизогридной оболочки. В работе выполнен параметрический анализ анизогридного корпуса КСМ. Варьируя количество и угол наклона однонаправленных спиральных ребер, найдена оптимальная конструктивная схема, отвечающая требуемому запасу прочности и устойчивости. Определена основная частота колебаний конструкции корпуса, исследовано его напряженно-деформированное состояние и проведен расчет на устойчивость.

По результатам параметрического анализа корпуса КСМ были определены его геометрические размеры и минимизирована масса конструкции космического дрона в целом.

Библиографические ссылки

1. Что такое космический мусор и методы борьбы с ним [Электронный ресурс]. URL: <https://bezotxodov.ru/musor/kosmicheskij-musor> (дата обращения: 01.06.2020).
2. Головки В. Космический мусор // Наука и техника. 2020. № 7. URL: <https://naukatehnika.com/kosmicheskij-musor.html> (дата обращения: 11.07.2020).
3. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support // Siberian journal of science and technology. 2020. Vol. 21, No. 3. 382–388. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388.
4. Современные отечественные ракеты-носители. Ракетно-космическая техника / В. В. Филатов, М. Д. Евтифьев, Л. Н. Лебедева, В. В. Кольга ; СибГАУ. Красноярск, 2005, 144 с.
5. Современные ракеты-носители зарубежных стран. Ракетно-космическая техника / М. Д. Евтифьев, Л. А. Ковригин, В. В. Кольга и др. ; СибГАУ. Красноярск, 2010. 276 с.

6. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет носителей / СибГАУ. Красноярск, 2014. 308 с.
7. Замятин Д. А., Кольга В. В., Богданова В. С. Методы защиты космических аппаратов от внешних воздействий // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. / СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Ч. 1. Красноярск, 2017. С. 9–11.
8. Обзор разгонных блоков, совместимых с семейством ракет-носителей «Ангара» / Д. А. Замятин [и др.] ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. Ч. 1. Красноярск, 2017. С. 11–13.
9. Замятин Д. А., Кольга В. В. Построение анизогридной силовой конструкции адаптера космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XXII Междунар. науч.-практ. конф. ; СибГУ им. М.Ф. Решетнева. Ч. 1. Красноярск, 2019. С. 26–28.
10. Интеллектуальный робототехнический захват (WO2004028753) Доступ из справ. системы «WIPO» / W. T. Townsend, T. Hauptman, A. Crowell et al. [Электронный ресурс]. URL: https://patentscope.wipo.int/search/en/detail.jsf?docId=WO2004028753&_cid=P20-KKMCUK-92305-1 (дата обращения: 15.08.2020).
11. Anisogrid composite lattice structures – development and space applications / V. V. Vasiliev, V. A. Barynin, A. F. Rasin et al. // Composites and Nanostructures. 2009. Vol. 3. P. 38–50.
12. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications // Composite Structures. 2012. Vol. 94, No. 11. P. 17–27.
13. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Buckling of uniaxially compressed composite anisogrid lattice cylindrical panel with clamped edges // Composite Structures. 2017. Vol. 160. P. 765–772.
14. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body // Composite Structures. 2016. Vol. 146. P. 201–206.
15. MSC Nastran. User's guide: MSC. Siemens Product Lifecycle Management Software Corporation [Электронный ресурс]. URL: https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/nxnastran/10/help/en_US/tdocExt/pdf/User.pdf (дата обращения: 21.11.2020).

References

1. *Chto takoye kosmicheskij musor i metody bor'by s nim* [What is space debris and methods of dealing with it]. Available at: <https://bezotxodov.ru/musor/kosmicheskij-musor> (accessed: 01.06.2020). (In Russ.)
2. *Golovko V. Kosmicheskij musor* [Space debris]. Available at: <https://naukatehnika.com/kosmicheskij-musor.html> (accessed: 11.07.2020). (In Russ.)
3. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support. *Siberian journal of science and technology*. 2020, Vol. 21, No. 3, 382–388. DOI: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388.
4. Filatov V. V., Yevtif'yev M. D., Lebedeva L. N., Kolga V. V. *Sovremennyye otechestvennyye rakety-nositeli. Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Modern domestic launch vehicles. Rocket and space technology]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2005, 144 p.
5. Yevtif'yev M. D., Kovrigin L. A., Kolga V. V., Lebedeva L. N., Filatov V. V. *Sovremennyye rakety-nositeli zarubezhnykh stran. Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Modern launch vehicles of foreign countries. Rocket and space technology]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2010, 276 p.
6. Testoyedov N. A., Kolga V. V., Semenova L. A. *Proyektirovaniye i konstruirovaniye ballisticheskikh raket i raket nositeley* [Design and construction of ballistic missiles and launch vehicles]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2014, 308 p.

7. Zamyatin D. A., Kolga V. V., Bogdanova V. S. [Methods for protecting spacecraft from external influences]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2017, P. 9–11. (In Russ.)
8. Zamyatin D. A., Kolga V. V., Bogdanova V. S., Stepanova S. V. [Review of upper stages compatible with the Angara family of launch vehicles]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2017, P. 11–13. (In Russ.)
9. Zamyatin D. A., Kolga V. V. [Construction of anisogrid power structure of the spacecraft adapter] *Materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2019, P. 26–28. (In Russ.)
10. Townsend W. T., Hauptman T., Crowell A., Zenowich B., Lawson J. *Intelligent, self-contained robotic hand*. Patent WIPO, №WO2004028753, 2004. Available at: https://pat-entscope.wipo.int/search/en/detail.jsf?docId=WO2004028753&_cid=P20-KKMCUK-92305-1 (accessed: 11.07.2020).
11. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F., Petrokovskii S. A., Khalimanovich V. I. Anisogrid composite lattice structures – development and space applications. *Composites and Nanostructures*. 2009, Vol. 3, P. 38–50.
12. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Razin A. F. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications. *Composite Structures*. 2012, Vol. 94, No. 11, P. 17–27.
13. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Buckling of uniaxially compressed composite anisogrid lattice cylindrical panel with clamped edges. *Composite Structures*. 2017, Vol. 160, P. 765–772.
14. Lopatin A. V., Morozov E. V., Shatov A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body. *Composite Structures*. 2016, Vol. 146, P. 201–206.
15. MSC Nastran. User's guide: MSC. Siemens Product Lifecycle Management Software Corporation; 2014. P. 886. Available at: https://docs.plm.automation.siemens.com/data_services/resources/nxnastran/10/help/en_US/tDocExt/pdf/User.pdf (accessed: 11.07.2020).

© Белоновская И. Д., Кольга В. В., Ярков И. С., Яркова Е. А., 2021

Белоновская Изабелла Давидовна – доктор педагогических наук, кандидат технических наук, профессор, профессор кафедры технологии машиностроения, металлообрабатывающих станков и комплексов; Оренбургский государственный университет. E-mail: t251589@mail.ru.

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

Ярков Иван Сергеевич – инженер-конструктор 2 категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: yarkovis85@gmail.com.

Яркова Евгения Александровна – инженер по АСУП, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: Yarkova.sib@yandex.ru.

Belonovskaya Izabella Davidovna – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of Mechanical Engineering Technology, Metalworking Machines and Complexes; Orenburg State University. E-mail: t251589@mail.ru.

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

Yarkov Ivan Sergeevich – Design engineer of the 2nd category; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems".

Yarkova Evgeniya Aleksandrovna – Engineer for ASUP; JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: Yarkova.sib@yandex.ru.

УДК 531.133.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-106-120

Для цитирования: Методика расчета системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов при наземных испытаниях / А. С. Беляев, А. А. Филипас, А. В. Цавнин, А. В. Тырышкин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 106–120. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-106-120.

For citation: Belyaev A. S., Filipas A. A., Tsavnin A. V., Tyryshkin A. V. Methodology for calculating the de-weighting system of large-sized transformable elements of space vehicles for ground tests // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 106–120. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-106-120.

Методика расчета системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов при наземных испытаниях

А. С. Беляев, А. А. Филипас, А. В. Цавнин, А. В. Тырышкин

Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30
E-mail: asb22@tpu.ru

В данной работе рассмотрена методика расчета системы обезвешивания элементов космических аппаратов при их наземных испытаниях с учетом вариантов раскрытия, условий обезвешивания, типов и вариантов исполнения систем обезвешивания. Приведен пример расчета для 3-секционной солнечной батареи без балки с неполным обезвешиванием и с минимизацией моментов в шарнирах. В качестве алгоритма определения параметров системы обезвешивания, позволяющих получить минимальные моменты в шарнирах, использованы генетические алгоритмы. Произведена проверка моментов и сил, действующих в системе с помощью построения эпюр в развернутом состоянии. Кроме того, выполнена проверка на соблюдение заданного расстояния, исходя из конструкторских ограничений, между точками приложения сил обезвешивания.

Ключевые слова: обезвешивание, космические аппараты, тестирование в земных условиях, системы автоматического управления, параметрическая неопределенность.

Methodology for calculating the de-weighting system of large-sized transformable elements of space vehicles for ground tests

A. S. Belyaev, A. A. Filipas, A. V. Tsavnin, A. V. Tyryshkin

National Research Tomsk Polytechnic University
30, Lenin Avenue, Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: asb22@tpu.ru

This paper considers the methodology for calculating the de-weighting system of spacecraft elements for ground tests, taking into account the deployment options, de-weighting conditions, types and options of de-weighting systems. An example of calculation for a 3-section solar battery without a beam with incomplete de-weighting and with minimization of moments in the hinges is given. Genetic algorithms are used as an algorithm for determining the parameters of the de-weighting system, which allows obtaining the minimum moments in the hinges. The moments and forces acting in the system were checked by plotting diagrams in the expanded state. In addition, a check for compliance with the specified distance, based on design constraints, between the points of application of the weighting forces was made.

Keywords: de-weighting, spacecraft, testing in ground conditions, automatic control systems, parametric uncertainty.

Введение. Современное состояние космических технологий предполагает базирование в ближнем и дальнем космосе большого количества систем движительного, энергетического и информационного назначения. Технические требования к этим системам, наряду с высокой надёжностью, безопасностью и эффективностью, содержат жесткие массогабаритные показатели. Средства доставки накладывают ограничения на массогабаритные характеристики космических аппаратов, что, в свою очередь, вынуждает прибегать к использованию конструкций складного типа. Для гарантированно успешного развертывания космических аппаратов крайне необходимо провести наземные испытания всех систем. Одним из ключевых аспектов испытаний космических аппаратов является расчёт механической прочности для условий невесомости, что существенно усложняет проведение натурных испытаний оборудования в условиях присутствия гравитации. Основным методом решения этих проблем является разработка специальных систем обезвешивания, которые с учётом требований к процессу раскрытия и особенностей конструкции позволяют в наземных условиях проводить испытания во всех возможных режимах развёртывания и функционирования.

Выделяют системы обезвешивания 3-х типов: пассивные, пассивно-активные и активные. В свою очередь, все представленные типы систем обезвешивания могут быть опорного или тросового исполнения. Пассивные системы обезвешивания в своей основе используют противовес для компенсации веса элемента обезвешивания (ЭО). Системы данного типа просты в конструкторском исполнении и не являются дорогостоящими, однако неспособность менять силы обезвешивания в процессе раскрытия является существенным недостатком, поскольку возникновение динамических моментов сопротивления, получаемых из-за ошибки обезвешивания, не может быть скомпенсировано. Еще одним недостатком данного типа систем обезвешивания являются большие массогабаритные характеристики. Использование управляемого электро- или гидропривода в качестве устройства, создающего силу обезвешивания, позволяет осуществлять изменение силы обезвешивания в процессе раскрытия, а также снизить массогабаритные характеристики системы. Такие системы получили название пассивно-активные [4; 5]. Однако перемещение самой системы обезвешивания, как и в случае с пассивными системами, осуществляется за счет движения ЭО, что приводит к появлению моментов трения в шарнирах, «эффекта присоединенных масс», а также к неточностям расчетов энергетики системы раскрытия элементов космических аппаратов. Данные недостатки полностью устранены в активных системах обезвешивания, движение которых осуществляется за счет установленных электродвигателей [6–8]. Стоит отметить, что в силу сложности алгоритмов управления для данного типа систем, корректное конфигурирование контуров управления в ряде случаев является затруднительным, а также приводит к существенному увеличению стоимости данного технического решения. Таким образом, задача однозначного выбора типа системы обезвешивания с учетом конкретной технической задачи остается нерешенной.

Описание предлагаемой методики. В настоящей работе предлагается методика расчета системы обезвешивания для наземных испытаний космических аппаратов, включающая 10 шагов, представленных далее.

Шаг 1. Многообразие крупногабаритных трансформируемых конструкций (КТК) приводит разработчиков к необходимости рассматривать задачу проектирования системы обезвешивания исходя из специфики каждого отдельно взятого объекта. Однако для систематизации расчетов можно классифицировать КТК по способу развертывания (складывания), в основе которой –

траектории движения связанных масс (объемное, радиальное, линейное, комбинированное и т. д.). Отличия в траекториях раскрытия и в механике систем оказывает влияние на процесс расчета системы обезвешивания. Именно поэтому на первом этапе необходимо выбрать тип обезвешиваемого элемента, который, в большинстве случаев, определен непосредственно в поставленной перед исполнителями задаче.

Шаг 2. По завершении первого шага необходимо определиться с ограничениями и допусками по обезвешиванию. К характеристикам, влияющим на качество обезвешивания, относятся моменты в шарнирах, центробежные моменты, динамические и статические моменты инерции. Таким образом, на данном этапе производится выбор необходимого условия обезвешивания, исходя из технологических требований, предъявляемых к ЭО. Далее детально рассмотрим возможные варианты обезвешивания, исходя из требований.

Наиболее распространенным вариантом является полное обезвешивание, при котором происходит полная компенсация веса ЭО и ограничение моментов до максимально допустимых значений, исходя из предварительных конструкторских расчетов по условиям механических прочностей, допустимых деформаций и т. д. Выполнение данного условия возможно при полной компенсации веса ЭО по их центрам масс или же использовании нескольких устройств обезвешивания для одного ЭО. Однако в таких случаях, за счет ошибки обезвешивания, создаются дополнительные моменты трения шарниров. Для такого рода условий возможно применение всех типов систем обезвешивания.

Вторым вариантом является компенсация моментов или сил в произвольных точках, например, в центрах масс ЭО или в шарнирах. Данная задача актуальна в большинстве случаев, поскольку при раскрытии элементов космических аппаратов в ходе земных экспериментов наибольшую проблему вносят моменты трения в шарнирах, которые мешают процессу раскрытия и уменьшают энергию системы раскрытия. Кроме того, в процессе раскрытия возникают отклонения от штатного режима в части ускорений, неравномерности, влияния системы обезвешивания, сопротивления воздуха и т. д. Для такого рода ограничений возможно применение исключительно активных систем обезвешивания, поскольку иного рода системы будут создавать моменты трения в шарнирах, вызванные «эффектом присоединенных масс».

Третьим вариантом является компенсация центробежных, динамических и статических моментов инерции, появляющихся в процессе раскрытия. Данный вариант не так распространён, однако при использовании опорных систем обезвешивания данные моменты приводят к «заламыванию» шарниров, что приводит к нарушению функционирования системы и ее выходу из строя.

После выбора основных условий обезвешивания, необходимо определиться с количеством устройств или элементов, из которых состоит система.

Шаг 3. С точки зрения прочностных расчетов ЭО существуют максимально допустимые усилия, которые может выдержать ЭО в критических и (или) произвольно заданных точках, в том числе и в шарнирах. Таким образом, необходимым условием работоспособности системы является то, что момент в любой точке конструкции должен быть меньше максимально допустимого. Исходя из этого факта, необходимо определить минимально необходимое количество элементов системы обезвешивания. Для этого применяется принцип декомпозиции – ЭО необходимо рассмотреть как систему, состоящую из отдельных участков, на которые действует распределенная нагрузка, равная весу ЭО, ограниченных точками взаимодействия с элементами системы обезвешивания. После чего необходимо определить точку, в которой сосредоточен максимальный момент, действующий на участке, и определить зависимость между длиной участка и моментом в данной точке. Имея данную зависимость и предельно допустимый момент,

полученный из прочностных расчётов, можно определить максимальную длину одного участка и, как следствие, минимально необходимое количество элементов системы обезвешивания.

Шаг 4. После определения минимального количества элементов системы обезвешивания необходимо произвести расчет эпюр и моментов, действующих в системе. Для этого вначале необходимо определить зависимости между параметрами системы обезвешивания и параметрами ЭО. В качестве параметров системы обезвешивания используются положение точки закрепления элемента (x_i) системы обезвешивания к i -му ЭО и сила компенсации веса P_i , $i = \overline{1, N}$, где N – количество ЭО. В качестве параметров ЭО на данном этапе используются вес F_i и длина элемента L_i .

Следует отметить, что максимально допустимые усилия могут иметь различные значения в разных точках и, соответственно, эпюры нагрузок могут иметь сложный вид, а расчёты точки (точек) максимально допустимого момента будут не единичны.

Другой особенностью является возможная неравномерная по длине механическая прочность конструкции, что можно учесть эпюрой переменного по длине допустимого момента.

На данном этапе следует учитывать выбранный тип обезвешиваемого элемента, в частности, объект с линейной траекторией может быть представлен как жесткозакрепленная балка в силу его прямолинейной формы в развернутом состоянии, а также наличие шарниров исполнения повышенной жесткости для исключения возможного люфта и нивелирования упругих колебаний вдоль вертикальной оси движения. В случае радиального характера раскрытия, конструкция будет представлена разделенной на части шарнирами в силу последовательного характера раскрытия.

Поскольку в большинстве случаев число уравнений, полученных в результате расчета эпюр, будет больше числа неизвестных, данную задачу можно решить как задачу оптимизации, а в качестве функционала для минимизации использовать условия, полученные в шаге 2, т. е.:

- минимизация моментов в точках;
- минимизация сил;
- минимизация центробежных и динамических моментов инерции.

Шаг 5. В процессе работы системы обезвешивания могут возникать различного рода конструкторские ограничения, наиболее распространённым является невозможность присоединения элемента системы обезвешивания непосредственно к центру масс обезвешиваемого элемента. Кроме того, возможны варианты, когда траектории движения обезвешиваемых элементов будут пересекаться во времени, что приведет к столкновениям и неработоспособности системы обезвешивания. В настоящее время такого рода проблемы решают путем многоуровневых траекторий движения или с использованием различных обводных устройств, что исключает столкновения в принципе и при этом значительно усложняет конструкцию системы, однако для ряда задач такого рода решения использовать невозможно. Исходя из этого, на данном этапе необходимо определить основные ограничения, накладываемые на параметры и конструкцию системы обезвешивания.

Шаг 6. После учета ограничений и решения задачи минимизации основного условия обезвешивания, выбранного в шаге 2, получаем параметры системы обезвешивания.

Шаг 7. Определив параметры системы обезвешивания, необходимо осуществить проверку полученных результатов с учетом выбранного условия обезвешивания, например, на максимально допустимый, с точки зрения энергетики системы раскрытия, момент в шарнире и проверку раскрытия системы с учетом конструкторских ограничений, на основе использования кинематических уравнений работы системы. Для этого необходимо решить прямую задачу

кинематики и убедиться в том, что системы обезвешивания не имеют пересечений по построенным траекториям движения.

В случае невыполнения одного из условий необходимо вернуться к шагу 3 и увеличить количество элементов на 1 и повторить шаги 4–7. Если все условия были выполнены, то можно переходить к выбору типа системы обезвешивания.

Шаг 8. Следующим этапом является определение типа и исполнения системы обезвешивания с учетом условий, описанных выше. В качестве активных систем обезвешивания наибольшее применение получили именно тросовые системы, основанные на применении кареток, движущихся по закрепленным рельсам, на которые установлены электроприводы, создающие силу компенсации и передвигающие каретки. Такие системы применяют как для обезвешивания элементов космических аппаратов [8], так и для компенсации веса больных пациентов в медицине [9]. Однако, вследствие того, что в сложенном состоянии элементы космического аппарата находятся непосредственно у его корпуса, возникает необходимость использования сложных конструкторских обводов. Данную проблему может решить система, состоящая из наклонных тросов, применяемая в медицине [10]. Система может состоять из 4-х, 8-ми и большего числа тросов и, за счет изменения силы натяжения и их длины, перемещать обезвешиваемую конструкцию [11]. Кроме того, возможно использование каретки с установленной на ней наклонными тросовыми системами, что позволит увеличить быстродействие отработки системой отклонения при обезвешивании. Варианты тросовых систем обезвешивания представлены на рис. 1.

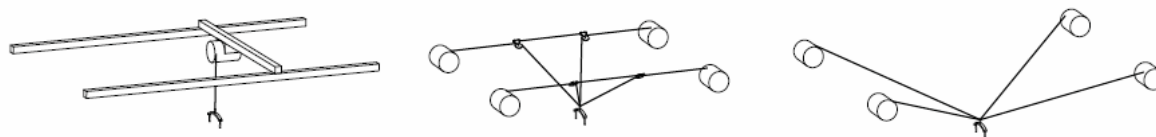


Рис. 1. Варианты тросовых систем обезвешивания

Fig. 1. Variants of rope weightlessness imitation systems

Другим решением является использование опорных систем обезвешивания [12], в качестве которых могут применяться робототехнические платформы с установленной на них опорой и системой, позволяющей определять и отслеживать изменение положения обезвешиваемого элемента с учётом требований к формированию момента (силы) компенсации веса в точке приложения.

Шаг 9. Предпоследним этапом является синтез системы автоматического управления. Рассматривая процесс работы как тросовых, так и опорных систем обезвешивания, вследствие движения ЭО вдоль оси раскрытия возникает ошибка отклонения между его положением и элементом системы обезвешивания. При перемещении вдоль нескольких осей возникает ошибка в виде направленного вектора, который и необходимо компенсировать.

Шаг 10. Заключительным этапом является проверка работы всей системы с учетом динамики раскрытия, которая может быть последовательной, одновременной и комбинированной. Динамика раскрытия влияет на распределения сил и моментов, поэтому необходимо учитывать вариант раскрытия при расчете системы обезвешивания. Наиболее часто применяемыми вариантами являются последовательное и одновременное раскрытия, которые вносят несущественные воздействия в расчет системы обезвешивания. Однако возникновение нештатных ситуаций приводит к существенным изменениям динамики раскрытия и, как следствие, к момен-

там и силам, действующим в системе в процессе раскрытия. Из всего вышеизложенного необходимо производить динамическую проверку работоспособности системы обезвешивания, т. е. отработки основного условия обезвешивания при разных вариантах раскрытия, как штатных, так и нештатных.

На этом этапе возможно определение моментов инерции элементов механической системы, в том числе и переменных. Особенностью этапа следует отметить определение интервалов изменения механических параметров (для динамики и статики). В процессе раскрытия солнечных панелей космического летательного аппарата изменяются соотношения положений обезвешиваемых элементов, что приводит к усложнению кинематики панели, что, в свою очередь, вносит дополнительную структурную неопределенность, обусловленную изменением порядка системы дифференциальных уравнений. В процессе раскрытия солнечной панели космического летательного аппарата, при начале движения каждого из элементов изменяется их влияние на динамику друг друга, что, соответственно, усложняет параметрическую неопределенность, которая, в данном случае, будет описываться не интервальным, а аффинным, полилинейным или полиномиальным типами параметрической неопределенности [13; 14]. Усложнение типа параметрической неопределенности существенно усложняет процедуру синтеза системы управления. Схема методики расчета представлена на рис. 2.

Пример расчета системы обезвешивания солнечной батареи

Шаг 1. В качестве объекта для демонстрации работы методики расчета используем линейно раскрывающуюся солнечную батарею без балки, состоящую из 3-х панелей. В данном расчете балкой солнечной батареи допустимо пренебречь ввиду незначительной массы по отношению к весу солнечной панели. Массу панелей возьмем равной 40 кг, длину каждой панели 4 м. В качестве ограничений примем следующее утверждение: в сложенном состоянии расстояние между точками приложения обезвешивающих сил должно быть не менее 0,6 м.

Шаг 2. В качестве условия обезвешивания выберем частичное обезвешивание с минимизацией моментов в шарнирах между ЭО. При условии, что сумма сил в опорах должна быть равна сумме весов обезвешиваемых элементов, параметры системы обезвешивания должны быть выбраны исходя из необходимости минимизировать моменты в шарнирах.

Шаг 3. Предположим, что максимальный момент, который может выдержать панель, составляет 0,24 кНм. Тогда, как было рассмотрено ранее, обезвешиваемую конструкцию можно рассмотреть в виде участка, ограниченного 2-мя опорами, на который действует распределенная нагрузка q равная отношению веса панели, к ее длине, т. е.:

$$q = \frac{F}{L} = 0,1, \text{ кН/м},$$

где F – вес панели, равный 400 Н; L – длина панели, равная 4 м.

Пусть с левой стороны участок ограничен опорой A , в которой будет действовать сила реакции R_A , а с правой стороны опорой B , в которой будет действовать сила реакции R_B , причем данные силы будут равны. Тогда получаем, что при расчете эпюр данной системы максимальный момент будет находиться в центре балки, для определения которого необходимо рассчитать реакцию опоры в точке A или B :

$$R_A = R_B = \frac{q \frac{l^2}{2}}{l} = q \frac{l}{2}.$$

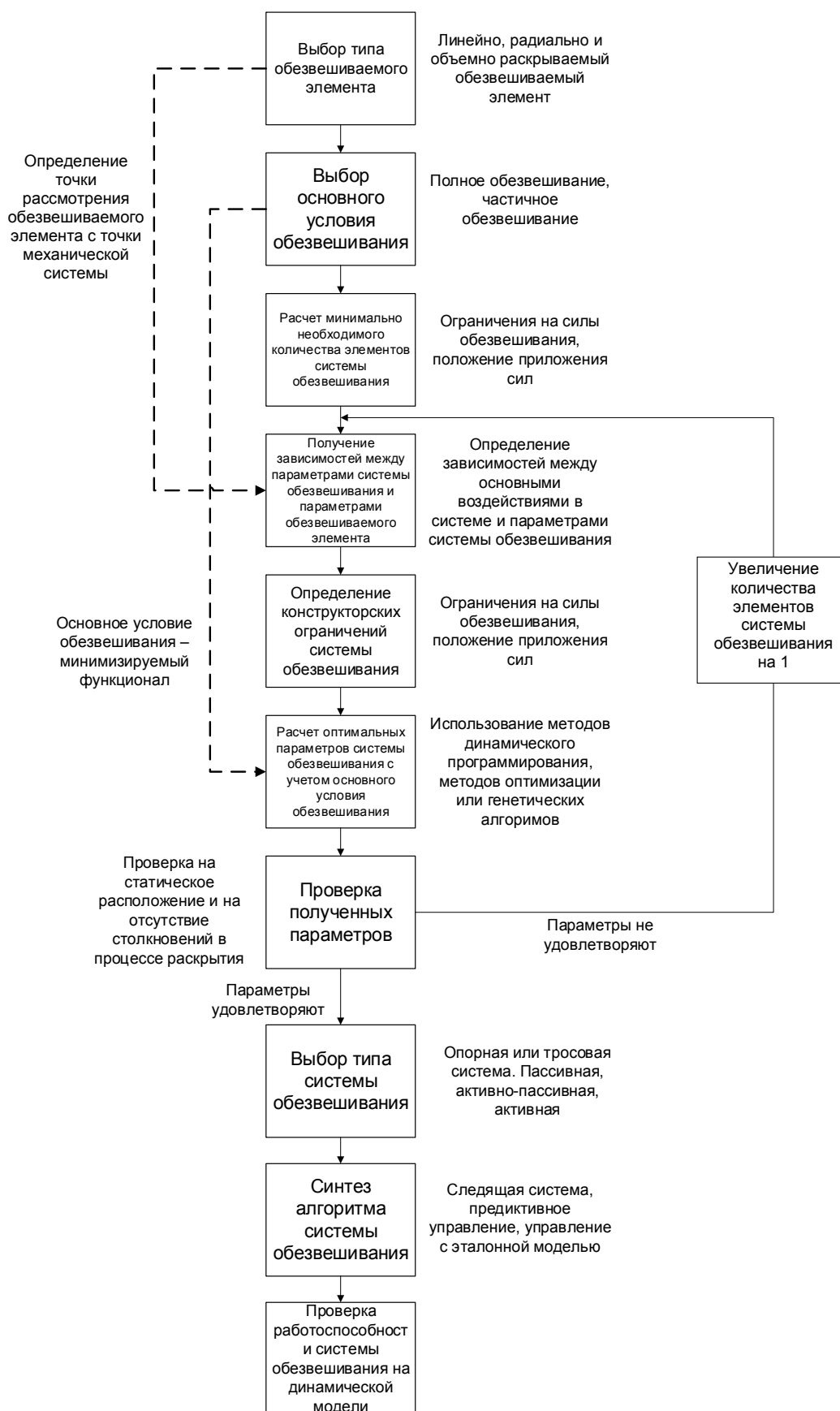


Рис. 2. Схема методики расчета

Fig. 2. Calculation method workflow

Тогда момент в любой точке балки можно определить следующим образом:

$$M(x) = -\frac{q \cdot x^2}{2} + R_A \cdot x. \quad (1)$$

Рассчитав момент в середине балки (1) получаем следующую зависимость длины участка от момента (2) с численным решением для приведенного примера:

$$M\left(\frac{l}{2}\right) = \frac{q \cdot l^2}{8}, \quad (2)$$

$$l = \sqrt{\frac{8 \cdot M_{\max}}{q}} = \sqrt{\frac{8 \cdot 0,24}{0,1}} = 4,38, \text{ м.}$$

Следовательно, так как общая длина обезвешиваемой конструкции составляет 12 м, то необходимо минимум 4 опоры, одной из которых, будет являться корпус космического аппарата. В результате на данном шаге было определено минимально необходимое количество дополнительных опор, равное 3, для обезвешивания солнечной панели.

Шаг 4. Перейдем к определению зависимостей между силами и моментами, действующими в системе. Рассмотрим солнечную батарею в конечном, развернутом состоянии. Поскольку для солнечных панелей шарниры изготавливаются с минимальными люфтами, конструкцию допустимо рассматривать в виде единой жесткой конструкции, т. е. жестко закреплённой балки в точке A . Тогда уравнения момента и силы реакции в точке A , а также уравнения моментов в шарнирах можно определить следующим образом:

$$M_A = -F_1 \cdot \frac{l_1}{2} - F_2 \cdot \left(l_1 + \frac{l_2}{2}\right) - F_3 \cdot \left(l_1 + l_2 + \frac{l_3}{2}\right) - P_1 \cdot x_1 - P_2 \cdot x_2 - P_3 \cdot x_3, \quad (3)$$

$$R_A = -F_1 - F_2 - F_3 - P_1 - P_2 - P_3, \quad (4)$$

$$M_1 = M_A + R_A \cdot l_1 - F_1 \cdot \left(\frac{l_1}{2}\right) - P_1(l_1 - x_1), \quad (5)$$

$$M_2 = M_A + R_A \cdot (l_1 + l_2) - F_1 \cdot \left(\frac{l_1}{2} + l_2\right) - P_1(l_2 - x_1) - F_2 \cdot \left(\frac{l_2}{2}\right) - P_2(l_2 - x_2), \quad (6)$$

где l_i – длина i -й панели, $i \in [1; 3]$; F_i – вес i -й панели; P_i – сила обезвешивания i -го элемента системы обезвешивания.

Количество неизвестных переменных в (3)–(6) равно 6. Обозначим неизвестные переменные в виде вектора $X = (x_1, x_2, x_3, P_1, P_2, P_3)$. Поскольку в качестве основного условия обезвешивания выбрано условие минимизации моментов в шарнирах, а моменты могут быть как положительными, так и отрицательными, то в качестве функции минимизации выбрана сумма модулей моментов в шарнирах

$$\lim_x (|M_A| + |M_1| + |M_2|) \rightarrow 0.$$

Шаг 5. В качестве ограничений зададим расстояние между точками приложения сил обезвешивания в сложенном состоянии. Данное расстояние должно составлять не менее 0,6 м. Кроме того, выбранная минимальная дистанция между точками должна быть соблюдена в процессе раскрытия.

Помимо этого, так как каждое устройство обезвешивания должно создавать силу, направленную противоположно весу обезвешиваемых элементов, то значения P_i будут отрицательными. Аналогично введем ограничение и на максимальное по модулю значение силы, обеспечиваемое элементом системы обезвешивания, например, 1 кН. Тогда ограничения вектора X выглядят следующим образом:

$$X = \begin{pmatrix} x_1 \in [0; 4], x_2 \in [4; 8], x_3 \in [8; 12], \\ P_1 \in [-1; 0], P_2 \in [-1; 0], P_3 \in [-1; 0] \end{pmatrix}, \quad \begin{cases} |x_1 - (x_2 - 4)| > 0,6, \\ |x_1 - (x_3 - 8)| > 0,6, \\ |(x_3 - 8) - (x_2 - 4)| > 0,6. \end{cases}$$

Шаг 6. Перейдем непосредственно к определению оптимальных значений вектора. В качестве метода поиска минимального значения были выбраны генетические алгоритмы. Генетический алгоритм – метод оптимизации, основанный на принципе скрещивания биологических генов, позволяющий оптимизировать многопараметрические функционалы. Алгоритм работает следующим образом: для работы генетическому алгоритму необходимо задать структуру особи, в качестве которой был выбран вектор $X = (x_1, x_2, x_3, P_1, P_2, P_3)$. На первом этапе алгоритм создает 200 особей (заданное пользователем значение), данная величина называется размером популяции, со случайными значениями вектора X . Используя (3)–(6) для каждой особи определяются моменты в точке A , шарнирах и значение функции минимизации. После все полученные особи ранжируются по значениям целевой функции и данная популяция становится родительской популяцией. После происходит создание новой популяции, причем 5 % новой популяции будут составлять лучшие особи родительской популяции без изменений, 80 % будут составлять особи, полученные в рамках скрещивания лучших особей родительской популяции, а оставшиеся 15 % будут получены в рамках мутации случайных особей родительской популяции. В результате формируется новая популяция в 200 особей, для которой так же будет выполнен необходимый расчет моментов и функции минимизации, а популяция станет родительской для новой выборки. Такие повторы происходят до тех пор, пока не сработает критерий остановки по количеству итераций (5000 итераций) или пока значение функции минимизации не будет значительно уменьшаться на протяжении 5 итераций подряд. Реализация работы генетического алгоритма проводилась в среде Matlab 2017 с использованием пакета Optimization Toolbox. Результат работы генетического алгоритма приведен в таблице, а процесс минимизации во времени на рис. 3.

**Параметры системы обезвешивания, полученные
с использованием генетических алгоритмов**

X1	X2	X3	P1	P2	P3
1,075	6,064	10,741	-0,413	-0,597	-0,292

Шаг 7. Произведем проверку полученных результатов, для этого построим эпюры сил и моментов, действующих в системе при полученных параметрах системы обезвешивания (рис. 3).

По данным эпюрам видно, что моменты в шарнирах равны 0,4, 0,5 и 0,4 Нм, соответственно, кроме того, максимальный момент в точке панели равен 0,216 кНм, что не превышает заданный ранее предельно допустимый момент равный 0,24 кНм.

Поскольку проверка на расположение элементов системы обезвешивания в статическом положении была заложена в качестве ограничения, то проверка данного условия является избыточной. Соответственно, произведём проверку на отсутствие соударений элементов системы

обезвешивания во время раскрытия. Для этого, как уже отмечалось ранее, расстояние между точками приложения силы не должно быть менее 0,6 м.

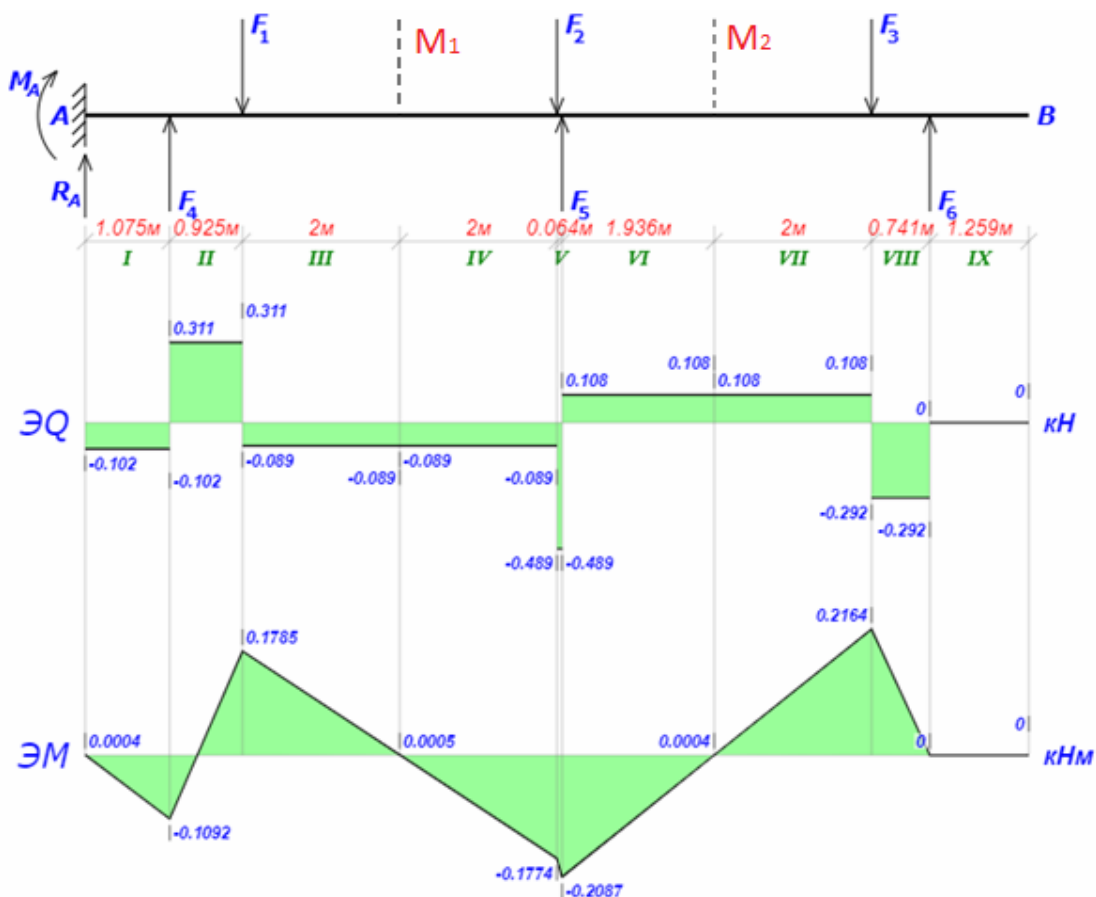


Рис. 3. Эпюры сил и напряжений с полученными параметрами системы обезвешивания

Fig. 3. Diagrams of forces and stresses with the obtained parameters of the weightlessness imitation system

Определим кинематику раскрытия солнечной панели. Для этого воспользуемся методом, предложенным в работах [15; 16]. Обозначим каждый элемент солнечной панели порядковым номером, слева направо, как это представлено на рис. 4. Поскольку каждый шарнир солнечной батареи позволяет осуществлять вращение только относительно вертикальной оси Z в глобальной системе координат, то каждый шарнир можно представить в виде поворотного звена, описываемого матрицей $WR3$, а солнечные панели и балку, описываются матрицами $WP2$, зависящими от длины этих звеньев [15; 16]:

$$WR3(\alpha) \triangleq \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad WP2(l) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & l \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Каждый из углов поворота будем определять относительно предыдущей конструкции, т. е. угол q_1 – относительно наземной конструкции, q_2 – относительно солнечной панели 2, а угол q_3 – относительно панели 4.

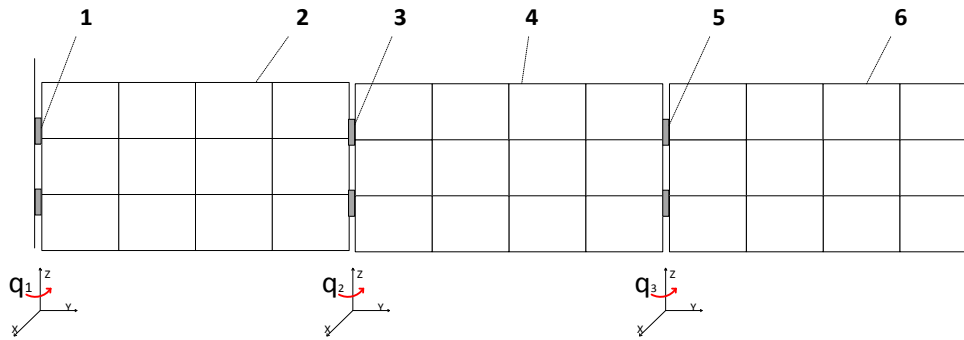


Рис. 4. Кинематическая схема солнечной панели

Fig. 4. Kinematic diagram of a solar panel

Используя методы, описанные в работах [15; 16], получим конечные матрицы каждой из опор, обозначенные как T_i , тогда:

$$T_1 = WR3(q_1) \cdot WP2(x_1), \quad (7)$$

$$T_2 = WR3(q_1) \cdot WP2(L) \cdot WR3(q_2) \cdot WP2(x_2), \quad (8)$$

$$T_3 = WR3(q_1) \cdot WP2(L) \cdot WR3(q_2) \cdot WP2(L) \cdot WR3(q_3) \cdot WP2(x_3). \quad (9)$$

Подставив в уравнения (7)–(9) матрицы поворота и переноса, получим следующие уравнения:

$$T_1 \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 \cos(q_1) \\ x_1 \sin(q_1) \end{pmatrix}, \quad (10)$$

$$T_2 \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \cos(q_1) + x_2 \cos(q_1 + q_2) \\ L \sin(q_1) + x_2 \sin(q_1 + q_2) \end{pmatrix}, \quad (11)$$

$$T_3 \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} L \cos(q_1) + L \cos(q_1 + q_2) + x_3 \cos(q_1 + q_2 + q_3) \\ L \sin(q_1) + L \sin(q_1 + q_2) + x_3 \sin(q_1 + q_2 + q_3) \end{pmatrix}. \quad (12)$$

Уравнения (10)–(12) позволяют получить координаты каждой из точек приложения силы обезвешивания в процессе раскрытия. Чтобы определить расстояние от одной точки до другой в процессе раскрытия (рис. 5), рассчитаем квадратный корень от суммы квадратов разностей координат точек.

По графикам, представленным на рис. 5, видно, что расстояние между любыми двумя точками приложения обезвешивающих сил больше, чем необходимое, что говорит о том, что параметры системы обезвешивания выбраны верно. Последние два шага методики будут рассмотрены в дальнейших работах.

Заключение. В рамках данной работы предложена методика разработки системы обезвешивания крупногабаритных трансформируемых элементов космических аппаратов в наземных условиях. Данная методика состоит из десяти шагов, учитывает тип обезвешиваемого элемента, требования по обезвешиванию, а также тип системы обезвешивания, например, тросовые или опорные. Методика позволяет рассчитывать точки присоединения элементов системы обезвешивания, в зависимости от типа обезвешиваемого элемента с учетом конструкторских ограничений. В работе рассмотрен пример на основе 3-секционной солнечной батареи без балки, для

которой проведены 8 этапов из методики расчета и получены точки присоединения обезвешиваемых элементов с учетом ограничений по расстоянию в 0,6 м.

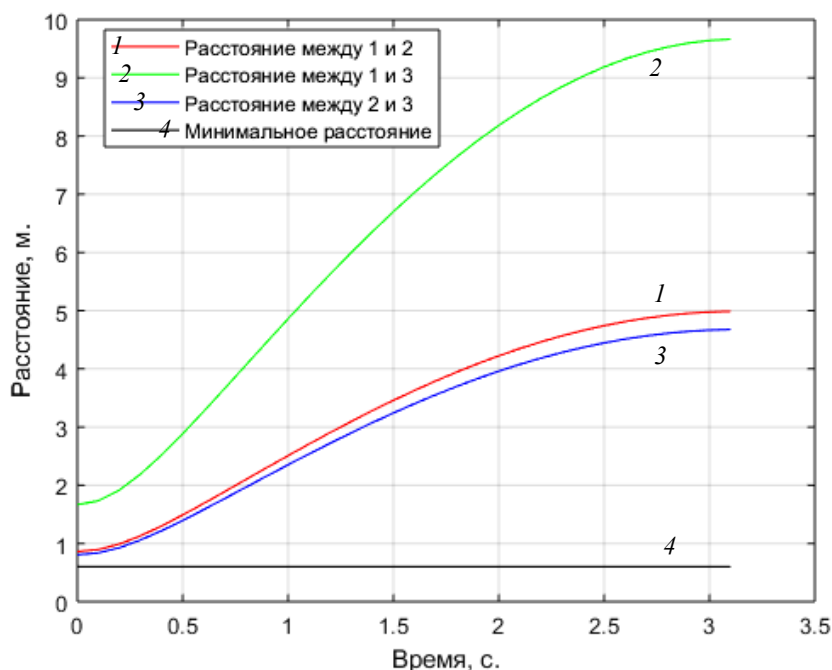


Рис. 5. Расстояние между точками приложения сил во время раскрытия

Fig. 5. The distance between the points of application of forces during deployment

Проведена проверка сил и моментов, действующих в системе в развернутом положении, по результатам которой была установлена допустимость рассчитанных характеристик системы обезвешивания. Кроме того, проведена проверка на выдерживание требуемого расстояния в процессе раскрытия солнечных панелей, которая также оказалось успешной.

Библиографические ссылки

1. Пат. 2 468 969 РФ, МПК7 В 64 G 7/00. Испытательный стенд для раскрытия батареи солнечной / В. В. Билько (РФ), Н. А. Плетнёва (РФ), В. В. Плетенёв (РФ) и д.р. № 2 010 151 175 / 11; заявл. 13.12.2010; опубл. 10.12.2012. Бюл. № 34. 8 с.
2. Пат. 2 483 991 РФ, МПК7 В 64 G 7/00, В 64 G 1/44. Стенд раскрытия панелей солнечной батареи / В. В. Билько, Н. А. Плетнева, В. И. Сороколетов, Ю. П. Шупляк. № 2 011 150 074 / 11. заявл. 08.12.2011; опубл. 10.06.2013, Бюл. № 16. 9 с.
3. Пат. 5 110 194 США, МПК7 В 64 G 7/00, G 01 M 19/00. Controlled fiber-optic switch / E. A. Zurfluh. № EP89810584; заявл. 6.6.1990; опубл. 5.05.1992. 13 с.
4. Зарницын А. Ю. Исследование динамических свойств вертикального канала активной силокомпенсирующей системы / А. Ю. Зарницын, К. К. Звонцова, А. М. Малышенко, А. В. Воронин // Инженерия для освоения космоса : сб. науч. тр. IV Всеросс. молодежного форума с междунар. участием (12–14 апреля 2016, г. Томск). Томск : Издательство ТПУ, 2016. С. 45–48.
5. Пат. 5 379 657 США, МПК7 В 66 F 11/00, G 01 M 19/00. Microgravity suspension system for simulating a weightless environment / T. K. Hasselman. № US 07 / 902145; заявл. 22.6.1992; опубл. 10.01.1995. 18 с.

6. Зарницын А. Ю. Исследование динамики следящих систем стенда с активной системой обезвешивания для испытаний раскрытия в земных условиях крыльев солнечных батарей / А. Ю. Зарницын, А. М. Малышенко // Молодежь и современные информационные технологии : сб. тр. XIV Междунар. науч.-практ. конф. студентов, аспирантов и молодых ученых : в 2 т. (7–11 ноября 2016, г. Томск). Томск : Издательство ТПУ, 2016. Т. 1. С. 268–269.
7. Modeling of a Solar Arrays Deployment Process at Ground Tests of Mechanical Devices on Active Gravity Compensation Systems / I. Shpyakin, A. Voronin, A. Malysenko and S. Majkov // 2018 3rd Russian-Pacific Conference on Computer Technology and Applications (RPC). Vladivostok, 2018. P. 1–4.
8. Automated weight compensation system for ground-based tryout of space vehicle solar panels / A. G. Verhoglyad, V. A. Kuklin, S. N. Makarov et al. // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 567–574.
9. Vector Clinician's Guide. [Электронный ресурс]. URL: [https://www.bionessvector.com/documents/Vector%20Clinician's%20Guide%20Rev.%20K%20\[e\]file.pdf](https://www.bionessvector.com/documents/Vector%20Clinician's%20Guide%20Rev.%20K%20[e]file.pdf) (дата обращения 4.06.2020).
10. Design of RYSEN: an Intrinsically Safe and Low-Power 3D Overground Body Weight Support. IEEE Robotics and Automation Letters / M. Plooi, U. Keller, B. Sterke et al. // IEEE Robotics and Automation Letters. 2018. Vol. 3, No. 3. С. 2253–2260.
11. Карманова А. В., Филипас А. А. Исследование модели трехточечного крана гибкой подвески // Актуальные проблемы инновационного развития ядерных технологий : материалы конф. в рамках науч. сессии НИЯУ МИФИ / науч. ред. М. Д. Носков. 2016. С. 68–68а.
12. Разработка модели и системы управления мобильным роботом для обезвешивания солнечных панелей / А. С. Беляев, А. М. Малышенко, А. А. Филипас, О. Ю. Суменков // Известия Тульского гос. ун-та. Техн. науки. 2020. № 12. С. 3–12.
13. Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. External boundaries of pole localization region formulation for transfer function with interval-given parameters // Siberian Journal of Science and Technology. 2019. Vol. 20, No. 3. С. 327–332.
14. Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. Providing real closed-loop transfer functions poles for plant with interval-given parameters for overshoot elimination // 2019 11th International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT), Dublin, Ireland. 2019. С. 1–7.
15. Малышенко А. М. Формализованный метод описания структур и параметров кинематических цепей манипуляторов // Известия Академии наук СССР. Машиноведение. 1989. № 4. С. 61–67.
16. Малышенко А. М. Вывод уравнений кинематики для кривошипно-ползунного механизма на основе структурно-параметрического описания его кинематической цепи // Современные технологии, экономика и образование: сб. тр. Всеросс. науч.-метод. конф. (27–29 декабря 2019, г. Томск). Томск : Изд-во ТПУ, 2019. С. 57–60.

References

1. Bilko V. V., Pletneva N. A., Pletnev V. V. *Ispytatelnyy stend dly raskrytiya solnechnih batarey* [Test Bench for Solar Battery Deployment]. Patent 2 468 969 РФ, МПК7 В 64 G 7/00, 2012.
2. Bilko V. V., Pletneva N. A., Sorokoletov V. I., Schuplyk Y. P. *Stend raskrytiya paneley solnechnoy batarei* [Solar Panel Deployment Stand]. Patent 2 483 991 RUS, IPC 7 B 64 G 7/00, B 64 G 1/44, 2013.

3. Zurfluh E. A. Controlled fiber-optic switch. Patent. 5 110 194 USA, IPC 7 B 64 G 7/00, G 01 M 19/00, 1990.
4. Zarnichin A. Y., Malysenko A. M. [Investigation of the dynamic properties of the vertical channel of the active silo-compensating system]. *Ingeneriya dly osvoeniya kosmosa*. Tomsk, TPU, 2016, P. 268–269. (In Russ.)
5. Hasselman T. K. Microgravity suspension system for simulating a weightless environment. Patent 5 379 657 USA, IPC 7 B 66 F 11/00, G 01 M 19/00, 1992.
6. Zarnichin A. Y. [Investigation of the dynamics of tracking systems of a stand with an active dewatering system for testing the deployment of solar cell wings in terrestrial conditions]. *Molodezh i sovremennye informacionnye tehnologii*. Tomsk, TPU, 2016, P. 268–269. (In Russ.)
7. Shpyakin I., Voronin A., Malysenko A., Majkov S. Modeling of a Solar Arrays Deployment Process at Ground Tests of Mechanical Devices on Active Gravity Compensation Systems. *2018 3rd Russian-Pacific Conference on Computer Technology and Applications (RPC)*. Vladivostok, 2018, P. 1–4.
8. Verhoglyad A. G., Kuklin V. A., Makarov S. N., Mihalkin V. M., Halimanovich V. I. Automated weight compensation system for ground-based tryout of space vehicle solar panels. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No 3, P. 567–574.
9. Vector Clinician's Guide. Available at: [https://www.bionessvector.com/documents/Vector%20Clinician's%20Guide%20Rev.%20K%20\[efile\].pdf](https://www.bionessvector.com/documents/Vector%20Clinician's%20Guide%20Rev.%20K%20[efile].pdf) (accessed: 4.06.2020).
10. Plooi M., Keller U., Sterke B., Komi S., Vallery H., von J. Zitzewitz Design of RYSEN: An Intrinsically Safe and Low-Power Three-Dimensional Overground Body Weight Support. *IEEE Robotics and Automation Letters*. 2018, Vol. 3, No. 3, P. 2253–2260.
11. Karmanova A. V., Filipas A. A. [Study of the model of a three-point crane of flexible suspension]. *Aktual'nye problemy innovacionnogo razvitiya yadernyh tekhnologiy*. 2016, P. 68–68a. (In Russ.)
12. Belyaev A. S., Filipas A. A., Malysenko A. M., Sumenkov O. Yu. Modeling and control system development for mobile ro-bots for solar panels weightlessness imitation. *News of the Tula state university. Technical sciences*. 2020, No. 12, P. 3–12. (In Russ.)
13. Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. External boundaries of pole localization region formulation for transfer function with interval-given parameters. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 327–332.
14. Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. Providing real closed-loop transfer functions poles for plant with interval-given parameters for overshoot elimination. *2019 11th International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems and Workshops (ICUMT)*. Dublin, Ireland. 2019, P. 1–7.
15. Malishenko A. M. [A formalized method for describing the structures and parameters of kinematic chains of manipulators]. *Izvestiya Akademii nauk SSSR, Mashinovedenie*. 1989, No. 4, P. 61–67. (In Russ.)
16. Malishenko A. M. [Derivation of kinematics equations for a crank-slide mechanism based on a structural-parametric description of its kinematic chain]. *Sovremennye tekhnologii, ekonomika i obrazovaniye: sbornik trudov Vserossiyskoy nauchno-metodicheskoy konferencii*. Tomsk, TPU. 2019, P. 57–60. (In Russ.)

Беляев Александр Сергеевич – аспирант; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: asb22@tpu.ru.

Филипас Александр Александрович – кандидат технических наук, доцент; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: filipas@tpu.ru.

Цавнин Алексей Владимирович – ассистент; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: avc14@tpu.ru.

Тырышкин Александр Васильевич – кандидат технических наук, доцент; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: tyryshkin@tpu.ru.

Belyaev Aleksandr Sergeevich – PhD student; National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: asb22@tpu.ru.

Filipas Aleksandr Aleksandrovich – PhD, Associate Professor; National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: filipas@tpu.ru.

Tsavnin Alexey Vladimirovich – Assistant professor; National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: avc14@tpu.ru.

Tyryshkin Aleksandr Vasilevich – PhD, Associate Professor; National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: tyryshkin@tpu.ru.

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136

Для цитирования: Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе / В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.

For citation: Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 121–136. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-121-136.

Развитие концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на трехкомпонентном топливе

В. А. Беляков¹, Д. О. Василевский^{1, 2*}, А. А. Ермашкевич¹,
А. И. Коломенцев¹, И. Р. Фаризанов³

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

²Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности
Российская Федерация, 141320, Московская область, г. Пересвет, ул. Бабушкина, 9

³АО «Уральский завод гражданской авиации»
Российская Федерация, 123308, г. Москва, просп. Маршала Жукова, 1, стр. 1

*E-mail: zudwa_dwesi_dwa@rambler.ru

В статье рассматривается перспективное направление развития жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) – использование трехкомпонентных двигательных установок (ДУ). Интерес к данной тематике вызван, исходя из ряда преимуществ, которые возможно получить при использовании данной концепции ЖРД, а именно: экономия массы ракеты-носителя (РН) за счет использования более плотного углеводородного горючего на начальном участке выведения; высокие значения удельного импульса на высотных участках выведения из-за использования более эффективной пары компонентов топлива (КТ): жидкий кислород + жидкий водород; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, благодаря использованию единой двигательной установки для обоих участков выведения.

Проведен аналитический обзор реализованных схем трехкомпонентных ЖРД, разработанных в России и за рубежом, выделены их основные преимущества и недостатки.

На основании детальной проработки ряда схемных решений ЖРД, работающих на трехкомпонентном топливе, предлагается концепция двухрежимного однокамерного трехкомпонентного двигателя, выполненного по закрытой схеме с дожиганием генераторного газа. Окислитель – жидкий кислород, горючее – керосин марки РГ-1 и жидкий водород. На первом режиме двигатель работает на трех компонентах, доля жидкого водорода в топливной смеси 4 % от общего расхода компонентов. На втором режиме двигатель работает на КТ: жидкий кислород + жидкий водород.

Представлены результаты теоретико-аналитического исследования по оценке оптимальных проектных параметров двигателя. Целью исследования являлось понимание качественной картины влияния различных параметров топлива на термодинамические свойства продуктов сгорания топливной смеси и эффективность двигателя. По результатам исследования определен оптимальный процентный состав компонентов топлива.

Разработана математическая модель для расчета статических параметров. Приведены результаты расчета энергетической увязки. Проведен сравнительный анализ массовых характеристик спроектированной двигательной установки.

Ключевые слова: ЖРД на трёхкомпонентном топливе, математическая модель ЖРД, ПГС, массовые характеристики, газодинамические параметры.

Development of the concept of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel

V. A. Belyakov¹, D. O. Vasilevsky^{1,2*}, A. A. Ermashkevich¹,
A. I. Kolomentsev¹, I. R. Farizanov³

¹Moscow Aviation Institute (National research university)

4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

²Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry

9, Babushkina St., Peresvet, 141320, Russian Federation

³AO "Ural Civil Aviation Plant"

1, p. 1, Marshal Zhukov Av., Moscow, 123308, Russian Federation

*E-mail: zudwa_dwesi_dwa@rambler.ru

The article considers a promising direction for the development of liquid-propellant rocket engines (LPRE) – the use of three-component propulsion systems. The interest in this topic is based on a number of advantages that can be obtained by using this LPRE concept, namely: saving the mass of the launch vehicle (LV) by using a denser hydrocarbon fuel at the initial launch site; high specific impulse values at high-altitude launch sites due to the use of a more efficient pair of fuel components (FC): liquid oxygen + liquid hydrogen; reducing the cost of removing the payload, due to the use of a single propulsion system for both launch sites.

An analytical review of implemented three-component LPRE schemes developed in Russia and abroad has been conducted, and their main advantages and disadvantages have been highlighted.

Based on a detailed study of a number of circuit solutions for liquid-propellant rocket engines running on three-component fuel, the concept of a two-mode single-chamber three-component engine made according to a closed circuit with afterburning of generator gas is proposed. The oxidizer is liquid oxygen, the fuel is RG-1 kerosene and liquid hydrogen. In the first mode, the engine runs on three components, the share of liquid hydrogen in the fuel mixture is 4% of the total consumption of components. In the second mode, the engine runs on FC liquid oxygen + liquid hydrogen.

The results of a computational and analytical study of the optimal design parameters of the engine are presented. The aim of the study was to understand the qualitative picture of the influence of various fuel parameters on the thermodynamic properties of the combustion products of the fuel mixture and the engine efficiency. Based on the results of the study, the optimal percentage of fuel components was determined.

A mathematical model for calculating a three-component LPRE has been developed. The results of calculation of energy coupling are presented. A comparative analysis of the mass characteristics of the designed propulsion system is carried out.

Keywords: LPRE on three-component fuel, mathematical model of LPRE, PHS, mass characteristics, gas dynamic parameters.

Введение. В последние годы рынок космических запусков расширяется за счет появления новых многочисленных аэрокосмических частных компаний в Японии, Китае, Бразилии и других странах, но стоимость выведения полезной нагрузки остается довольно высокой. Это происходит, в том числе, из-за однократности использования самой дорогой составляющей ракеты-носителя (РН) – двигателя, который утрачивается при отбрасывании ступени (кроме возвращаемых ступеней РН компании SpaceX, Blue Origin).

Одним из вариантов снижения стоимости выведения полезной нагрузки является использование одной двигательной установки (ДУ) в процессе работы двух ступеней. Для реализации данной концепции целесообразно применять трехкомпонентные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). На первом участке выведения данные двигатели работают на компонентах топлива (КТ) – жидкий кислород + углеводородное горючее, а на последующих участках выведения используют более энергетически эффективную топливную пару – жидкий кислород + жидкий водород.

К преимуществам ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе, можно отнести: экономию массы РН за счет использования более плотного углеводородного горючего на начальном участке выведения; высокие значения удельного импульса на дальнейших участках выведения вследствие работы на высокоэффективной паре КТ – жидкий кислород + жидкий водород; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, которое реализуемо, благодаря единой ДУ для двух ступеней РН.

Недостатками данных ДУ являются: отсутствие инфраструктуры для испытаний и эксплуатации РН с ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе; усложнение конструкции ДУ; относительные потери эффективности из-за необходимости поддержания двух режимов работы двигателя.

Описание реализованных схем трехкомпонентных ЖРД. В мировой практике рассматривалось несколько концепций ЖРД, работающих на двух горючих, применительно к одноступенчатой РН.

В [1] представлена пневмогидравлическая схема (ПГС) двухрежимного маршевого двигателя тягой 3160 кН (рис. 1). В качестве горючих используется жидкий водород и RJ-5 (синтетическое горючее с плотностью на 35 % выше плотности керосина). Основная особенность этого двигателя – наличие 4-х газогенераторов (ГГ), что позволяет упростить регулирование ДУ и разделить полет на два режима: первый режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + RJ-5, второй режим – работа двигателя на компонентах жидкий кислород + жидкий водород. Еще одной отличительной чертой данного двигателя является охлаждение камеры окислителем – жидким кислородом на всем активном участке полета.

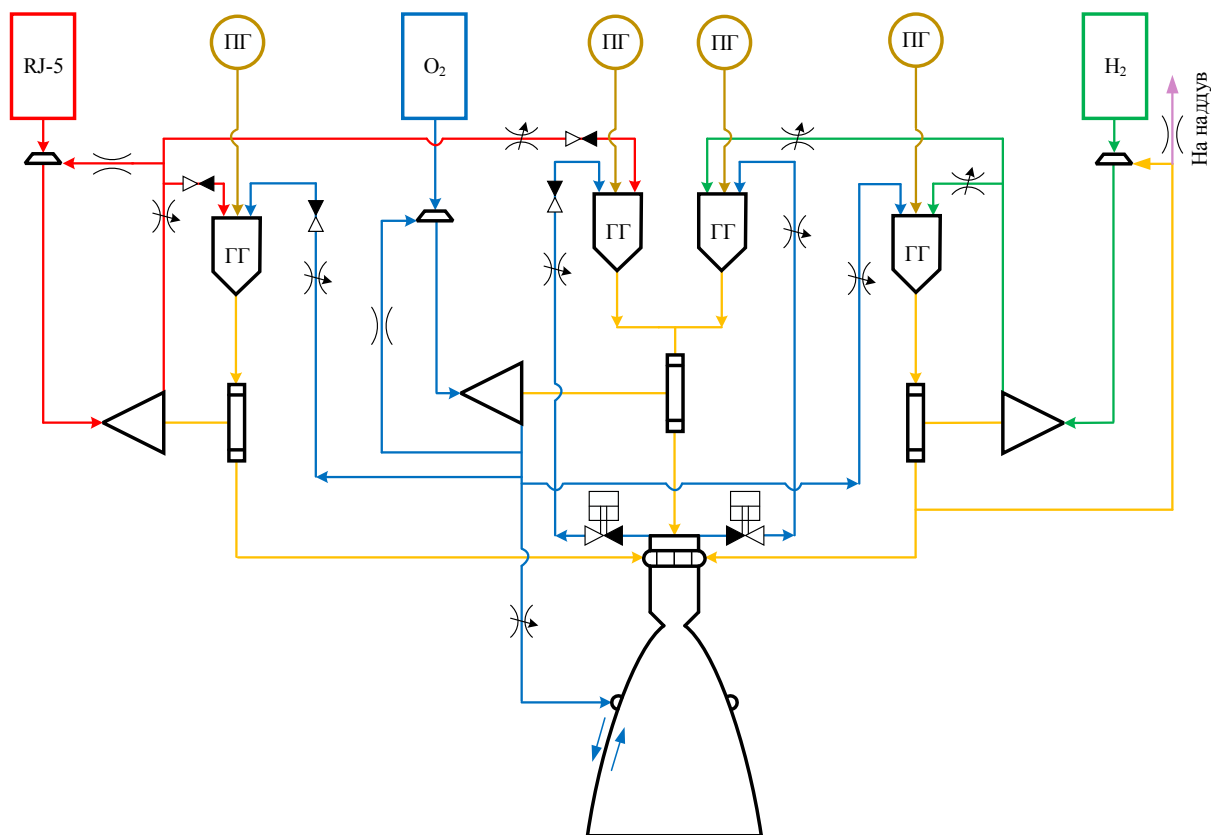


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема ЖРД на кислород-углеводородном топливе с дополнительной водородной подсистемой

Fig. 1. Pneumohydraulic scheme of an oxygen-hydrocarbon LPRE with an additional hydrogen subsystem

Подача компонентов топлива в камеру сгорания (КС) и ГГ осуществляется с помощью трех бустерных насосных агрегатов (БНА) и трех основных турбонасосных агрегатов (ТНА). RJ-5 и водород подаются напрямую в ГГ. Окислителем, отбираемым после первой ступени насоса окислителя, охлаждается камера двигателя, после чего он перепускается в окислительные ГГ [2]. Окислитель, поступающий во вторую ступень насоса окислителя (вторая ступень насоса на схеме не показана), подается в восстановительные ГГ. Рабочим телом турбины ТНА углеводородного горючего и водорода является восстановительный генераторный газ. Турбина ТНА кислорода функционирует на окислительном генераторном газе.

Недостатки данной концепции ДУ:

- снижение надежности ЖРД из-за большого количества агрегатов, входящих в состав двигателя;
- сложности в организации надежного охлаждения камеры окислителем [3].

В [4] представлена ПГС отечественного двухрежимного трехкомпонентного ЖРД – РД-701, разработанного НПО «Энергомаш» в рамках проекта по разработке многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС). Тяга двигателя на первом режиме – 4000 кН, на втором – 1590 кН (рис. 2). В качестве горючих используются жидкий водород (на всем активном участке полета) и керосин марки РГ-1 (на первом режиме работы двигателя). Основной особенностью данного двигателя является наличие двух отдельных контуров ТНА, что позволяет использовать автономную отработку отдельных элементов.

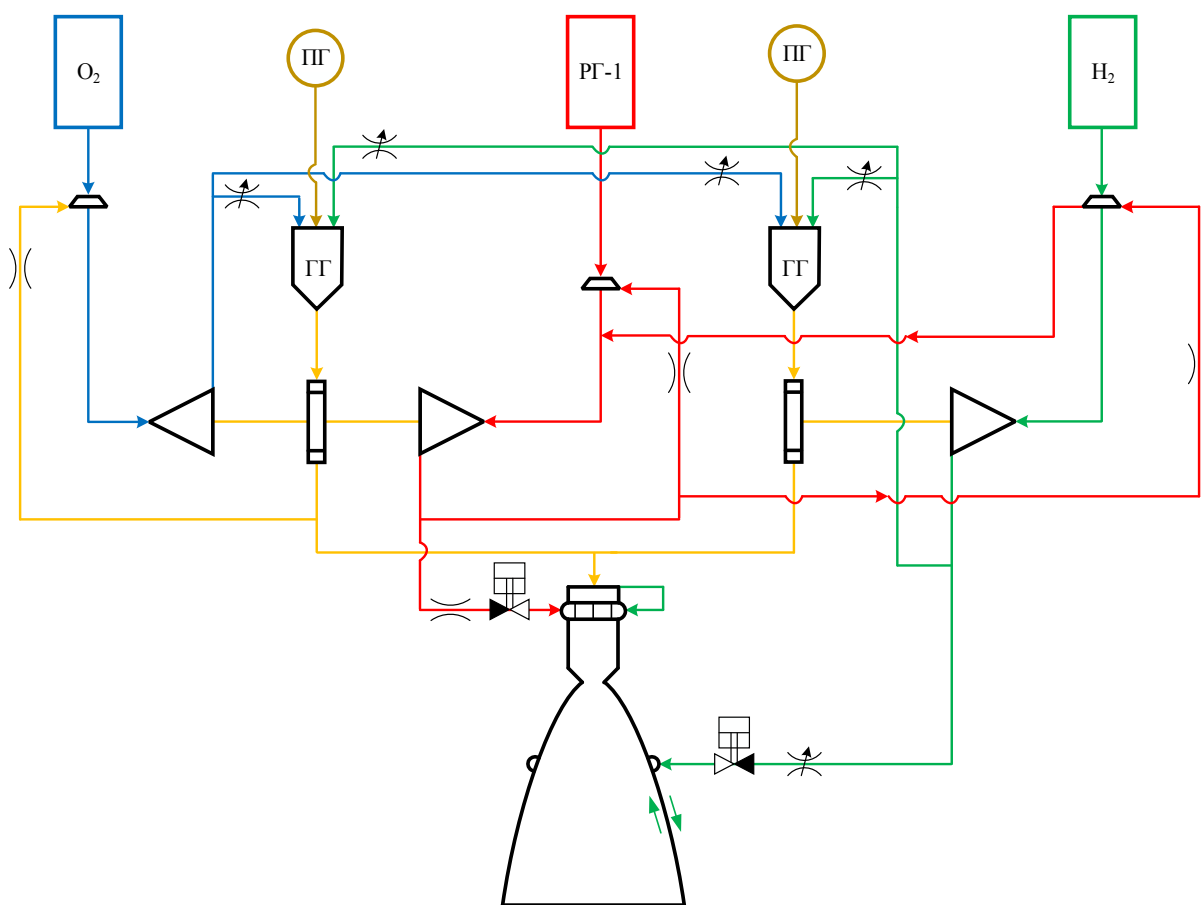


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема двухрежимного ЖРД – РД-701, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 2. Pneumohydraulic scheme of a two-mode LPRE-RD-701, running on three-component fuel

Подача компонентов топлива в камеру и ГГ осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА. Окислитель подается напрямую в ГГ. Керосин подается непосредственно в смесительную головку (СГ). Жидкий водород, отбираемый после первой ступени насоса водорода, охлаждает камеру двигателя и подается в СГ. Оставшийся жидкий водород (вторая ступень насоса на схеме не показана) отбирается после второй ступени насоса водорода и подается в ГГ. Турбины двух ТНА работают на окислительном генераторном газе.

Недостатки данной концепции двигательной установки:

- наличие трехкомпонентной форсуночной головки;
- необходимость функционирования насоса керосина для привода турбины БНА водорода на протяжении всего активного участка полета.

Существуют и другие концепции трехкомпонентных двигателей, наибольший интерес вызывают концепции [5–7].

Предлагаемая схема реализации трехкомпонентного ЖРД. Двигатель представляет собой двухрежимный ЖРД, работающий на трёхкомпонентном топливе, имеющий 3 БНА, расположенных на каждой линии подачи компонентов (водорода, кислорода и керосина), 2 трёхкомпонентных ГГ (окислительный газогенератор (ОГГ) и восстановительный газогенератор (ВГГ)) с предварительным зажиганием рабочего тела от пускового горючего (ПГ), 2 ТНА, камеру, представляющую из себя сопло Лавалья, состоящую из цилиндрической, дозвуковой и сверхзвуковой частей, интенсивную разноконтурную регенеративно-проточную систему охлаждения (СО).

На основании анализа существующих схемных решений трехкомпонентных ЖРД, учитывая их преимущества и недостатки, предлагается ПГС для двухрежимного ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе (рис. 3): на первом режиме двигатель работает на компонентах – жидкий кислород + керосин + жидкий водород (доля водорода в топливной смеси – 4 % от суммарного массового расхода топлива), на втором режиме – на компонентах – жидкий кислород + жидкий водород.

Характерная особенность предлагаемой ПГС – полная газификация компонентов. Данное решение обладает рядом преимуществ, а именно: позволяет получить высокие давления в КС на двух режимах работы; за счет прохождения большей массы через турбины, снижается тепловая нагрузка на привод ТНА; увеличивается скорость прохождения химических реакций в камере сгорания, что в ряде случаев повышает удельный импульс ЖРД. Также для поддержания постоянного перепада давления на турбине кислород – керосиновой ТНА, на втором режиме работы двигателя производится сброс части генераторного газа перед турбиной непосредственно в газовод.

Подача компонентов топлива в КС и ГГ осуществляется с помощью трех БНА и двух основных ТНА, один из которых обеспечивает подачу жидкого водорода, другой – жидкого кислорода и керосина. Турбина кислород-керосиновой ТНА питается окислительным генераторным газом, вырабатываемым в окислительном газогенераторе. Турбина водородной ТНА функционирует на восстановительном генераторном газе, получаемым в восстановительном газогенераторе. Полный расход жидкого кислорода и керосина подается непосредственно в ГГ. В свою очередь, полный расход жидкого водорода подается в рубашку регенеративного охлаждения двигателя, после чего перепускается на привод турбины БНА водорода, а в дальнейшем – в ГГ.

Недостаток предлагаемой схемы ЖРД на трёхкомпонентном топливе – необходимость разработки трехкомпонентного ГГ.

Более детальное проектирование трёхкомпонентных ОГГ и ВГГ и их систем охлаждения будет проведено на дальнейших этапах проработки двигателя. Планируется, что будут рассмотрены

как однозонные, двухзонные, так и многозонные конструкции ГГ с использованием и без использования балластировочного компонента, такие ГГ применяются как в отечественном двигателестроении, так и нефтехимической промышленности. Рабочий процесс в ГГ является более сложным и комплексным, чем в камере сгорания ЖРД.

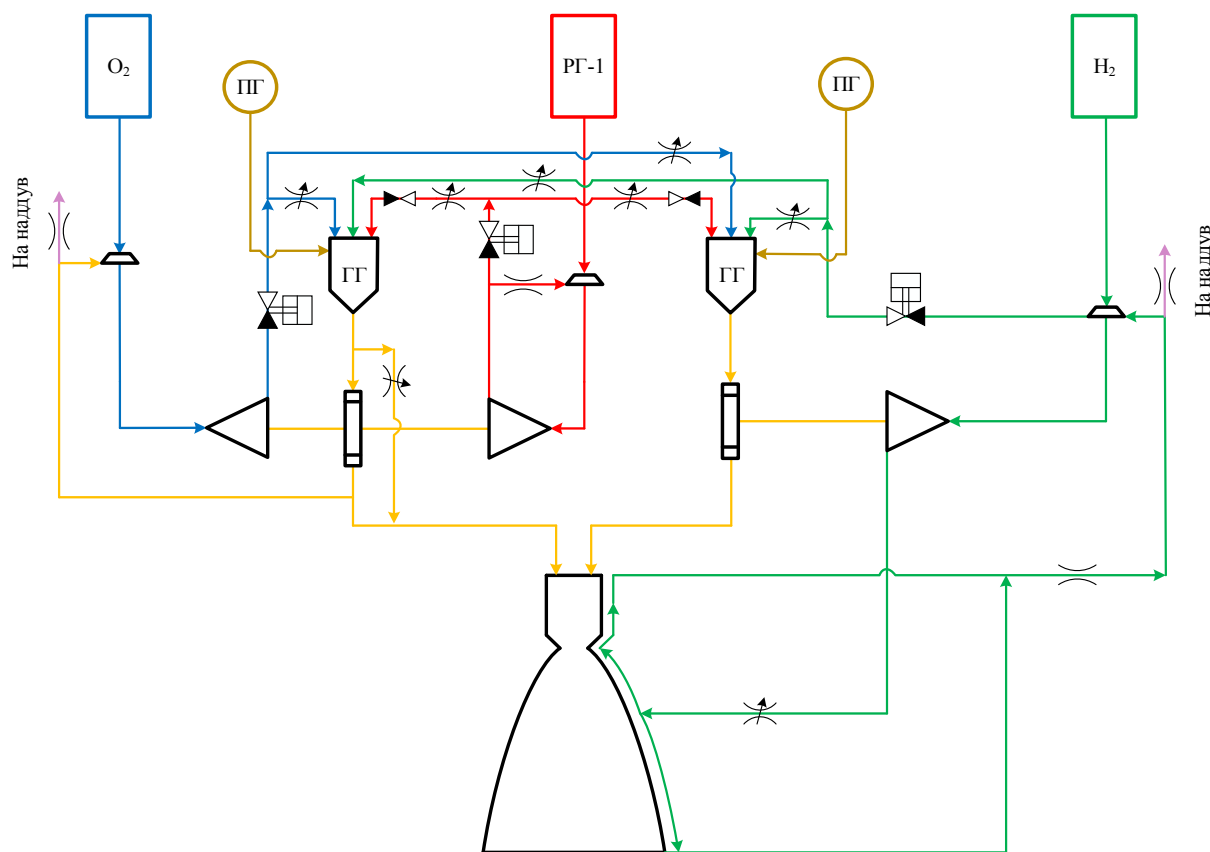


Рис. 3. Предлагаемая ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 3. The proposed PHS for rocket engine operating on three-component fuel

Крайне важным в разработке ГГ любых концепций и типоразмеров является:

- сопряжённая задача по охлаждению;
- тепломассообменные процессы роста и испарения капель в газообразной среде;
- учёт термодинамической неравновесности для сложных химических соединений реакции КТ;
- проектирование высокоэффективной системы смесеобразования с применением газового компонента или распыление мелкодисперсных капель с воспламенением от системы зажигания;
- учёт скорости запаздывания и времён релаксации индивидуальных реагентов при протекании химических реакций горения КТ;
- получение устойчивого рабочего процесса при истечении после СГ с высокой полнотой сгорания КТ;
- интенсивность протекания рабочего процесса при кратковременных и непродолжительных средних временах пребывания КТ во всём объёме ГГ;
- относительная расходонапряжённость ГГ;
- задача баллаستировки с привлечением дополнительного избыточного или основного компонента топлива;
- регулирование и поддержание устойчивого соотношения КТ для многорежимного двигателя;

- получение пониженной температуры генераторного газа для привода турбины с целью теплозащиты соплового направляющего аппарата и лопаток турбины;
- получение ожидаемой работоспособности генераторного газа для получения заложенной при проектировании и увязке мощности турбины;
- вопрос надёжности при многократном использовании ГГ;
- увеличение эффективности путём усложнения конструкции ГГ и применение активных теплообменных физических методов управления движением потока (рециркуляция течения, дополнительная турбулентность, локальные и разнородные системы вихрей, способствующих улучшению эффективности, принудительное торможение газодинамического течения преградами различного профиля с целью увеличения времени пребывания и скорости достижения химической реакции, вдув или ввод в спутный газовый поток (пристеночный, пограничный слой или ядро потока) дальнобойных струй) или принудительное перемешивание смеси с установкой пристенных интенсификаторов, турбулизаторов и развитых поверхностей.

Крайне важным для моделирования рабочих процессов в ГГ является формирование математической модели с применением термодинамических равновесных и замороженных приближений и моделей, описывающих все перечисленные выше особенности.

Конструктивные особенности трехкомпонентных ЖРД. При проведении термогазодинамического расчета КС и сопла для двух режимов работы двигателя получена существенная разница в газодинамических профилях (рис. 4). Профилирование сопла только по газодинамическому профилю первого режима работы приводит к значительному увеличению потерь и снижению удельного импульса на втором режиме работы двигателя. В свою очередь, профилирование сопла по газодинамическому профилю второго режима работы ведет к повышению общей массы ДУ.

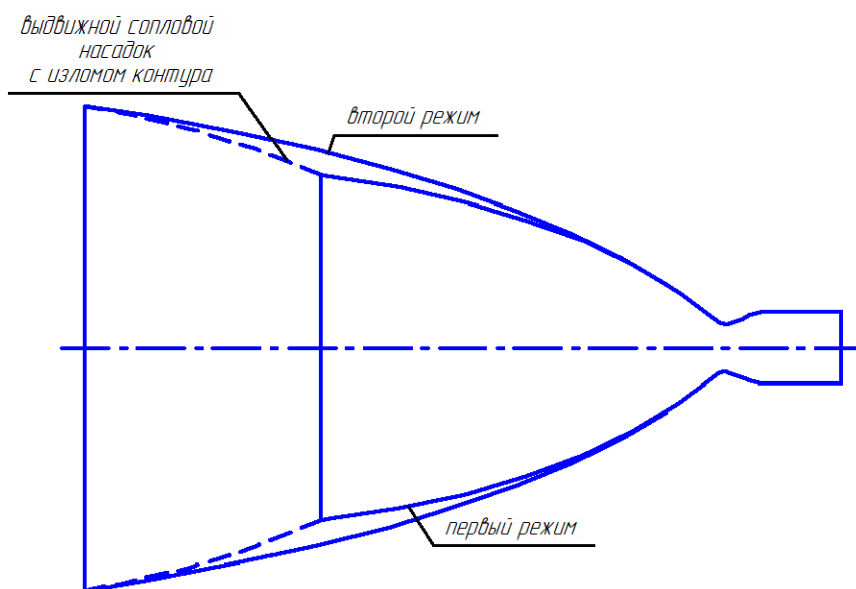


Рис. 4. Сравнение газодинамических профилей

Fig. 4. Comparison of gas dynamic profiles

Для минимизации потерь из-за поддержания двух режимов работы ДУ предлагается профилировать сопло по газодинамическому профилю для первого режима работы, а на втором режиме работы использовать неохлаждаемый выдвижной сопловой насадок с изломом контура [8] или аналогичный профилированный сопловой насадок, повторяющий геометрию сверхзву-

ковой части профиля. Данное решение позволит получить максимальную эффективность стартового режима, высокие значения удельного импульса на высотном режиме работы, а также приведет к уменьшению габаритов изделия и снижению массы камеры двигателя за счет использования углерод-углеродного композиционного [9] (УУКМ) выдвижного соплового насадка.

Анализ влияния разной примеси водорода и керосина на химическое соединение вида: жидкий кислород + $m_1 \cdot$ керосин + $m_2 \cdot$ жидкий водород, энергетические параметры топливной смеси и эффективность двигателя. Актуальным направлением в исследовании реактивного движения является исследование параметров известных топливных пар ракетного топлива с различными малыми добавками другого компонента к горючему или окислителю. Причем химическая кинетика [10; 11] ракетного топлива, протекающая при реакции горения в камере ЖРД с применением таких смесевых добавок, позволяет существенно поднять эффективность двигателя за счёт изменения термодинамических параметров продуктов сгорания. Принимая во внимание всё вышесказанное и используя современные методы математического моделирования или современные прикладные программы, расчёт диссоциированных химических равновесных реакций вида $m_1 \cdot \Gamma + m_2 \cdot \Gamma$, где m_1 и m_2 – массовые или мольные доли веществ, является несложной задачей. Неоспорим тот факт, что данное утверждение справедливо только для диссоциированных равновесных химических реакциях, с недиссоциированными неравновесными [12] химическими реакциями ситуация обстоит более сложно.

Для оценки оптимальных проектных параметров проведено аналитическое исследование. Цель исследования – понимание качественной картины влияния распределенных параметров топлива на термодинамические параметры топливной смеси и эффективность двигателя. В результате технической проработки выбраны оптимальные проектные параметры для трёхкомпонентной топливной смеси.

Во всех расчетах принимается, что тяга двигателя, давление в КС, относительная площадь КС и сопла, температура и давление на входе в КС жидкого кислорода, жидкого водорода и керосина – фиксированные параметры, которые в ходе анализа не меняются.

В табл. 1 и на рис. 5 представлены изменения соотношения КТ, стехиометрического соотношения КТ и химической формулы брутто-реакции горения топлива при разной примеси жидкого водорода к керосину марки РГ1. Температура $T_{\text{цпл}}$, приведенная в табл. 1, соответствует расчётному сечению в цилиндрической части камеры вблизи смесительной головки.

Таблица 1

Влияние химического соединения $m_1 \cdot \text{РГ1} + m_2 \cdot \text{H}_2$ на химическую реакцию горения топлива, соотношение КТ, стехиометрическое соотношение КТ

$m_1, \%$	$m_2, \%$	$T_{\text{цпл}}, \text{K}$	K_m	K_{m0}	Химическая формула при брутто-реакции горения топлива
85	15	3829,786	3,267	4,083	$\text{O}_{0,860} \text{H}_{1,125} \text{C}_{0,256}$
80	20	3812,777	3,448	4,31	$\text{O}_{0,816} \text{H}_{1,172} \text{C}_{0,217}$
75	25	3798,047	3,629	4,537	$\text{O}_{0,779} \text{H}_{1,210} \text{C}_{0,184}$
70	30	3785,133	3,811	4,763	$\text{O}_{0,749} \text{H}_{1,242} \text{C}_{0,158}$
65	35	3773,702	3,992	4,99	$\text{O}_{0,723} \text{H}_{1,269} \text{C}_{0,135}$

На основании представленных зависимостей можно сделать вывод, что при большей примеси жидкого водорода в керосин соотношение КТ и стехиометрическое соотношение КТ увеличивается, температура в КС уменьшается.

Анализ химической формулы брутто – реакции горения топлива показывает, что при разной примеси жидкого водорода к жидкому керосину количество атомов в молекуле кислорода

уменьшается с величины 0,86 до 0,723, водорода увеличивается с 1,125 до 1,269, углерода уменьшается с величины 0,256 до величины 0,135. Соответственно, можно сделать вывод, что именно 85 % керосина и 15 % водорода в горючем наиболее интересны с точки зрения химической кинетики и энергетики ракетного топлива, ведь количество прореагирующих атомов в химической реакции смесового топлива преобладают над остальными рассмотренными смесевыми комбинациями. Следовательно, с точки зрения химической кинетики и энергетики ракетного топлива наибольший интерес вызывает вариант с 85 % керосина и 15 % водорода в горючем.

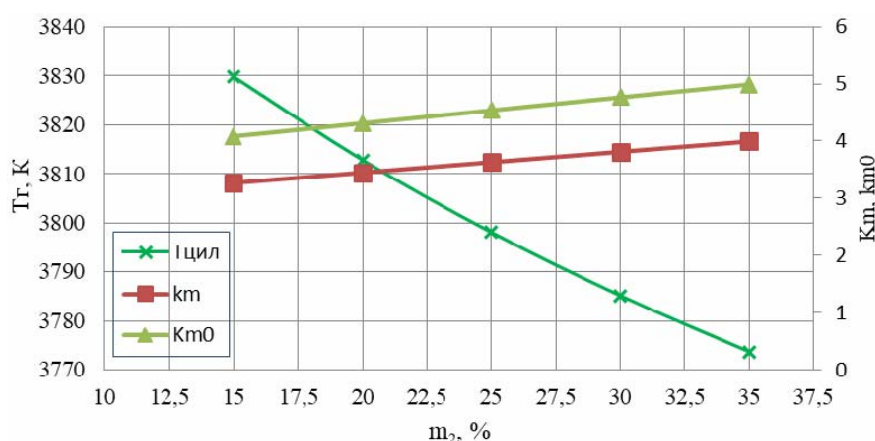


Рис. 5. Изменение температуры в сечении смесительной головки, соотношения КТ и стехиометрического соотношения КТ при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине РГ1

Fig. 5. Changes in the temperature in the cross section of the mixing head, the ratio of CT and the stoichiometric ratio of CT at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene RG1

В связи с тем, что в дальнейшем будет рассмотрена СО двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе, проводился детальный анализ теплофизических, термодинамических и газодинамических параметров, влияющих на подогрев горючего, конвективный массоперенос, теплозащиту и охлаждение двигателя, краткие выводы которого приведены ниже.

На рис. 6 представлена графическая зависимость газовой постоянной от температуры ПС при разной примеси жидкого водорода в керосине.

На рис. 7 представлена зависимость температуры ПС от работоспособности газа при разной примеси жидкого водорода в керосине.

На рис. 8 представлена зависимость плотности газа от температуры ПС при разной примеси жидкого водорода в керосине.

Детальный анализ полученных результатов показал, что газовая постоянная хоть и увеличивается при большей примеси жидкого водорода в керосине, наибольший комплекс L_g , характеризующий работоспособность газа, соответствует 15 % примеси жидкого водорода в керосине.

Именно такой вариант наиболее интересен как с точки зрения химической кинетики ракетного топлива, энергетических параметров ПС, так и с точки зрения роста комплекса, характеризующего работоспособность газа.

Анализ влияния параметров топливной смеси на эффективность двигателя. На рис. 9–11 представлены зависимости, характеризующие эффективность [13] двигателя.

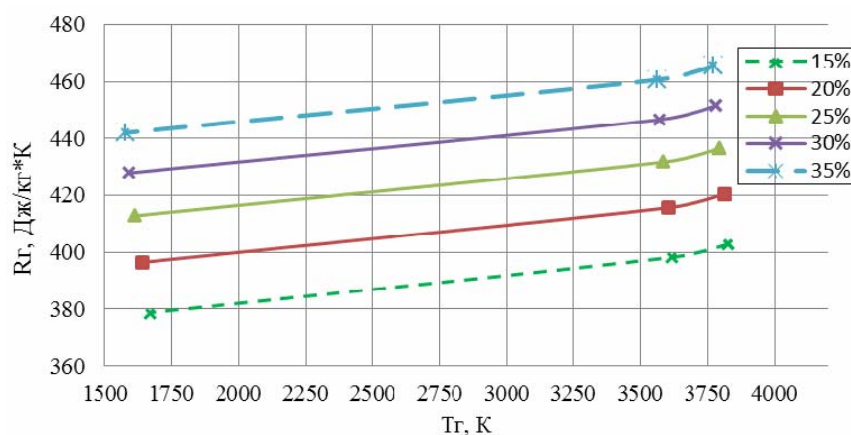


Рис. 6. Зависимость газовой постоянной от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 6. Dependence of the gas constant on the PS temperature for different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

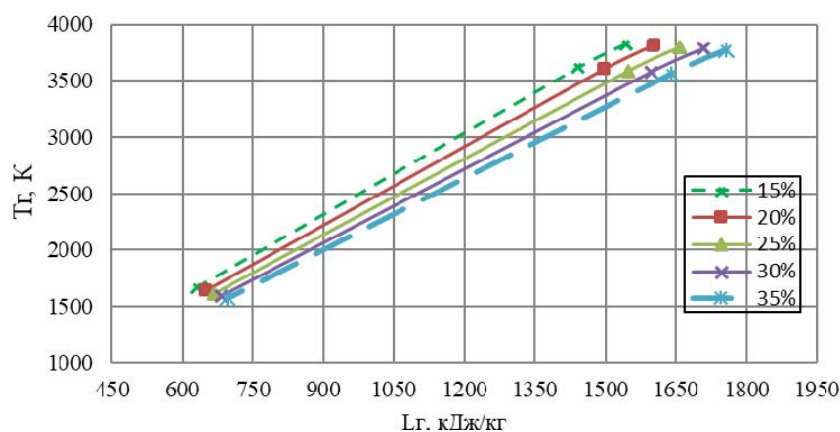


Рис. 7. Зависимость работоспособности газа от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 7. Dependence of gas efficiency on the PS temperature at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

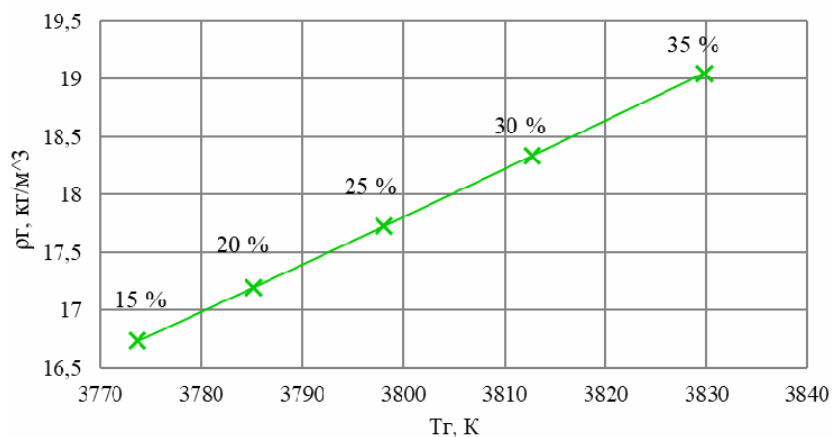


Рис. 8. Зависимость плотности газа от температуры ПС при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 8. Dependence of the gas density on the PS temperature for different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

Эти зависимости можно использовать как «инструмент» для небольших комплексных оценок эффективности таких смесевых топлив при рассмотренных ранее схемных решениях, тягах и давлениях в КС. Зависимости при других диапазонах распределенных параметров технической системы (давление в камере, тягах, подогревов в ТО и т. д.) дают количественно иные результаты, но приближенно и качественно схожи.

Подобная оценка экономичности проводилась в [14] для массовой доли жидкого водорода, занимающей всю топливную смесь.

В работе принимается, что примесь водорода занимает не всю топливную смесь, а только часть горючего соединения. С пересчетом процентов на всю топливную смесь 15 % жидкого водорода в горючей смеси соответствует 4 %, а 35 % соответствует 7 % доли жидкого водорода в топливной смеси.

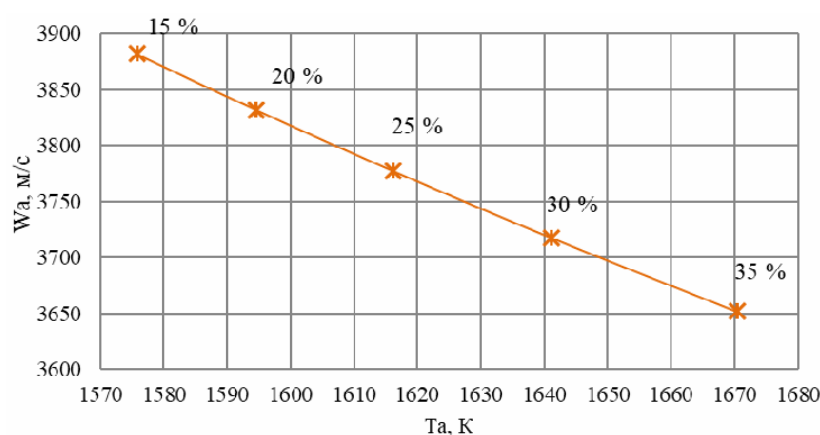


Рис. 9. Зависимость скорости истечения из сопла Лавали от температуры ПС на срезе сопла при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 9. Dependence of the flow rate from the Laval nozzle on the temperature of the PS on the nozzle section at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

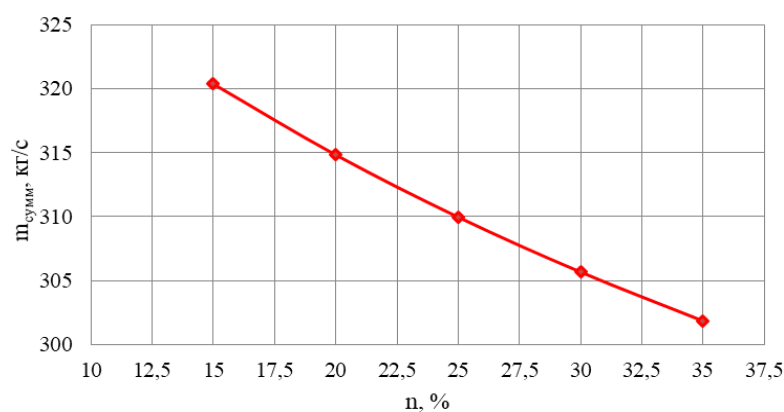


Рис. 10. Зависимость суммарного расхода топлива в ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 10. Dependence of the total fuel consumption in an LPRE running on three-component fuel with different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

Следовательно, хоть при большей примеси жидкого водорода удельный импульс в пустоте увеличивается, массовый расход топлива и скорость истечения уменьшаются. Также существенным является тот факт, что при большей примеси жидкого водорода масса топлива в баках увеличивается.

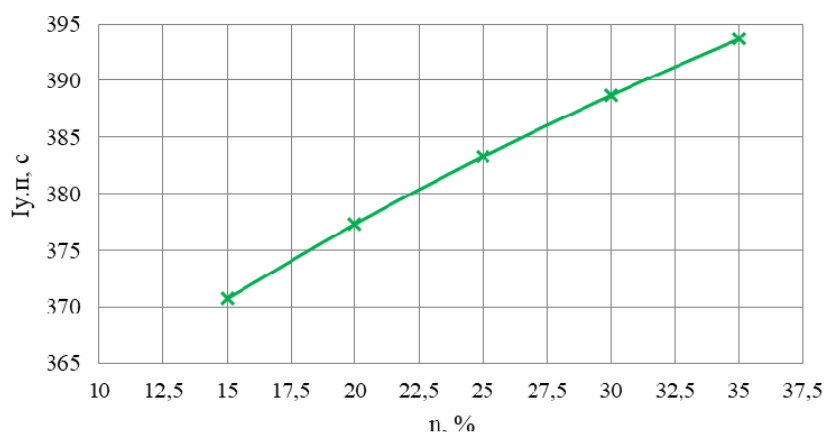


Рис. 11. Зависимость удельного импульса в пустоте ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, при разном проценте примеси жидкого водорода в керосине

Fig. 11. Dependence of the specific impulse in the void of an LPRE running on three-component fuel at different percentages of liquid hydrogen admixture in kerosene

Энергетические характеристики предлагаемой ПГС. Энергетическая увязка параметров ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, проведена согласно методике [15]. Термодинамические расчеты окислительного и восстановительного газогенераторов проведены, исходя из рекомендаций [16].

В табл. 2 представлены результаты расчетов энергетической увязки параметров предлагаемой ПГС двухрежимного ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе.

Таблица 2

Результаты расчетов энергетической увязки параметров ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Параметр		I режим	II режим
Тяга двигателя в пустоте, кН		1060	420
Давление в камере сгорания, МПа		29,4	14,8
Удельный импульс в пустоте, с		386	473
Температура в камере сгорания, К		3858	3617
Соотношение компонентов в камере сгорания		3,45	6,349
Напоры насосов, Дж/кг	РГ-1	67507	—
	H ₂	821659	386400
	O ₂	48411	23850
Степень понижения давления на турбине	ТНА _{РГ-1+O2}	1,762	1,762
	ТНА _{H2}	1,31	1,236
Число оборотов ТНА, об/мин	ТНА _{РГ-1+O2}	35224	35723
	ТНА _{H2}	150400	71065
Температура газа в газогенераторе, К	ГГ _{окисл}	893	898
	ГГ _{восст}	1100	802
Соотношение компонентов в газогенераторе	ГГ _{окисл}	52	96
	ГГ _{восст}	0,16	0,89

Расчет массовых характеристик двигательной установки, работающей на трёхкомпонентном топливе. Оценка совершенства конструкции ЖРДУ производится путем расчета массовых характеристик, которые широко используются при выборе оптимальных параметров ЛА, двигательных установок и отдельных агрегатов. Чтобы определить массовые характеристики

двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе, создана математическая модель, в основе которой лежат зависимости, взятые из [17]. Табл. 3 содержит результаты расчетов массовых характеристик ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе.

Таблица 3

Результаты расчетов массовых характеристик ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Название агрегата	Масса, кг
Смесительная головка	4
Газовод	26
Камера сгорания и сопло с сопловым насадком и механизмом выдвижения	644
ТНА _{РГ-1+O2}	252
ТНА _{H2}	118
БНА _{РГ-1}	11
БНА _{H2}	14
БНА _{O2}	27
Остальные агрегаты двигателя (клапаны и агрегаты управления, газогенераторы, трубопроводы, рама, детали общей сборки)	347
Итоговая сухая масса трехкомпонентного двигателя	1443

Для подтверждения эффективности использования ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, проведена сравнительная оценка совершенства конструкции двигательной установки.

Сравнивалась удельная масса – отношение массы залитого ЖРД к его пустотной тяге на основном режиме, различных двигателей с предполагаемым трехкомпонентным ЖРД. В сравнительной оценке участвовали жидкостные ракетные двигатели, близкие по тяге к рассматриваемому прототипу ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе. Результаты представлены на рис. 12.

Как видно из графика, ЖРД, работающие на трёхкомпонентном топливе, по своей удельной массе превосходят ЖРД на компонентах «жидкий кислород + жидкий водород» и незначительно уступают некоторым ЖРД на компонентах «жидкий кислород + керосин».

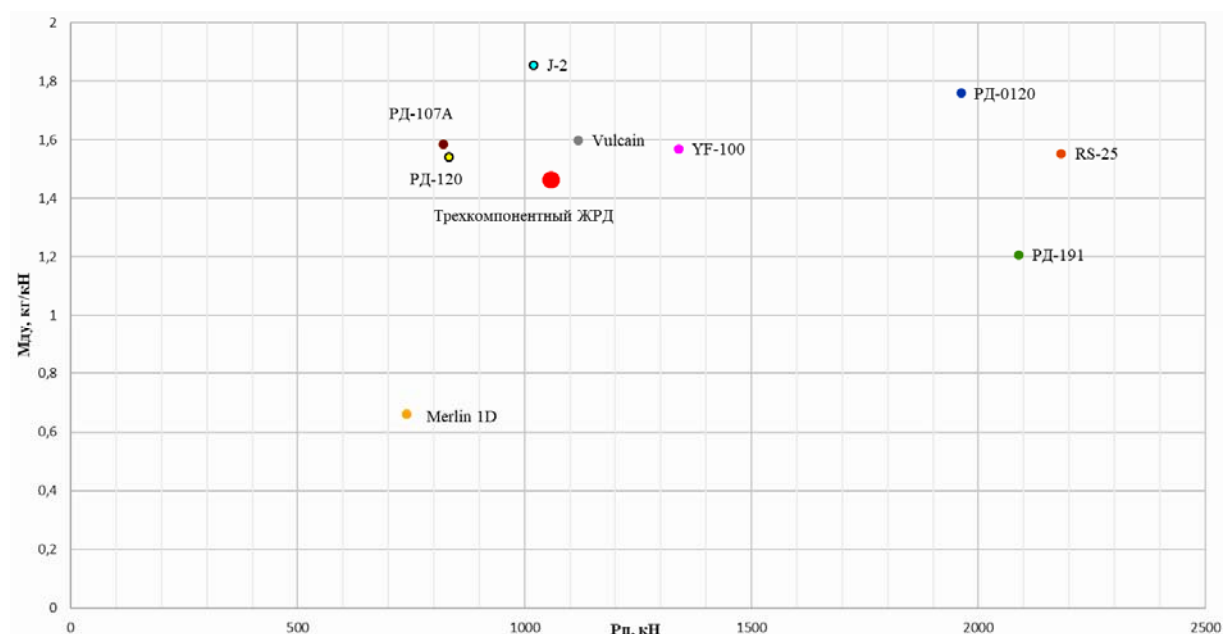


Рис. 12. Сравнительная оценка совершенства конструкции ЖРД

Fig. 12. Comparative evaluation of LPRE design perfection

Заключение. Рассмотрены различные схемы и варианты конструкции ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе, выявлены их достоинства и недостатки. Предложена ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, с полной газификацией компонентов (схема «газ – газ»). Проведенные расчеты: термогазодинамический, камеры сгорания и газогенератора, геометрии сопла с изломом контура, энергетической увязки параметров, массовых характеристик исследуемого ЖРД.

Исходя из результатов расчетов, можно сделать вывод, что двигательные установки, работающие на трёхкомпонентном топливе, по своей энергетической и массовой эффективности не уступают двигательным установкам, работающим на двухкомпонентном топливе. С учетом унификации двигателя для первой и второй ступеней РН, применение трехкомпонентных ЖРД является экономически более целесообразным. Однако разработка, испытания ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, и специализированного РН требуют проведения большого объема работ [18], для которых необходимы крупные финансовые инвестиции. Тем не менее исследования в области ЖРД, работающих на трёхкомпонентном топливе и создание РН в будущем могут существенно снизить стоимость выведения полезной нагрузки.

Библиографические ссылки

1. Salked R., Beichel R. Reusable one-stage-to orbit shuttles: bright energy prospects. *Astronaut. Aeronaut.* 11, 1973. P. 6–48.
2. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя // *Сибирский журнал науки и технологий.* 2018. Т. 19, № 3. С. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481.
3. Беляков В. А., Василевский Д. О. Перспективные схемные решения безгазогенераторных двигателей // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника.* 2019. № 58, С. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06
4. Гусев В. Н., Семенов В. И., Стороженко И. Г. Трехкомпонентный двухрежимный маршевый двигатель для аэрокосмических систем и ракет-носителей нового поколения // *Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и технология».* 2008. № 3 (59). С. 36–41.
5. Пат. 2065068 Российская Федерация, МПК⁶ F 02 K 9/46. Экспериментальный жидкостной ракетный двигатель с дожиганием / Гончаров Г. И., Гончаров Н. С., Липлявый И. В. и др. ; заявитель КБХА. № 94029144/06 ; заявл. 03.08.1994 ; опубл. 10.08.1996. 4 с.
6. Пат. 2065985 Российская Федерация, МПК⁶ F 02 K 9/46. Трехкомпонентный жидкостной ракетный двигатель / Гончаров Г. И., Липлявый И. В., Орлов В. А. и др. ; заявитель КБХА. № 94029116/06 ; заявл. 03.08.1994 ; опубл. 27.08.1996. 4 с.
7. Пат. 2575238 Российская Федерация, МПК F 02 K 9/46. Трехкомпонентный жидкостной ракетный двигатель / Горохов В. Д., Милованов А. Г. ; заявитель КБХА. № 2014136973/06 ; заявл. 11.09.2014 ; опубл. 11.09.2014. 8 с.
8. Пат. № 125262 Российская Федерация, МПК F 02 K 1/80. Высотное сопло Лавалья / Семенов В. В., Иванов И. Э., Сорокин В. А. и др. ; заявитель ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». № 2012141276/06 ; заявл. 27.09.2012 ; опубл. 27.02.2013. 4 с.
9. Температурные напряжения в цилиндрических оболочках из углеродных волокон и контактная задача теплообмена / Абашев В. М., Демидов А. С., Ерёмкин И. В. и др. // *Вестник МАИ.* 2017. Т. 24. № 4. С. 7–13.
10. Гиршфельдер Д., Кертис Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. М. : Иностранная литература, 1961. 931 с.

11. Бретшнайдер С. Свойства газов и жидкостей. М. : Химия, 1936. 536 с.
12. Гидаспов В. Ю. Численное моделирование химически неравновесного течения в сопле жидкостного ракетного двигателя // Вестник МАИ. 2013. Т. 20. № 2. С. 90–95.
13. Пиунов В. Ю., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Совершенствование энергетических характеристик кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей разгонных блоков методов оптимизации конструктивных схем // Вестник МАИ. 2017. Т. 24., № 3. С. 23–33.
14. Орлин С. А., Орлов А. В. Увеличение удельного импульса жидкостных ракетных двигателей, работающих на топливе кислород + керосин, методом добавки водорода в камеру сгорания // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 11. С. 23–33. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1935>.
15. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Энергетическая увязка параметров жидкостного ракетного двигателя. М. : Изд-во МАИ, 2016. 68 с.
16. Проблемные вопросы энергетической увязки параметров жидкостных ракетных двигателей [Электронный ресурс] / Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Нассименто Л. Б. и др. // Труды МАИ. 2013. № 71. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/382/382669ab36066d251d57dd531a45cd9f.pdf> (дата обращения: 06.09.2020).
17. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М. : Машиностроение, 1988. 347 с.
18. Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров В. И. Анализ основных задач экспериментальной отработки многоразовой ракетно-космической системы // Вестник МАИ. 2013. Т. 20. № 5. С. 77–85.

References

1. Salked R., Beichel R. Reusable one-stage-to orbit shuttles: bright energy prospects. *Astronaut. Aeronaut.* 11, 1973. P. 6–48.
2. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G. [Influence of filling processes of gas generator mixing heads on the dynamics of a non-starter launch of a liquid rocket engine]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481. (In Russ.)
3. Belyakov V.A., Vasilevskiy D. O. [Perspective circuit solutions of liquid rocket engine by expanded cycle]. *Vestnik PNIPU. Aerospace science*. 2019, Vol. 58, P. 69–86. Doi: 10.15593/2224-9982/2019-58-06. (In Russ.)
4. Gusev V. N., Semenov V. I., Storozhenko I. G. [Three-Component two-mode main engine for aerospace systems and new-generation launch vehicles]. *Alternative energy and technology*. 2008, No. 3 (59), P. 36–41. (In Russ.)
5. Goncharov G. I., Goncharov N. With., Replevy I. V. et al. *Experimental'nyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel' s dozhiganiem* [Experimental liquid-propellant rocket engine with afterburning]. Pat RF. No. 2065068, 1994.
6. Goncharov G. I., Replevy I. V., Orlov V. A. et al. *Trekh komponentnyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel'* [Three-component liquid propellant rocket engine]. Pat RF. No. 2065985, 1994.
7. Gorokhov V. D., Milovanov A. G. *Trekh komponentnyj Zhidkostnoj raketnij dvigatel'* [Three-component liquid propellant rocket engine]. Pat RF. No. 2575238, 2014.
8. Semenov V. V., Ivanov I. E., Sorokin V. A. et al. *Vysotnoe Soplo Laval'ya* [High-altitude Laval nozzle]. Pat RF. No. 125262, 2013.
9. Abashev V. M., Demidov A. S., Eremkin I. V. et al. [Temperature stresses in cylindrical shells made of carbon fibers and the contact problem of heat exchange]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 4, P. 7–13. (In Russ.)
10. Girshfelder D., Curtis Ch., Byrd R. *Molekularnaya teoria gazov i zhidkostej* [Molecular theory of gases and liquids]. Moscow, Foreign literature publ., 1961, 931 p.

11. Bretschneider S. *Svojstva gazov i zhidkostej* [Properties of gases and liquids]. Moscow, Chemistry publ., 1936, 536 p.
12. Gidasov V. Yu. [Numerical simulation of a chemically nonequilibrium flow in a liquid rocket engine nozzle]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 2, P. 90–95. (In Russ.)
13. Piunov V. Yu., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. [Improving the energy characteristics of oxygen-hydrogen liquid-propellant rocket engines of upper stages of methods for optimizing design schemes]. *Vestnik MAI*. 2017, Vol. 24, No. 3, P. 23–33. (In Russ.)
14. Orlin S. A., Orlov A. V. [Increasing the specific impulse of liquid rocket engines running on oxygen + kerosene fuel by adding hydrogen to the combustion chamber]. *Engineering journal: science and innovation*. 2019, No. 11, P. 23–33. Doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1935>. (In Russ.)
15. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G. *Energeticheskaya uvyazka parametrov zhidkostnogo raketnogo dvigatelya* [Energy coupling of parameters of a liquid rocket engine]. Moscow, MAI publ., 2016, 68 p.
16. Belyaev E. N., Vorob'yev A. G., Nascimento L. B. et al. [Problematic issues of energy coupling of parameters of liquid rocket engines]. *Trudy MAI*. 2013, Vol. 71 Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/382/382669ab36066d251d57dd531a45cd9f.pdf> (accessed: 06.03.2020). (In Russ.)
17. Kozlov A. A., Novikov V. N., Soloviev E. V. *Sistema pitaniya i upravleniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelnykh ustanovok* [Power supply and control systems for liquid rocket propulsion systems]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1988, 347 p.
18. Nesterov V. E., Rudakov V. B., Makarov V. I. [Analysis of the main tasks of experimental testing of a reusable rocket and space system]. *Vestnik MAI*. 2013, Vol. 20, No. 5, P. 77–85. (In Russ.)

© В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич,
А. И. Коломенцев, И. Р. Фаризанов, 2021

Беляков Владислав Альбертович – аспирант, инженер кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: titflavii@rambler.ru.

Василевский Дмитрий Олегович – аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); инженер 1 категории, Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности». E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Ермашкевич Алексей Александрович – аспирант кафедры 202 «Ракетные двигатели»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), E-mail: alex.ermashkevich@yandex.ru.

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор; Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), кафедра 202 «Ракетные двигатели». E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Фаризанов Ильнур Равинович – инженер-конструктор 1 категории; АО «Уральский завод гражданской авиации». E-mail: chelsea.physic@gmail.com.

Belyakov Vladislav Albertovich – post-graduate student, engineer of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: titflavii@rambler.ru.

Vasilevsky Dmitry Olegovich – post-graduate student of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow Aviation Institute (National Research University); engineer of the 1st category, Federal state enterprise “research and testing center of the rocket and space industry”. E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

Ermashkevich Alexey Aleksadrovich – post-graduate student of the Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: alex.ermashkevich@yandex.ru.

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Cand. Sc. Professor, Professor of Department 202 “Rocket Engines”, Moscow aviation Institute (National Research University). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Farizanov Ilnur Ravinatovich – design engineer 1 categories, JSC “Ural works of civil aviation”. E-mail: chelsea.physic@gmail.com.

УДК 629.783.525

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-137-150

Для цитирования: Экспериментальные исследования характеристик плазменных двигателей и приборов преобразования и управления как электрической нагрузки системы электропитания космического аппарата / Ю. М. Ермошкин, Ю. В. Кочев, А. В. Никипелов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 137–150. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-137-150.

For citation: Ermoshkin Yu. M., Kochev Yu. V., Nikihelov A. V., Pervukhin A. V., Simanov R. S. Experimental investigations of a plasma thrusters and its power processing units performances like an electric load of a spacecraft's power condition system // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 137–150. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-137-150.

Экспериментальные исследования характеристик плазменных двигателей и приборов преобразования и управления как электрической нагрузки системы электропитания космического аппарата

Ю. М. Ермошкин*, Ю. В. Кочев, А. В. Никипелов, А. В. Первухин, Р. С. Симанов

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

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

Все большее распространение получают электрореактивные (плазменные или ионные) двигатели для коррекции орбиты космического аппарата (КА) и его довыведения на геостационарную орбиту. Это обусловлено большей экономичностью плазменных двигателей по сравнению с двигателями на химическом топливе.

При разработке платформы КА важное место занимает согласование электрических характеристик системы электропитания (СЭП) и бортовых потребителей. Этот вопрос является по своему содержанию межсистемной проблемой. Отсутствие должного внимания к ее своевременному и правильному решению может затруднить работу системы электропитания космического аппарата. Наиболее важной подсистемой, которая оказывает существенное влияние на работу СЭП КА, является электрореактивная двигательная подсистема, так как она является наиболее мощной одновременно коммутируемой нагрузкой среди других бортовых потребителей. Переходные процессы в цепях питания, сопровождающие включение и отключение двигателя, могут достигать значительных величин. Электрореактивный двигатель работает только в связке со сложным электронным прибором – системой преобразования и управления (СПУ), которая преобразовывает напряжение бортового питания в набор напряжений, необходимых для работы элементов двигателя. Поэтому при предварительном проектировании двигательной подсистемы необходимо знать электрические характеристики переходных процессов и пульсаций в цепях питания связки двигатель – СПУ как электрической нагрузки СЭП. Получить расчетным методом характеристики такого рода процессов затруднительно. Поэтому наиболее распространенным и объективным методом получения данной информации является экспериментальный. В АО «ИСС» были проведены испытания, которые позволили измерить характеристики переходных процессов и пульсаций при запуске, работе и отключении плазменных двигателей различных типов, запитываемых от соответствующих СПУ. Работы проводились на вакуумном стенде ГВУ-60. В качестве источника питания, имитирующего СЭП, использовался технологический источник. В настоящей статье приводятся результаты измерений и анализа параметров переходных процессов и пульсаций

на шинах питания СПУ для двигателей и приборов трех типов. Эти результаты следует рассматривать как предварительные. Показано, что наибольшие сложности могут возникнуть при эксплуатации высокомоощных двигателей. Сделан вывод о том, что для каждого нового типа двигателей и СПУ целесообразно проводить стыковочные испытания двигательной подсистемы и системы электропитания КА.

Ключевые слова: плазменный двигатель, двигательная подсистема, система преобразования и управления, переходные процессы, ток, напряжение, колебания.

Experimental investigations of a plasma thrusters and its power processing units performances like an electric load of a spacecraft's power condition system

Yu. M. Ermoshkin^{*}, Yu. V. Kochev, A. V. Nikihelov, A. V. Pervukhin, R. S. Simanov

JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
^{*}E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

Electro-jet (plasma or ion) thrusters are becoming increasingly common to correct a satellite orbit and perform orbit raising maneuvers to achieve the geostationary orbit. This is due to the greater efficiency of plasma thrusters compared to chemical ones.

When developing a satellite platform, an important place is the matching up of the electrical characteristics of the electric power subsystem (EPS) and on-board consumers. Intrinsically, this issue is an intersystem problem. The lack of proper attention paid to find the timely and correct solution of this problem can complicate the operation of the satellite electric power subsystem. The most important subsystem, which has a significant impact on the operation of the satellite EPS, is the electric-jet propulsion subsystem, since among on-board consumers, this one is the most powerful consumer being switched simultaneously. Transients occurred in the power supply circuits following thruster firing and shut down processes can reach significant values. An electric jet thruster only runs in conjunction with a complex electronic unit – a power processing unit (PPU), which converts the voltage of the on-board power supply into a set of voltages necessary for thruster components to run. Therefore, in the preliminary design of the propulsion subsystem, it is necessary to know the electrical characteristics of transients and ripples in the power supply circuits of the thruster / PPU combination being an electrical load of the Electric power subsystem. It is difficult to obtain the characteristics of such processes by the calculation method. Therefore, an experimental method is the most common and objective method to obtain this information. JSC ISS carried out tests allowing to measure characteristics of transients and ripples under firing, running and shut down of plasma thrusters of different types powered by corresponding PPU's. These tests were conducted using a vacuum chamber GVU-60. A test power supply was used to simulate EPS operation. This paper presents the results of measurements and analysis of parameters of transients and ripples on PPU power buses used for thrusters and devices of three types. These results are considered to be preliminary. It is shown that the greatest difficulties can arise when operating high-power thrusters. It is concluded that for each new type of thrusters and PPU's it is advisable to conduct interface tests of the propulsion subsystem and the satellite electric power subsystem.

Keywords: plasma thruster, propulsion subsystem, power processing unit, transient processes, current, voltage, rippling.

Введение. В настоящее время все большее распространение в практической космонавтике получают электрореактивные (плазменные или ионные) двигатели для коррекции орбиты КА и его довыведения на геостационарную орбиту. Это обусловлено большей экономичностью плазменных двигателей по сравнению с двигателями на химическом топливе. Разрабатываются различные варианты двигательных подсистем на базе электрореактивных двигателей [1–5].

При разработке платформы КА важное место занимает согласование электрических характеристик системы электропитания (СЭП) и бортовых потребителей, обладающих значительной мощностью [6]. Отсутствие должного внимания к своевременному и правильному решению данной межсистемной проблемы может создать проблемы для обеспечения нормальной работы СЭП и, как следствие – космического аппарата в целом. Наиболее существенное влияние на работу СЭП КА оказывает электрореактивная двигательная подсистема, так как среди всех других потребителей она является наиболее мощной единовременно коммутируемой нагрузкой.

Электрореактивный двигатель работает только в связке со сложным электронным прибором – системой преобразования и управления (СПУ), которая преобразовывает напряжение бортового питания в набор напряжений, необходимых для работы элементов двигателя [7–9]. В стационарной работе двигателя и при переходных процессах имеют место пульсации тока потребления, вызванные особенностями рабочего процесса как в плазменном разряде двигателя, так и в СПУ [10]. Особую актуальность данный вопрос приобретает в связи с внедрением в эксплуатацию мощных двигателей, предназначенных для довыведения спутников с геопереходной орбиты на геостационарную [11], так как с повышением мощности потребления влияние двигательной подсистемы на параметры питания бортовой СЭП усиливается.

Поэтому при предварительном проектировании двигательной подсистемы необходимо знать электрические характеристики переходных процессов и пульсаций в цепях питания связки двигатель – СПУ как электрической нагрузки СЭП. Однако характеристики двигательной подсистемы как электрической нагрузки исследованы пока еще недостаточно. Получить расчетным методом характеристики такого рода процессов затруднительно. Теоретические исследования затруднены отсутствием моделей, адекватно описывающих поведение системы двигатель – СПУ. Поэтому наиболее распространенным и объективным методом получения информации о реальных свойствах двигательной системы является экспериментальный [12; 13]. С учетом значимости и актуальности обозначенной проблемы в АО «ИСС» были проведены испытания, которые позволили измерить характеристики переходных процессов и пульсаций при запуске, работе и отключении плазменных двигателей нескольких типов, запитываемых от соответствующих СПУ. Работы проводились на вакуумном стенде ГВУ-60. В настоящей статье приводятся результаты измерений и предварительного анализа параметров переходных процессов, полученные при огневых испытаниях двигателей разной мощности, применяемых для задач коррекции орбиты и довыведения космических аппаратов.

Объект исследований. В качестве объекта исследований в настоящей работе принимаются электрические характеристики связки двигатель – СПУ. Рассмотрены двигатели и приборы трех типов, отличающихся разной мощностью и рабочими параметрами. Потребляемая мощность связки для двигателей, которые участвовали в испытаниях, приведена в табл. 1.

Таблица 1

Потребляемая мощность сочетаний двигатель – СПУ, для которых проводились исследования электрических характеристик

Тип двигателя	Общая потребляемая мощность системы (двигатель и СПУ), Вт
1	1065
2	1495
3	5050

Испытательное оборудование. Исследования переходных процессов и пульсаций при работе плазменных двигателей проводились в АО «ИСС» на испытательном стенде ГВУ-60, основу которого составила вакуумная камера объемом около 80 м³. Характеристики стенда более подробно представлены в работах [14; 15]. Общий вид стенда представлен на рис. 1. Измерения проводились в процессе аттестационных и приемочных испытаний двигательных подсистем коррекции орбиты КА. При работе двигателей в вакуумной камере поддерживался безмасляный вакуум на уровне порядка 10⁻⁴ мм рт. ст. В качестве источника питания, имитирующего СЭП, использовался технологический источник. Одновременно с измерением переходных процессов и пульсаций регистрировались основные рабочие параметры двигательной подсистемы, такие как давление на выходе из блока подачи ксенона, тяга, ток и напряжение разряда, ток накала катода.



Рис. 1. Испытательный стенд ГВУ-60

Fig. 1. GVU-60 test bench

Регистрирующее оборудование. В качестве регистрирующего оборудования для исследования электрических характеристик системы двигатель – СПУ при испытаниях в АО «ИСС» применялся осциллограф TPS2024, анализаторы спектра Rohde-Schwarz FSP3 и Hewlett Packard, преобразователь тока с зондами.

Характеристики данного оборудования представлены в табл. 2.

Таблица 2

Измерительное оборудование, примененное при испытаниях

Наименование	Обозначение и тип	Пределы измерения, класс точности
Осциллограф	TektronixTPS2024	Диапазон измерения от 0 до 200 МГц, погрешность ±4 %
Анализатор спектра	Rohde-Schwarz FSP3	Диапазон измерения 20 Гц – 3 ГГц, погрешность – 0,5 дБ
Анализатор спектра	Hewlett Packard	Диапазон измерения 20 Гц – 40,1 МГц, погрешность 1,5 дБ
Преобразователь силы тока ВЧ измерительный с зондами	ТСРА300, TCP305, TCP303, TCP312	Диапазон измерения 0–100 МГц, погрешность ±3 %

Технологические источники питания, схема измерений. В качестве устройства питания при проведении огневых испытаний двигателей типа 1 и 2 в АО «ИСС» применялся источник GEN 100-33-1P230 с максимальным выходным током 33 А. Для питания двигателя типа 3 применялся источник GEN-125-120-MD-3p400 с максимальным выходным током 120 А.

Схемы измерений переходных процессов и пульсаций представлены на рис. 2, 3. В качестве измерительного устройства применялись токовые зонды, которые устанавливались в электрических цепях между источником питания и СПУ. Для питания СПУ применялись технологические кабели длиной до 15 м, изготовленные по штатной технологии, применяемой для изготовления бортовых кабелей.

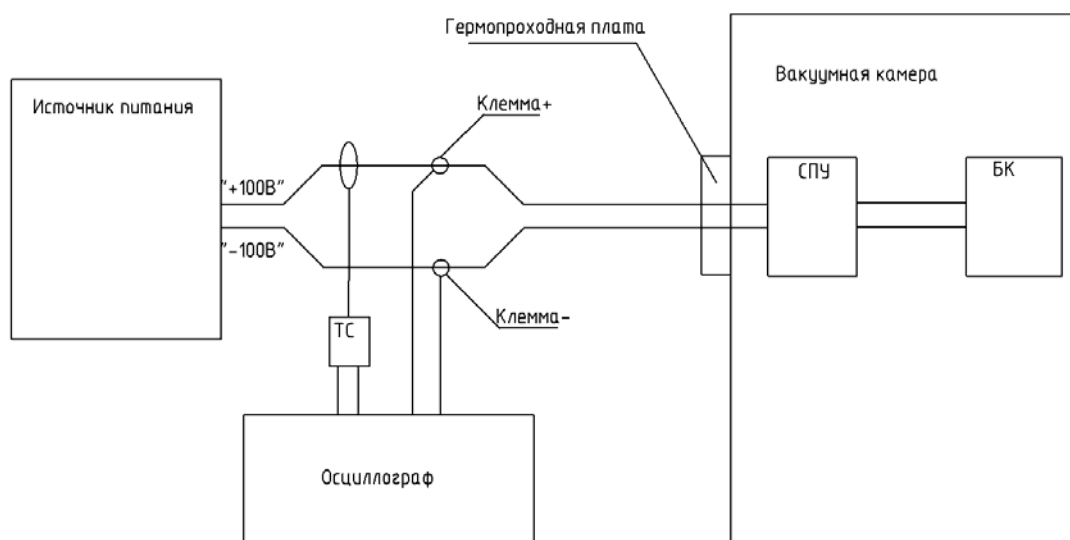


Рис. 2. Схема измерений переходных процессов двигательной подсистемы при огневых испытаниях:
ТС – преобразователь силы тока ВЧ измерительный с зондами; СПУ – система преобразования и управления; БК – блок коррекции

Fig. 2. Scheme of the transient processes measurements at the firing tests:
TS – High frequency measurement transducer of a current intensity with probes;
PPU – Power processing unit; TU – Thruster Unit to orbit correction

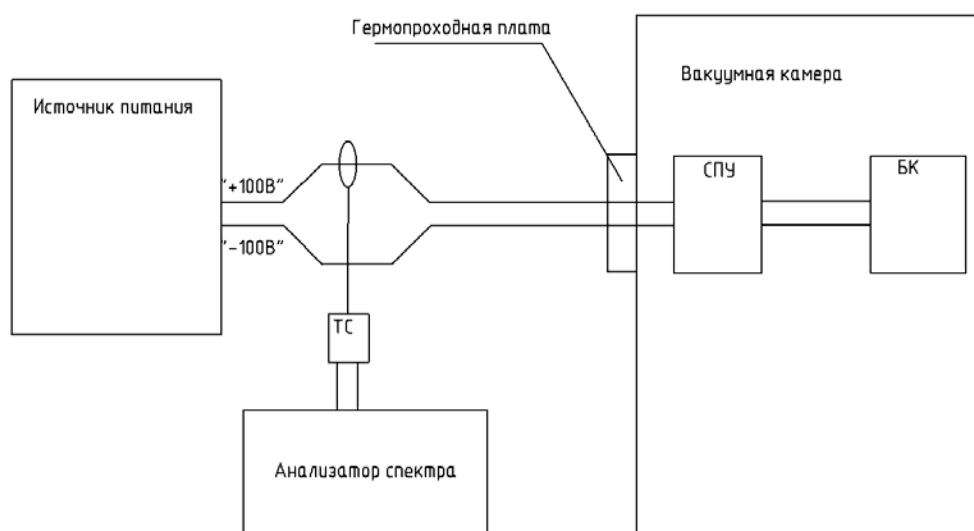


Рис. 3. Схема измерений пульсаций тока двигательной подсистемы при огневых испытаниях

Fig. 3. Scheme of the current rippling measurements at the propulsion subsystem firing tests

Методика испытаний. Испытания проводились по методике, предусматривающей включение и отключение двигателей по штатной циклограмме. Запуск двигателя, как правило, происходил по запуску источника питания анода (разрядной цепи) при прогревом катода, термодросселе, открытых клапанах двигателя и поданном поджигном напряжении. В этой последовательности двигатель запускался в процессе роста разрядного напряжения при запуске источника питания, т. е., еще до достижения номинальной величины напряжения. Длительность работы двигателя варьировалась в диапазоне от 3 мин до 3 час. В выбранных для измерений сеансах осциллографировались ток и напряжение при включении и отключении двигателя, т. е. характеристики переходных процессов, а также регистрировались параметры (размах и частота) пульсаций как в переходных процессах, так и в стационарной работе.

Результаты измерений. Результаты измерений токов и напряжений на входе СПУ (на выходе из технологического источника питания) при включении и отключении для двигателей и СПУ трех типов представлены ниже на рис. 4–25. Для выявления характерных особенностей процессов и возможности сопоставления аналогичных параметров для двигателей различных типов параметры представлены в относительных единицах – в долях от их номинальных значений.

Переходные процессы Запуск и отключение двигателя, тип 1

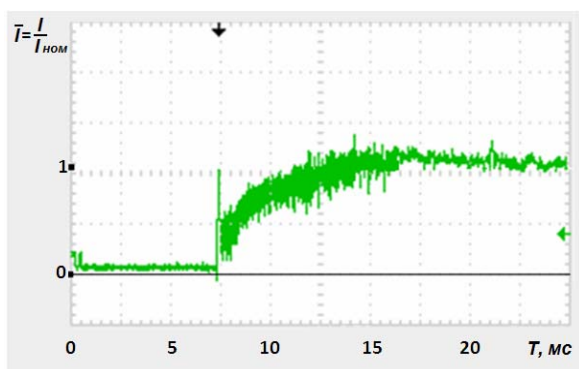


Рис. 4. Запуск, тип 1, переходный процесс по току

Fig. 4. Switch on. Type 1. Current transient process

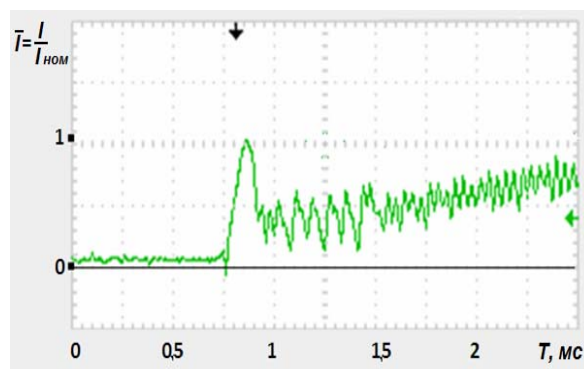


Рис. 5. Запуск, тип 1, переходный процесс по току

Fig. 5. Switch on. Type 1. Current transient process

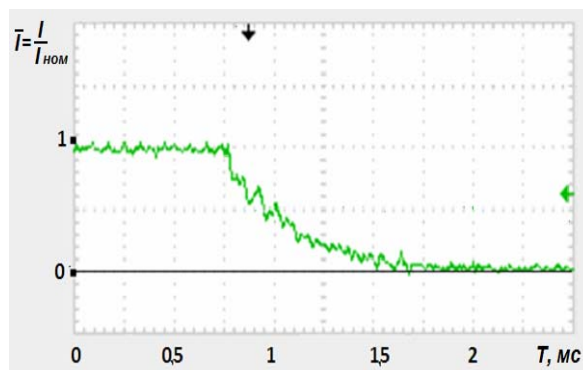


Рис. 6. Отключение, тип 1, переходной процесс по току

Fig. 6. Switch off. Type 1. Current transient process

Запуск и отключение двигателя, тип 2

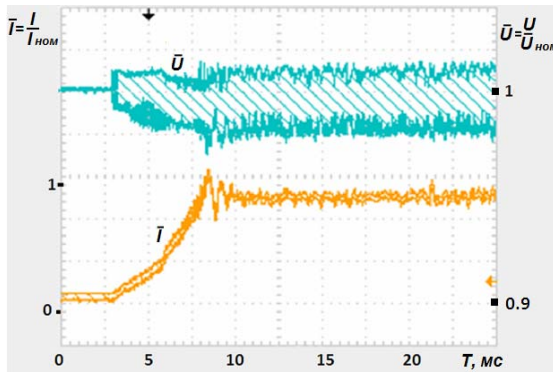


Рис. 7. Запуск, тип 2. Переходные процессы по току и напряжению

Fig. 7. Switch on. Type 2. Current and voltage transient process

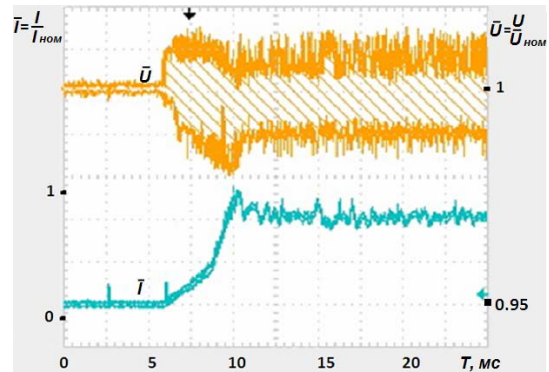


Рис. 8. Запуск, тип 2. Переходные процессы по току и напряжению

Fig. 8. Switch on. Type 2. Current and voltage transient process

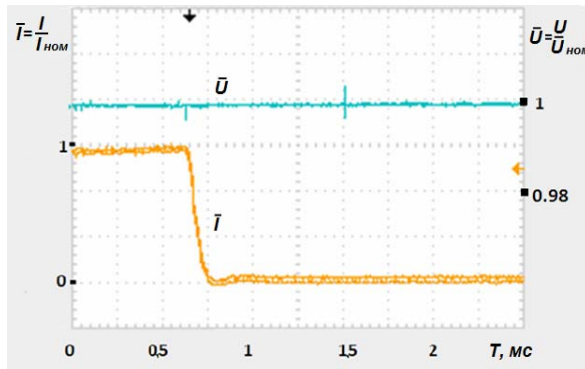


Рис. 9. Отключение, тип 2. Переходные процессы по току и напряжению

Fig. 9. Switch off. Type 2. Current and voltage transient process

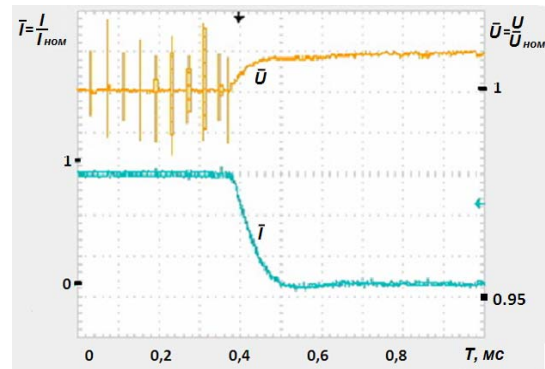


Рис. 10. Отключение, тип 2. Переходные процессы по току и напряжению

Fig. 10. Switch on. Type 2. Current and voltage transient process

Запуск и отключение двигателя, тип 3

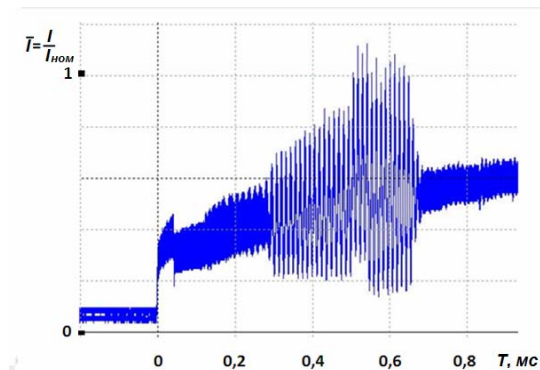


Рис. 11. Двигатель, тип 3. Ток потребления при запуске

Fig. 11. Thruster, type 3. Consume current at switch on

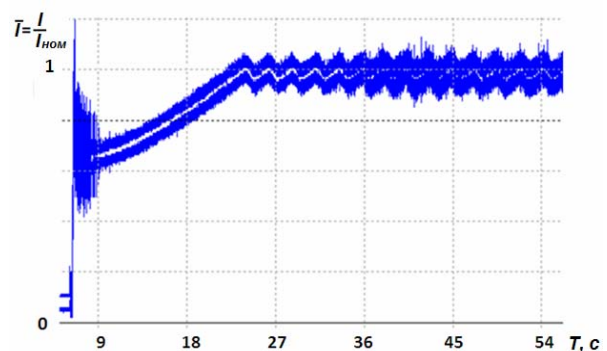


Рис. 12. Двигатель, тип 3. Ток потребления при запуске и в стационарной работе

Fig. 12. Thruster, type 3. Consume current at switch on and stationary functioning

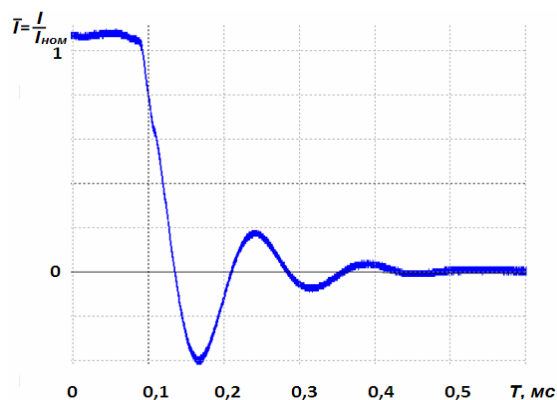


Рис. 13. Двигатель, тип 3. Ток потребления при отключении

Fig. 13. Thruster, type 3. Consume current at switch off

Пульсации Пульсации, двигатель тип 1

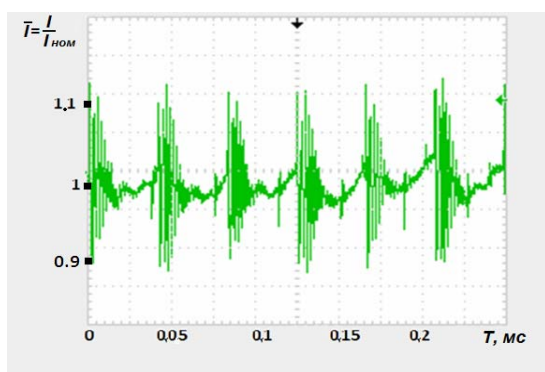


Рис. 14. Стационарная работа двигателя, тип 1.
Пульсации тока. Низкая частота – 29 кГц,
размах – 1,2 А

Fig. 14. Stationary functioning of thruster, type 1. Current rippling. Low frequency – 29 kHz, amplitude – 1.2 A

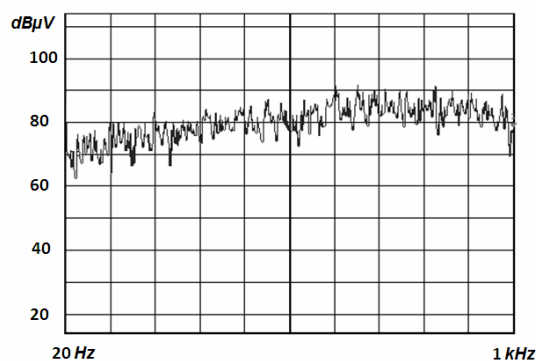


Рис. 15. Двигатель, тип 1. Спектрограмма
пульсаций тока в диапазоне 20–1000 Гц

Fig. 15. Thruster, type 1. Current rippling spectrogram in range 20–1000 H

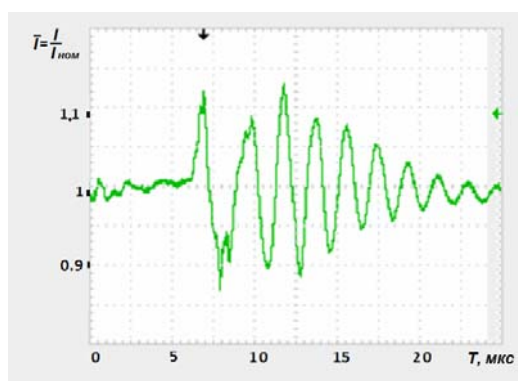


Рис. 16. Стационарная работа двигателя, тип 1.
Пульсации тока. Высокая частота – 515 кГц,
размах – 1,2 А

Fig. 16. Stationary functioning of thruster, type 1. Current rippling. High frequency – 515 kHz,

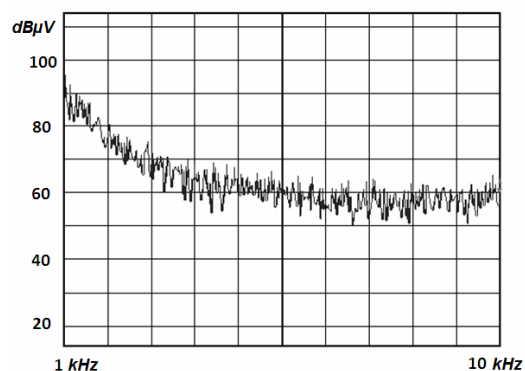


Рис. 17. Двигатель, тип 1. Спектрограмма
пульсаций тока в диапазоне 1–10 кГц

Fig. 17. Thruster, type 1. Current rippling spectrogram in range 1–10 kHz

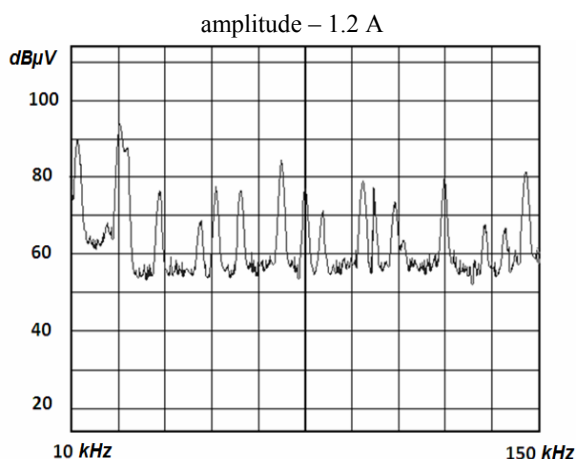


Рис. 18. Двигатель, тип 1. Спектрограмма пульсаций тока в диапазоне 10–150 кГц

Fig. 18. Thruster, type 1. Current rippling spectrogram in range 10–150 kH

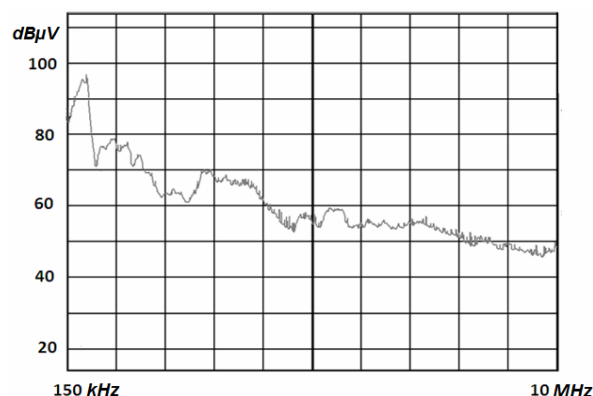


Рис. 19. Двигатель, тип 1. Спектрограмма пульсаций тока в диапазоне 150 кГц – 10 МГц

Fig. 19. Thruster, type 1. Current rippling spectrogram in range 150 kH – 10 MH

Пульсации, двигатель тип 2

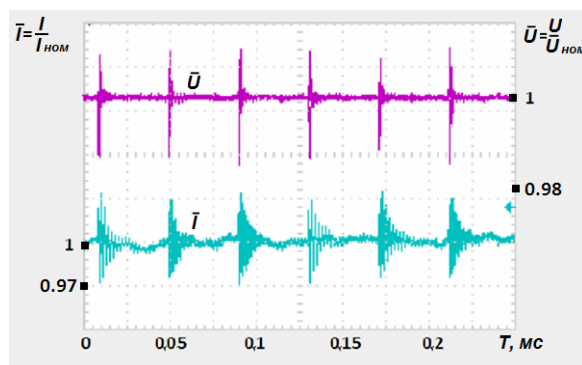


Рис. 20. Двигатель, тип 2. Стационарная работа. Частота – 27 кГц, размах – 1,1 А

Fig. 20. Stationary functioning of thruster, type 2. Frequency – 27 kH, amplitude – 1.1 A

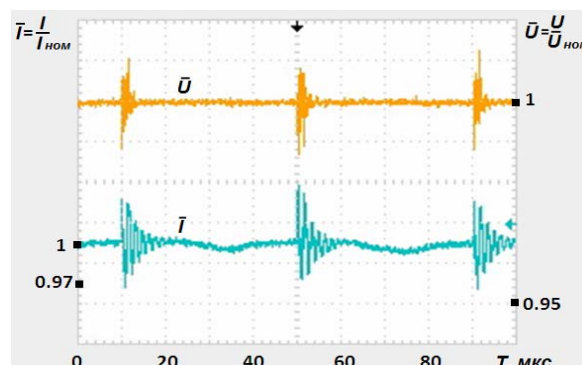


Рис. 21. Двигатель, тип 2. Стационарная работа

Fig. 21. Thruster, type 2. Stationary functioning

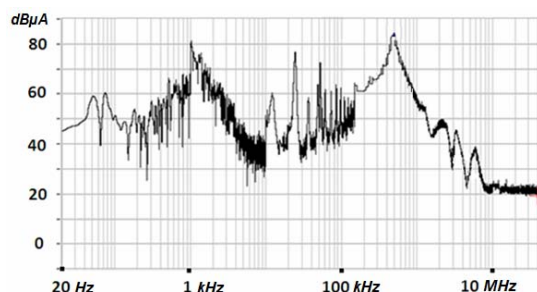


Рис. 22. Двигатель, тип 2. Спектрограмма пульсаций тока в диапазоне до 10 МГц

Fig. 22. Thruster, type 2. Current rippling spectrogram up to 10 MH

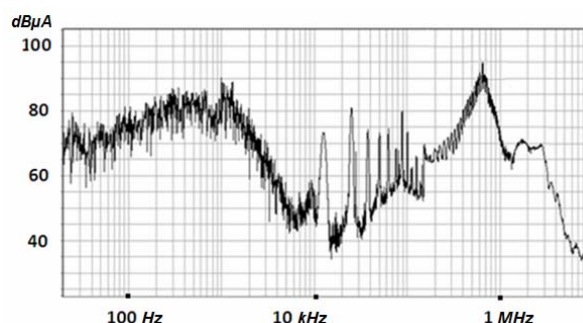


Рис. 23. Двигатель, тип 2. Спектрограмма пульсаций тока в диапазоне до 1 МГц

Fig. 23. Thruster, type 2. Current rippling spectrogram up to 1 MH

Пульсации, двигатель тип 3

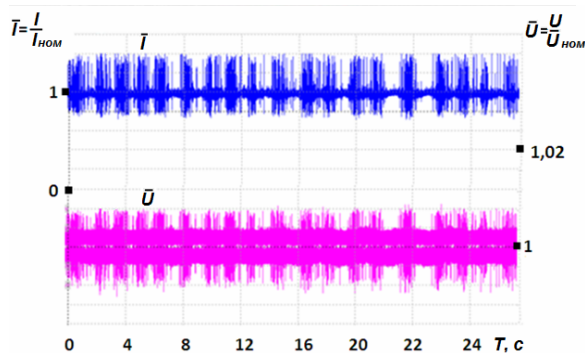


Рис. 24. Двигатель, тип 3. Пульсации в стационарной работе

Fig. 24. Thruster, type 3. Current rippling in stationary mode

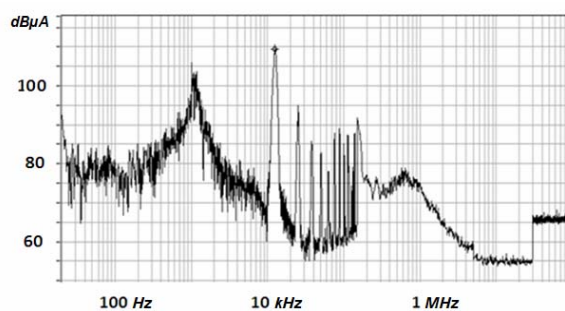


Рис. 25. Двигатель, тип 3. Спектрограмма пульсаций тока в стационарной работе в диапазоне 20 Гц – 30 МГц

Fig. 25. Thruster, type 3. Current rippling spectrogram in stationary mode in range 20 H – 30 MH

Анализ результатов измерений. По данным, представленным выше на рис. 4–25, можно оценить параметры переходных процессов при включении и отключении двигателей типа 1–3 и параметры пульсаций. Указанные параметры представлены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристики системы СПУ – двигатель

Характеристики системы СПУ – двигатель	Тип двигателя		
	1	2	3
Переходные процессы			
Включение			
Пусковой ток в долях от номинального тока потребления	1,13	1,0	1,02
Длительность пускового тока, мс	9	14	16000
Скорость изменения пускового тока, А/мкс	0,1	0,00145	0,005
Отключение			
Длительность тока отключения, мс	1	0,12	0,35
Скорость изменения тока отключения, А/мкс	0,04	0,15	0,92
Амплитуда обратного выброса в долях от номинального тока потребления	–	–	0,412
Пульсации			
Этап включения			
Низкая частота, кГц	–	–	0,85
Размах в долях от номинального тока потребления			0,784
Высокая частота, кГц	–	–	25
Размах в долях от номинального тока потребления			0,353
Стационарная работа			
Низкая частота, кГц	29–30	–	1,2
Размах в долях от номинального тока потребления	0–113		0,647
Высокая частота, кГц	500	27	–
Размах в долях от номинального тока потребления	0,113	0,073	

Анализ представленных в табл. 3 данных показывает, что свойства системы СПУ – двигатель существенно зависят от типа применяемого двигателя и СПУ. Можно отметить следующие особенности:

– пусковые токи для всех трех типов двигателей примерно равны номинальному току потребления, т. е. стартовые забросы относительно невелики;

- скорость изменения пускового тока для двигателя типа 1 максимальна (в 20–70 раз) выше, чем для двигателей 3 и 2, но, поскольку величина его незначительна, можно ожидать, что данная особенность не будет являться проблемой для системы электропитания КА;

- двигатели типа 1 и 2 выходят на примерно стационарный уровень тока потребления за время порядка 10 с, в то время как двигатель типа 3 – гораздо медленнее (примерно на 3 порядка);

- длительность тока отключения по порядку величины у двигателей всех трех типов сопоставима;

- скорость изменения тока при отключении максимальна у двигателя типа 3 и существенно превышает такую по сравнению с двигателями типа 1 и 2, в частности, по сравнению с двигателем типа 1 – в 23 раза;

- обратные выбросы тока характерны только для системы с двигателем типа 3, при этом амплитуда достигает 41 % от номинального тока потребления;

- при включении двигателя типа 3 имеют место низкочастотные пульсации, по-видимому, связанные с особенностями выхода данного двигателя на номинальный режим (возможно, данное явление обусловлено развитием плазменного разряда с одновременной зарядкой внутренних емкостных фильтров в СПУ). Эти пульсации имеют значительный размах, сопоставимый с номинальным током потребления – 78 % от номинального тока. Длительность данного режима составляет до 40 мс. Высокочастотные пульсации на этом режиме также имеют значительный размах – 35 % от номинального тока;

- в стационарной работе размах пульсаций для двигателей типа 1 и 2 относительно невелик и не превышает (10–11) % от номинального тока потребления. Для двигателя типа 3 размах низкочастотных колебаний заметно выше и составляет до 65 % от номинального тока.

Следует отметить, что все перечисленные характеристики системы двигатель – СПУ как потребителя энергии получены без применения каких-либо дополнительных фильтров и при питании от технологических источников. При запитке от штатной системы электропитания (СЭП) КА результаты могут отличаться в зависимости от построения СЭП, схемы запитки, наличия дополнительных фильтров и т. д. Поэтому полученные данные носят предварительный характер и требуют уточнения при комплексных испытаниях СЭП – СПУ – двигатель. Такого рода испытания целесообразно проводить для каждого нового типа двигателя, прибора управления и питания. Вместе с тем, несмотря на предварительный характер, полученные результаты представляют интерес при комплексном проектировании систем КА, так как дают общее представление об электрических характеристиках одного из наиболее мощных бортовых потребителей. В частности, из приведенных материалов следует, что система на базе двигателя типа 3 представляет наибольшую сложность при увязке ее с СЭП КА по причине значительной коммутруемой мощности, обратных забросов тока при отключении, существенной величины размаха пульсаций как при запуске, так и в стационарной работе, что требует поиска оптимальных схем подключения и алгоритмов управления двигательной подсистемой.

Заключение. Представлены результаты экспериментальных исследований электрических характеристик связи двигатель – СПУ для трех типов данного оборудования. Определены параметры переходных процессов при включении и отключении двигателей, а также параметры пульсаций, как в стационарной работе, так и при переходных процессах. Показано, что наибольшие сложности могут возникнуть при эксплуатации высокомоощных двигателей. В частности, пусковой ток для двигателя может составлять до 100 % от номинального тока при длительности выхода на стационарный режим до 16 с. Имеется обратный выброс тока при отклю-

чении двигателя данного типа. Скорость изменения тока при отключении двигателя тип 3 максимальна, размах низкочастотных пульсаций в стационарной работе составляет до 65 % от номинального тока. Полученные результаты важны при комплексном проектировании КА, в частности – при согласовании параметров системы электропитания и системы коррекции. Отмечена целесообразность комплексных испытаний СЭП – СПУ – двигатель для каждого нового типа двигателей, приборов управления и питания.

Библиографические ссылки

1. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years / D. Lev, R. V. Myers, K. M. Lemmer et al. // 35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242. Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017.
2. Development of KM-60 Based Orbit Control Propulsion Subsystem for Geostationary Satellite / V. V. Vorontsov, A. N. Kostin, A. S. Lovtsov et al. // Procedia Engineering. 2017. Vol. 185. P. 319–325.
3. EP System Development and Functional Validation Tests for Electra GEO Satellite / V. Garcia, E. Lamoureux, B. Andersson et al. // 36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-A288. Vienna, Austria. September 15–20, 2019. 14 p.
4. Ермошкин Ю. М., Якимов Е. Н. О концепции «полностью электрического космического аппарата» // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 489–496. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-489-496.
5. Design of a multifunctional electric propulsion subsystem of the spacecraft / Yu. M. Ermo-shkin, Yu. V. Kochev, D. V. Volkov et al. // Siberian journal of science and technology. 2020. Vol. 21, No. 2. P. 233–243. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-233-243.
6. Согласование электрических интерфейсов системы электропитания и системы коррекции довыведения / П. А. Крючков, Ю. М. Ермошкин, А. В. Вавилов и др. // Электронные и электро-механические системы и устройства : тез. докладов XX науч.-техн. конф. Томск, 2020. С. 52–54.
7. Современное состояние и перспективы развития систем преобразования и управления электрореактивными плазменными двигателями / В. Н. Гладущенко, В. Н. Галайко, К. Г. Гордеев и др. // Электронные и электро-механические системы и устройства : сб. науч. тр. Томск : АО НПП «Полус» ; Изд. Томского политех. ун-та, 2016. С. 59–65.
8. Power Processing Unit activities at Thales Alenia Space in Belgium / Eric Bourguignon, Stéphane Fraselle // Space prop. Conf., 2018. Seville, Spain, 14–18 May 2018. 8 p.
9. High Voltage Power Supply for T5 Gridded Ion Thruster / A. Mallmann, F. Forrissi, E. Mache et al. // 36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-A512. Vienna, Austria, September 15–20, 2019. 7 p.
10. Особенности переходных процессов в разрядной цепи при запуске стационарного плазменного двигателя СПД-140Д / Ю. М. Ермошкин, В. Н. Галайко, В. П. Ким и др. // Вестник Моск. авиац. ин-та. 2017. Т. 24, № 4. С. 80–88.
11. Ермошкин Ю. М., Якимов Е. Н. О концепциях применения двигателей коррекции и до-выведения // Авиация и космонавтика – 2017 : тез. доклада 16-й Междунар. конф. Москва, МАИ, 20–24 ноября 2017 г. С. 92–93.
12. Новые технические решения, применяемые при наземной экспериментальной отработке электрореактивной системы довыведения и коррекции орбиты КА / Ю. В. Кочев, Ю. М. Ермош-кин, Д. В. Меркурьев и др. // Актуальные вопросы проектирования автоматических космиче-

ских аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований. 2017. Вып. 2. С. 300–306.

13. Determination of Electromagnetic Emission from Electric Propulsion Thrusters under Ground Conditions / S. V. Baranov, A. P. Plokhikh, G. A. Popov et al. // 35th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-167. Georgia Institute of Technology. USA, Oct. 8.–12, 2017. 8 p.

14. Стенд огневых испытаний плазменных двигателей в АО «ИСС» / А. В. Никипелов, Р. С. Симанов, Ю. М. Ермошкин и др. // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2016. Т. 17, № 8. С. 61–65.

15. 13 kW advanced electric propulsion flight system development and qualification / J. Jackson, S. Miller, J. Cassidy et al. // 36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-A692. Vienna, Austria, September 15–20, 2019. 19 p.

References

1. Lev D., Myers R. V., Lemmer K. M. et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years. *35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242. Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017.*

2. Vorontsov V. V., Kostin A. N., Lovtsov A. S. et al. Development of KM-60 Based Orbit Control Propulsion Subsystem for Geostationary Satellite. *Procedia Engineering*. 2017, Vol. 185, P. 319–325.

3. Garcia V., Lamoureux E., Andersson B. et al. EP System Development and Functional Validation Tests for Electra GEO Satellite. *36th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2019-A288. Vienna, Austria. September 15–20, 2019. 14 p.*

4. Ermoshkin Yu. M., Yakimov E. N. On the concepts of the station keeping and geostationary orbit injection thruster's application. *Proceedings of XVI International conf. "Aviation and Space". Moscow, 2017, Nov. 20–24, P. 92–93.*

5. Ermoshkin Yu. M., Kochev Yu. V., Volkov D. V. et al. Design of a multifunctional electric propulsion subsystem of the spacecraft. *Siberian journal of science and technology*. 2020, Vol. 21, No. 2, P. 233–243. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-2-233-243.

6. Kryuchkov P. A., Ermoshkin Yu. M., Vavilov A. V. et al. [Agreement of electric interfaces of the electric power subsystem and the orbit raising propulsion subsystem]. *Elektronnyye i elektromekhanicheskiye sistemy i ustroystva*. Tomsk, 2020, P. 52–54. (In Russ.)

7. Gladuchenko V. N., Galaiko V. N., Gordeev K. G. et al. Modern status and future directions of evolution of power processing units for electric plasma thrusters. *Electronic and electromechanical systems and devices*. Scientific papers, JSC "NPC "Polus". Tomsk Polytechnic University Press, 2016, P. 59–65.

8. Eric Bourguignon, Stéphane Fraselle. Power Processing Unit activities at Thales Alenia Space in Belgium. *Space prop. Conf.* 2018, Seville, Spain, 14–18 May 2018, 8 p.

9. Mallmann A., Forrasi F., Mache E. et al. High Voltage Power Supply for T5 Gridded Ion Thruster. *36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019A512. Vienna, Austria, September 15–20, 2019, 7 p.*

10. Ermoshkin Yu. M., Galaiko V. N., Kim V. P. et al. [Specifics of transients in the discharge circuit during the SPT-140D plasma engine starting]. *Vestnik Moskovskogo Aviatcionnogo Instituta*. 2017, Vol. 24, No. 4, P. 80–88. (In Russ.)

11. Yermoshkin Yu. M., Volkov D. V., Yakimov E. N. On the concept of "all electric propulsion spacecraft". *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 489–496. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-489-496.

12. Kochev Yu. V., Ermoshkin Yu. M., Merkuryev D. V. et al. [The new technical solutions to be implemented to ground experimental development of an SC orbit raising and orbit correction electric propulsion]. *Aktualnyye voprosy proyektirovaniya avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamentalnykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy*. 2017. Iss. 2, P. 300–306. (In Russ.)
13. Baranov S. V., Plokhikh A. P., Popov G. A. et al. Determination of Electromagnetic Emission from Electric Propulsion Thrusters under Ground Conditions. *35th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-167*. Georgia Institute of Technology, USA, Oct. 8–12, 2017, 8 p.
14. Nikipelov A. V., Simanov R. S., Ermoshkin Yu. M. et al. [Electric propulsion firing tests bench at JSC “ISS”]. *Naukoyemkiye tekhnologii*. 2016, Vol. 17, No. 8, P. 61–65. (In Russ.)
15. Jackson J., Miller S., Cassidy J. et al. 13 kW advanced electric propulsion flight system development and qualification. *36th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2019-A692*. Vienna, Austria, September 15–20, 2019, 19 p.

© Ермошкин Ю. М., Кочев Ю. В., Никипелов А. В.,
Первухин А. В., Симанов Р. С., 2021

Ермошкин Юрий Михайлович – доктор технических наук, доцент, начальник лаборатории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Кочев Юрий Владимирович – кандидат технических наук, начальник группы; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Никипелов Александр Владимирович – кандидат технических наук, начальник группы; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: niki@iss-reshetnev.ru.

Первухин Артем Викторович – кандидат технических наук, начальник сектора; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: pervukhin@iss-reshetnev.ru.

Симанов Нуслан Сергеевич – ведущий инженер; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

Yuriy Ermoshkin – Dr. Sc. (tech.), head of propulsion department; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Yuriy Kochev – Cand. Sc., head of propulsion subsystem electric design group; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Alexander Nikipelov – Cand. Sc. (tech.), head of propulsion firing tests group; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: niki@iss-reshetnev.ru.

Artem Pervukhin – Cand. Sc., head of electromagnetic compatibility sector; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: pervukhin@iss-reshetnev.ru.

Ruslan Simanov – leadig engineer; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

УДК 53.083.8, 681.753.083.8, 681.7

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-151-165

Для цитирования: Математическая модель зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон» и описание метода предварительного обмера телескопа в рамках данной модели / С. Н. Макаров, А. Г. Верхогляд, М. Ф. Ступак и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 151–165. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-151-165.

For citation: Makarov S. N., Verhoglyad A. G., Stupak M. F., Ovchinnikov D. A., Oberemok J. A. Mathematical model of the mirror system of the Millimetron observatory and a description of the method of pre-measurement of the telescope within this model // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 151–165. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-151-165.

Математическая модель зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон» и описание метода предварительного обмера телескопа в рамках данной модели*

С. Н. Макаров¹, А. Г. Верхогляд¹, М. Ф. Ступак^{1**}, Д. А. Овчинников², Ю. А. Оберемок²

¹Конструкторско-технологический институт научного приборостроения СО РАН

Российская Федерация, 630058, г. Новосибирск, ул. Русская, 41

²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

**E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru

Создается система контроля геометрии зеркал обсерватории «Миллиметрон» для работы в составе бортового комплекса научной аппаратуры. Система предназначена для контроля качества зеркальной системы космического телескопа и использования получаемых данных в качестве сигналов «обратной связи» для предварительных настройки и юстировки оптической системы телескопа в космическом пространстве. Задачей системы является определение многомерного вектора неизвестных параметров зеркальной системы телескопа по косвенным измерениям, получаемым в результате обмера телескопа 3D-сканированием. Создана математическая модель, численно описывающая процесс предварительного обмера зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон» с использованием оптических контрольных меток на поверхности зеркальной системы. Линейная математическая модель позволяет связать фактические косвенные измерения зеркальной системы с неизвестными смещениями ее параметров, определяющими форму телескопа. Выведена формула для оптимального решателя обратной задачи в процессе предварительного обмера зеркальной системы. Описана методика обмера составляющих элементов телескопа в рамках его предварительной настройки. Обмер контрольных меток выполняется бортовым 3D-сканером, применяемым в конструкции системы контроля зеркальной системы. Проведен анализ ошибок при использовании оптимального решателя, получена ковариационная матрица для вектора ошибки оцениваемых параметров.

Ключевые слова: математическая модель, зеркальная система обсерватории «Миллиметрон», система контроля, форма телескопа, контрольные метки, 3D-сканер.

* Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации № АААА-А20-120102190007-5.

This work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of Russian Federation № АААА-А20-120102190007-5.

Mathematical model of the mirror system of the Millimetron observatory and a description of the method of pre-measurement of the telescope within this model

S. N. Makarov¹, A. G. Verhoglyad¹, M. F. Stupak^{1**}, D. A. Ovchinnikov², J. A. Oberemok²

¹Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering SB RAS
41, Russian St., Novosibirsk, 630058, Russian Federation

²JSC Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

^{**}E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru

A mirror geometry control system for the Millimetron Observatory is being created to work as part of the on-board complex of scientific equipment. The system is designed to monitor the quality of the space telescope's mirror system and use the data received as feedback signals for pre-setting and tuning the telescope's optical system in outer space. The goal of the system is estimation of the multidimensional vector of unknown parameters of the telescope's mirror system by indirect measurements obtained as a result of the measurement of the telescope by 3D scanning. A mathematical model has been created, numerically describing the process of pre-measurement of the mirror system of the Millimetron Observatory using optical control marks on the surface of the mirror system. The linear mathematical model allows to link the actual indirect measurements of the mirror system with the unknown biases of its parameters, determining the shape of the telescope. A formula has been developed for the optimal reverse problem solver in the process of pre-measurement of the mirror system. The method of measuring the components of the telescope as part of its pre-setting is described. The measurement of control marks is based on a onboard 3D scanner embedded in the design of the mirror system control system. The error analysis was carried out using the optimal solver, and a covariance matrix was obtained for the error vector of estimated parameter.

Keywords: mathematical model, mirror system of the Millimeteron Observatory, control system, telescope shape, control marks, 3D scanner.

Введение. Одним из основных направлений развития бортовых космических технологий является создание многозональных высокоапертурных зеркальных телескопов, обеспечивающих сбор и обработку информации в диапазонах спектра излучения от рентгеновского до миллиметрового. Примером этого служит проект космической обсерватории «Миллиметрон» (Спектр-М), рассчитанный для работы в миллиметровом и дальнем ИК диапазонах (70 мкм – 10 мм) с 10-метровым охлаждаемым (~4,5 К) криогенным телескопом [1–3]. Главной проблемой создания крупных телескопов является обеспечение качества изображения, что в свою очередь, требует разработки высококачественных и высокоточных методов контроля формы составных элементов их зеркальной системы [4–6]. В [7] представлен обзор состояния и тенденций развития космического телескопостроения за рубежом. Изложены результаты проводимых в ряде ведущих стран работ по проектированию и строительству оптических систем наблюдения за космосом. Рассмотрены находящиеся на орбите и строящиеся большие оптические телескопы с составными и гибкими зеркалами, управляемыми активными системами с целью устранения деформаций на всех этапах изготовления и эксплуатации.

Создание различных систем контроля формы составных элементов таких телескопов требует разработки математических моделей и алгоритмов работы данных контрольных систем [8–16]. В частности, в [8] изложена модель процесса юстировки составных зеркал высокоапертурных

телескопов. На основе введенного понятия разностной поверхности с использованием разработанных алгоритмов геометрического и оптотехнического позиционирования зеркальных сегментов получены соотношения для оценки точности юстировки составных зеркал. В [16] кратко представлены методы юстировки и калибровки информационно-измерительных систем на борту космических аппаратов оптико-электронного и радиоэлектронного наблюдения.

Описываемая в настоящем сообщении система контроля зеркальной системы обсерватории «Миллиметр» (СК ЗС) и не имеющие аналогов математическая модель и алгоритмы ее работы создаются для работы в составе бортового комплекса научной аппаратуры обсерватории «Миллиметр» и рассчитывается на работу в условиях космического пространства. СК ЗС предназначена для контроля качества зеркальной системы (ЗС) космического телескопа и использования данных, получаемых СК ЗС в качестве сигналов «обратной связи» для предварительной настройки и юстировки оптической системы телескопа в космическом пространстве. В [17] на базе созданной математической модели описано моделирование работы бортового 3D-сканера при предварительном обмере зеркал обсерватории «Миллиметр» с использованием оптических контрольных меток на поверхности зеркал. Настоящее сообщение посвящено описанию и анализу возможностей самой математической модели, применяемой в СК ЗС.

Основные положения и требования. Оптическая схема зеркальной системы обсерватории (телескопа) «Миллиметр» приведена на рисунке.

Телескоп может быть представлен в виде физической модели, состоящей из множества оптических отражающих поверхностей (ОП) со стабильной формой. Совокупность всех ОП телескопа назовем зеркальной системой телескопа (ЗС). Примерами таких ОП являются (см. рис.): вторичное зеркало (ВЗ); переключающее зеркало (ПЗ); любая из панелей (фрагментов) многоэлементного параболоида главного зеркала (ГЗ).

Глобальная система координат (ГСК) телескопа определяется положением начала координат и координатными осями. Вершина параболоида главного зеркала (ГЗ) принимается за начало ГСК, в предположении идеальной формы параболоида ГЗ. Вектор оси X ГСК направлен вдоль оси параболоида ГЗ от его вершины в направлении вторичного зеркала (ВЗ). Вектор оси Y от центра переключающего зеркала (ПЗ) в сторону фокуса приемника, обозначенного как F_2 на рисунке. Ось Z однозначным образом дополняет оси X , Y , образуя полный ортогональный базис из векторов X , Y , Z ГСК, при котором ГСК является правой системой координат.

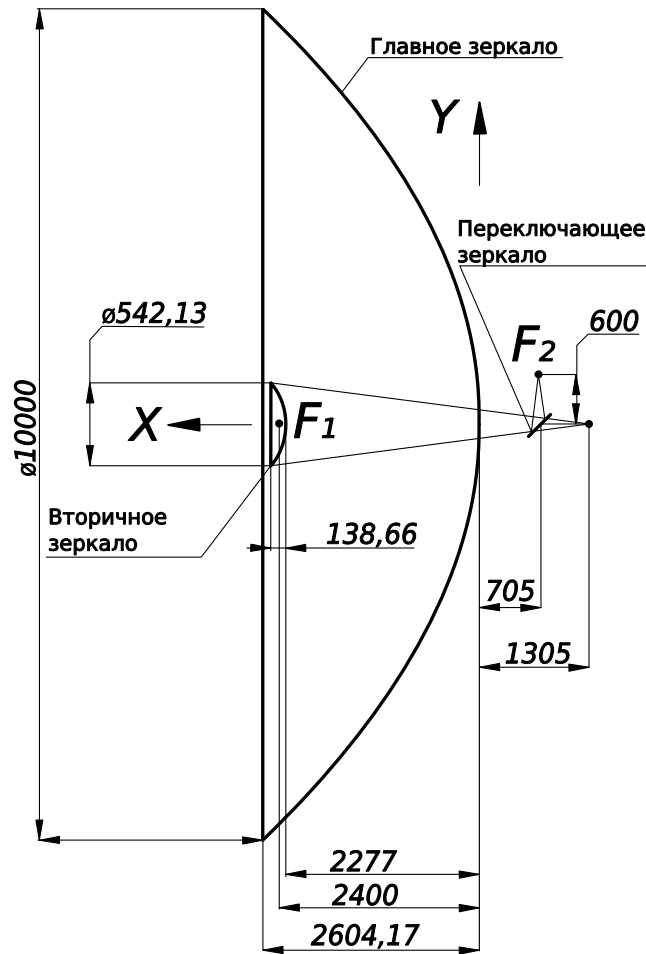
Однозначное положение каждой ОП как поверхности твердого объекта в пространстве определяется:

- выбранной **базовой точкой на твердом объекте, содержащем ОП**. Положение этой базовой точки объекта определено ее координатами в ГСК;
- **тремя углами поворота объекта с ОП** относительно его базовых осей в ГСК (углы Эйлера).

В итоге, положение каждой ОП в модели телескопа задается 6-ю параметрами – тремя углами поворота объекта, а затем радиус-вектором смещения базовой точки объекта в ГСК.

Знание положения каждой ОП телескопа по ее (6-и или иному достаточному количеству) собственных параметров (степеней свободы) означает, что геометрия (или конфигурация) всей ЗС телескопа точно и однозначно определена в рамках данной модели. В таком случае возможна оценка его оптического качества телескопа и его последующая настройка.

Обозначим полный набор параметров, описывающий положение всех ОП телескопа, как вектор (набор параметров) $\mathbf{X}$. Компоненты вектора содержат все параметры каждой ОП телескопа в его заданном состоянии. Так, например, если бы мы использовали в конструкции только 3 ОП, каждая описываемая 6-ю параметрами, то вектор $\mathbf{X}$ состоял бы из 18 значений.



Оптическая схема зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон». Расчетные характеристики: главное зеркало (ГЗ) – параболическое: радиус кривизны при вершине $R_{ГЗ} = 4800$ мм; диаметр главного зеркала $D_{ГЗ} = 10000$ мм. Вторичное зеркало (ВЗ) – гиперболическое: $R_{ВЗ} = -254,7337$ мм; $D_{ВЗ} = 542,13$ мм. Расстояние между ГЗ и ВЗ – 2277 мм. Эквивалентное фокусное расстояние – 70000 мм. Расстояние от ВЗ до фокальной плоскости – 3582 мм. Квадрат эксцентриситета ВЗ $e^2 = 1,147452$

Optical diagram of the mirror system of the Millimetron Observatory. Estimated characteristics: main mirror (MM) – parabolic: curvature radius at the top of the R_{MM} is 4800 mm; The diameter of the main mirror of the D_{MM} is 10,000 mm. Secondary mirror (SM) – hyperbolic: $R_{SM} = -254.7337$ mm; Distance between MM and SM – 2277 mm. Equivalent focal length – 70,000 mm. Distance from SM to focal plane – 3582 mm. Square of the eccentricity of the SM $e^2 = 1,147452$

Обмер поверхности телескопа 3D-сканером, являющимся штатным элементом СК ЗС, является косвенным, так как не измеряет напрямую параметры вектора X , но измеряет доступные для измерения геометрические величины, связанные с вектором X . Поэтому задачей СК ЗС является определение вектора неизвестных параметров X по косвенным измерениям, получаемым в результате обмера телескопа 3D-сканером. Для получения косвенной информации о геометрии телескопа в СК ЗС заложен 3D-сканер. 3D-сканер – это прибор, расположенный в «теплом отсеке» космического аппарата (КА), который может запускать тонкий измерительный (оптический) луч в ЗС телескопа через временное оптическое окно между «теплым отсеком» и «холодной зоной» и «наблюдать» за всеми ОП из точки F_2 .

На поверхностях обмеряемых ОП расположены оптические контрольные метки (КМ), которые могут быть обмерены лучом 3D-сканера. КМ представляет собой металлический шарик (или сферическое зеркало, с характерным диаметром не менее 10 мм).

3D-сканер состоит:

- из дальномерного канала (ДК), позволяющего измерять длину оптического пути между входным зрачком приемно-передающего объектива ДК и некоторой КМ ОП. Для этого к КМ, через последовательность ОП посылается измерительный луч, регистрируется его отражение назад и вычисляется оптическое расстояние между объективом 3D сканера и КМ;

- сканирующего зеркала (СЗ) 3D-сканера, задающего направление измерительного луча ДК для прицеливания на центр выбранной КМ.

Работа СК ЗС осуществляется следующим образом:

- выполняется обмер всех или подмножества КМ с использованием 3D-сканера. По каждой обмеренной КМ на выходе 3D-сканера формируются 3 канала измерения (с индексами $m = 0, 1, 2$): $m = 0$ – длина оптического пути ДК до КМ; $m = 1, 2$ – два угла СЗ при точном прицеливании на КМ;

- в результате обмера множества КМ по ЗС телескопа получается набор измерений (по три измерения на каждую КМ), который обозначим как вектор $\mathbf{Y}$;

- известный (после обмера множества КМ) вектор $\mathbf{Y}$ будет использоваться для оценки и восстановления вектора неизвестных параметров телескопа $\mathbf{X}$.

Математическая модель, описанная ниже, дает представление, как связать неявные измерения КМ (оптических КМ) $\mathbf{Y}$ с неизвестными параметрами ОП телескопа $\mathbf{X}$.

Математическая модель. Положения всех ОП определяются вектором неизвестных параметров $\mathbf{X}$.

Пусть полное число неизвестных параметров телескопа по всем ОП (длина вектора $\mathbf{X}$) равно P . Индекс индивидуального параметра: $p = 0, \dots, P-1$. В таком случае конкретное значение параметра из набора $\mathbf{X} = \{x_p\}$ с выбранным индексом p обозначим как x_p .

Поскольку положения КМ связаны с положением ОП, то мы можем ввести функцию измерения 3D-сканером положения КМ с индексом k , по каналу измерения m от вектора состояния телескопа $\mathbf{X}$ как

$$f_{m,k}(\mathbf{X}) = f_{m,k}(x_0, x_1, \dots, x_{P-1}).$$

Измерение 3D-сканером всех меток формирует известный вектор $\mathbf{Y}(\mathbf{X}) = \{f_{m,k}(\mathbf{X})\}$.

Вектор $\mathbf{Y}$ (совокупность всех измерений КМ по всем каналам 3D-сканера) зависит от вектора $\mathbf{X}$ (всех неизвестных параметров ОП). Функции измерений $f_{m,k} = f_{m,k}(\mathbf{X}) = f_{m,k}(x_0, x_1, \dots, x_{P-1})$ в зависимости от $\mathbf{X}$ являются существенно нелинейными и определяются чертежами и текущей геометрией телескопа.

Поскольку при выводе космической обсерватории на орбиту и после раскрытия телескопа в рабочее положение, его геометрия искажается незначительно по отношению к его линейным и иным размерам, то нелинейные функции $f_{m,k}(\)$ можно считать постоянными по отношению к МАЛОМУ изменению аргумента $\mathbf{X}$, описывающего состояние ЗС телескопа, что и было подтверждено в результате численных экспериментов.

В таком случае, функции $f_{m,k}(\)$ можно считать известными и вычисляемыми по начальной конструкции телескопа в настроенном состоянии (на основе геометрических данных из конструкторской документации (КД) телескопа).

Подытожив, имеем следующее:

- положение телескопа однозначно определяется неизвестным вектором $\mathbf{X}$;

– 3D-сканер СК ЗС может обмерять положения КМ (оптические контрольные метки), значения которых описываются функциями $f_{m,k}(\mathbf{X})$;

– функции $f_{m,k}(\cdot)$ известны (вычислением по чертежам КД) и предполагаются постоянными (независимыми от малого изменения аргумента $\mathbf{X}$).

На основе этих предположений будем решать обратную задачу, т. е. определим расстройку параметров ОП ($\mathbf{X}$) от их исходного (идеального) положения по результатам неявного обмера множества КМ ($\mathbf{Y}$) 3D-сканером.

Постановка задачи. Пусть телескоп настроен, это соответствует настроенному положению всех его ОП, которые мы обозначим как вектор $\tilde{\mathbf{X}} = \{\tilde{x}_p\}$, состоящий из параметров $\tilde{x}_p$. Сами параметры $\tilde{x}_p$ настроенного телескопа потенциально могут быть обмерены в заводских условиях, однако в этой информации нет необходимости, как это будет показано ниже.

При настроенном состоянии телескопа СК ЗС выполняет обмер всех ее КМ $k = 0, \dots, K-1$ при помощи 3D-сканера по всем каналам измерения 3D-сканера $m = 0, 1, 2$. Создается массив начальных измерений $\tilde{\mathbf{Y}} = \{\tilde{f}_{m,k}\}$ (для настроенного телескопа на Земле), который соответствует настроенному вектору параметров $\tilde{\mathbf{X}}$ ЗС:

$$\tilde{f}_{m,k} = f_{m,k}(\tilde{\mathbf{X}}) = f_{m,k}(\tilde{x}_0, \tilde{x}_1, \dots, \tilde{x}_{P-1}), \quad (1)$$

$$\tilde{\mathbf{Y}} = \{f_{m,k}(\tilde{\mathbf{X}})\}. \quad (2)$$

Массив измерений настроенного телескопа $\tilde{\mathbf{Y}}$ запоминается. После вывода телескопа на орбиту и его раскрытия в рабочее положение, ЗС телескопа расстроена, поэтому в новом положении телескопа на орбите его параметры ОП $\hat{\mathbf{X}} = \{\hat{x}_p\}$ случайно смещены по отношению к исходному (настроенному состоянию) состоянию $\tilde{\mathbf{X}} = \{\tilde{x}_p\}$:

$$\begin{aligned} \hat{x}_0 &= \tilde{x}_0 + \Delta x_0, \\ \hat{x}_1 &= \tilde{x}_1 + \Delta x_1, \\ &\dots \\ \hat{x}_{P-1} &= \tilde{x}_{P-1} + \Delta x_{P-1} \end{aligned} \quad \text{или} \quad \hat{\mathbf{X}} = \tilde{\mathbf{X}} + \mathbf{x}, \quad (3)$$

где $\mathbf{x} = \{\Delta x_p\} = \{\hat{x}_p - \tilde{x}_p\}$ – разностный вектор смещения параметров ОП. Полагается малость смещений $\mathbf{x} = \{\Delta x_p\} = \{\hat{x}_p - \tilde{x}_p\}$.

Проведя обмер 3D-сканером СК ЗС всех КМ на орбите, получаем новый набор измерений положения КМ $\hat{\mathbf{Y}} = \{\hat{f}_{m,k}\}$:

$$\hat{f}_{m,k} = f_{m,k}(\hat{\mathbf{X}}) = f_{m,k}(\hat{x}_0, \hat{x}_1, \dots, \hat{x}_{P-1}). \quad (4)$$

Разница между полученными наборами измерений на орбите $\hat{\mathbf{Y}} = \{\hat{f}_{m,k}\}$ и настроенного в заводских условиях $\tilde{\mathbf{Y}} = \{\tilde{f}_{m,k}\}$ может быть линейно аппроксимирована (через дифференциал многомерной функции или многомерный ряд Тейлора) [18] как

$$\Delta f_{m,k} \cong \hat{f}_{m,k} - \tilde{f}_{m,k} = \frac{\partial f_{m,k}(x_0, x_1, \dots, x_{P-1})}{\partial x_0} \cdot \Delta x_0 + \dots + \frac{\partial f_{m,k}(x_0, x_1, \dots, x_{P-1})}{\partial x_{P-1}} \cdot \Delta x_{P-1}, \quad (5)$$

где $d_{m,k,p} = \frac{\partial f_{m,k}(x_0, x_1, \dots, x_{p-1})}{\partial x_p}$ – частная производная функции измерения 3D-сканера;

$\mathbf{x} = \hat{\mathbf{X}} - \tilde{\mathbf{X}} = \{\Delta x_p\} = \{\hat{x}_p - \tilde{x}_p\}$ – вектор изменения всех неизвестных параметров ОП (ЗС) от настроенного; $\mathbf{y} = \hat{\mathbf{Y}} - \tilde{\mathbf{Y}} = \{\Delta f_{m,k}\} = \{\hat{f}_{m,k} - \tilde{f}_{m,k}\}$ – вектор изменения всех положений КМ обмеряемых 3D-сканером.

В матричной записи выражение взаимосвязи измерений и изменения параметров будет выглядеть как

$$\begin{pmatrix} \Delta f_{0,0} \\ \Delta f_{0,1} \\ \Delta f_{0,\dots} \\ \Delta f_{0,K-1} \\ \Delta f_{1,0} \\ \Delta f_{1,1} \\ \Delta f_{1,\dots} \\ \Delta f_{1,K-1} \\ \Delta f_{2,0} \\ \Delta f_{2,1} \\ \dots \\ \Delta f_{2,K-1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d_{0,0,0} & d_{0,0,1} & \dots & d_{0,0,P-1} \\ d_{0,1,0} & d_{0,1,1} & \dots & d_{0,1,P-1} \\ d_{0,\dots,0} & d_{0,\dots,1} & \dots & d_{0,\dots,P-1} \\ d_{0,K-1,0} & d_{0,K-1,1} & \dots & d_{0,K-1,P-1} \\ d_{1,0,0} & d_{1,0,1} & \dots & d_{1,0,P-1} \\ d_{1,1,0} & d_{1,1,1} & \dots & d_{1,1,P-1} \\ d_{1,\dots,0} & d_{1,\dots,1} & \dots & d_{1,\dots,P-1} \\ d_{1,K-1,0} & d_{1,K-1,1} & \dots & d_{1,K-1,P-1} \\ d_{2,0,0} & d_{2,0,1} & \dots & d_{2,0,P-1} \\ d_{2,1,0} & d_{2,1,1} & \dots & d_{2,1,P-1} \\ d_{2,\dots,0} & d_{2,\dots,1} & \dots & d_{2,\dots,P-1} \\ d_{2,K-1,0} & d_{2,K-1,1} & \dots & d_{2,K-1,P-1} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta x_0 \\ \Delta x_1 \\ \dots \\ \Delta x_{P-1} \end{pmatrix} \quad \text{или} \quad \mathbf{y} = \mathbf{H} \cdot \mathbf{x}, \quad (6)$$

где $\mathbf{x} = \{\Delta x_p\} = \hat{\mathbf{X}} - \tilde{\mathbf{X}}$ – неизвестный вектор смещения параметров всех ОП, который надо восстановить; $\mathbf{y} = \{\Delta f_{m,k}\} = \hat{\mathbf{Y}} - \tilde{\mathbf{Y}}$ – вектор разницы измерений КМ (на орбите по отношению к измерениям в настроенном телескопе в земных условиях); $\mathbf{H} = \{d_{(m,k),p}\}$ – расчетная матрица частных производных, связывающая измерения КМ и неизвестные параметры модели ЗС телескопа (далее – дизайн-матрица).

Переформулируем задачу следующим образом: Определить изменения положения ОП от идеального настроенного $\mathbf{x} = \{\Delta x_p\} = \hat{\mathbf{X}} - \tilde{\mathbf{X}}$ по изменению положения КМ на орбите от их идеально настроенного $\mathbf{y} = \{\Delta f_{m,k}\} = \hat{\mathbf{Y}} - \tilde{\mathbf{Y}}$.

При этом известна матричная зависимость (прямая задача) $\mathbf{y} = \mathbf{H} \cdot \mathbf{x}$, где $\mathbf{H}$ – вычисляемая по чертежам постоянная дизайн-матрица (6). Необходимо решить обратную задачу: $\mathbf{x} = \mathbf{x}(\mathbf{H}, \mathbf{y})$.

Решение задачи. Определим вектор **первичных параметров (смещений) ЗС телескопа**.

Первичные параметры смещения – это параметры телескопа, которые показывают, насколько тот или иной компонент ЗС смещен относительно своего исходного состояния (когда телескоп настроен в заводских условиях): $\underbrace{\mathbf{x}_1}_{p1,1}$. Длина вектора здесь определена по количеству

описываемых им параметров/ компонент. Так $p1$ – количество параметров вектор $\underbrace{\mathbf{x}_1}_{p1,1}$ описы-

вает. Здесь и далее примем обозначение под матричной переменной $\underbrace{\dots}_{k,m}$ – означающее, что над

скобкой – матричный элемент, имеющий k строк и m столбцов. Тем самым $\underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1$ – это вектор-столбец длиной $p1$, или матрица размерности $p1 \times 1$ элемент.

Для полностью настроенной ЗС телескопа все параметры не смещены, т. е. равны нулю и, тем самым, все компоненты вектора $\underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1$ равны нулю.

Определим **вектор измерений (смещений)** $\underset{n,1}{\mathbf{y}}$ телескопа, который создается при обмере (выполняемом СК ЗС) всех или подмножества КМ ЗС телескопа: $\underset{n,1}{\mathbf{y}}$.

Определим **вектор шума измерений** $\underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}$ телескопа, который создается при обмере (выполняемом СК ЗС) КМ ЗС телескопа: $\underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}$.

Определим **первичную дизайн-матрицу** $\underset{n,p1}{\mathbf{H}}_1$, как матрицу, характеризующую модель ЗС телескопа и связывающую первичные параметры смещений $\underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1$, вектор измерений $\underset{n,1}{\mathbf{y}}$ и шум измерений $\underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}$ в одном уравнении:

$$\underset{n,1}{\mathbf{y}} = \underset{n,p1}{\mathbf{H}}_1 \cdot \underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1 + \underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}. \quad (7)$$

Матрица преобразования системных параметров в первичные параметры. Первичные параметры смещений $\underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1$ непосредственно соотносятся положениям ОП, таким как панели ГЗ,

ВЗ и т. п. Системные параметры – это параметры, которые имеют обобщающую природу и могут влиять на группы первичных параметров. По сути это многомерная замена переменных. Обозначим системные параметры как вектор $\underset{p,1}{\mathbf{x}}$. Число системных параметров или компонен-

тов вектора есть p . Чтобы математически формализовать преобразование обобщения параметров, введем матрицу преобразования системных параметров в первичные параметры $\underset{p1,p}{\mathbf{N}}$, та-

кую что $\underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1 = \underset{p1,p}{\mathbf{N}} \cdot \underset{p,1}{\mathbf{x}}$. Имеем:

$$\underset{n,1}{\mathbf{y}} = \underset{n,p1}{\mathbf{H}}_1 \cdot \underset{p1,1}{\mathbf{x}}_1 + \underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}} = \underset{n,p1}{\mathbf{H}}_1 \cdot \underbrace{\underset{p1,p}{\mathbf{N}} \cdot \underset{p,1}{\mathbf{x}}}_{\underset{p1}{\mathbf{x}}_1} + \underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}} = \underbrace{\underset{n,p}{\mathbf{H}}_1 \cdot \underset{p1,p}{\mathbf{N}}}_{\underset{n,p1}{\mathbf{H}}} \cdot \underset{p,1}{\mathbf{x}} + \underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}. \quad (8)$$

Поэтому дизайн-матрица $\underset{n,p}{\mathbf{H}}$ (с применением системных параметров) может быть выражена

как $\underset{n,p}{\mathbf{H}} = \underset{n,p1}{\mathbf{H}}_1 \cdot \underset{p1,p}{\mathbf{N}}$. В таком случае связь измерений и системных параметров может быть выражена формулой

$$\underset{n,1}{\mathbf{y}} = \underset{n,p}{\mathbf{H}} \cdot \underset{p,1}{\mathbf{x}} + \underset{n,1}{\boldsymbol{\varepsilon}}. \quad (9)$$

Случайный вектор изменения положения ОП $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$ можно характеризовать его ковариационной матрицей [19] $\underline{\mathbf{S}} = \underline{\mathbf{S}}_{p,p}^T = \langle x_k \cdot x_m \rangle$. Если мы полагаем, что параметры, составляющие вектор $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$, взаимно независимы, имеют нулевое среднее, тогда ковариационная матрица упрощается и становится диагональной:

$$\underline{\mathbf{S}}_{p,p} = \underline{\mathbf{S}}_{p,p}^T = \underbrace{\begin{pmatrix} \sigma_0^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{p-1}^2 \end{pmatrix}}_{p,p}, \quad (10)$$

где стандартное отклонение индивидуального параметра с нулевым средним определяется как

$$\sigma_k \cong \sqrt{\langle x_k \cdot x_k \rangle} \quad k = 0, \dots, p-1. \quad (11)$$

Поскольку измерения разных КМ всегда независимы друг от друга, то сам вектор шума измерений 3D-сканером $\underline{\mathbf{\varepsilon}}_{n,1}$ имеет диагональную ковариационную матрицу

$$\underline{\mathbf{Y}}_{n,n} = \underline{\mathbf{Y}}_{n,n}^T = \underbrace{\begin{pmatrix} \gamma_0^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \gamma_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \gamma_{n-1}^2 \end{pmatrix}}_{n,n}, \quad (12)$$

состоящую из векторов стандартных отклонений измерений $\underline{\gamma}_{n,1}$, где $\gamma_k \cong \sqrt{\langle \varepsilon_k \cdot \varepsilon_k \rangle}$.

Так, если имеются две КМ, пространственно близко расположенные в ЗС, то они имеют близкие по значению (практически одинаковые) систематические ошибки в каналах 3D-сканера, при их обмере. В таком случае применение дифференциальных измерений КМ, т. е. попарная разница расстояний или углов каналов 3D-сканера до этих КМ, существенно снижает систематическую ошибку измерения расстояний или углов 3D-сканера.

Чтобы формализовать такое преобразование общим способом (в виде линейной комбинации измерений), вводим матрицу преобразования первичных измерений $\underline{\mathbf{D}}_{m,n}$. Получаем новую заме-

ну переменных, переводя первичные измерения $\underline{\mathbf{y}}_{n,1}$ в дифференциальные $\underline{\mathbf{u}}_{m,1}$, как $\underline{\mathbf{u}}_{m,1} = \underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \underline{\mathbf{y}}_{n,1}$.

Вводим эквивалентную дизайн-матрицу $\underline{\mathbf{G}}_{m,p}$ связи системных параметров с дифференциальными измерениями: $\underline{\mathbf{G}}_{m,p} = \underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \underline{\mathbf{H}}_{n,p}$. Тогда $\underline{\mathbf{u}}_{m,1} = \underline{\mathbf{G}}_{m,p} \cdot \underline{\mathbf{x}}_{p,1} + \underline{\lambda}_{m,1}$, где эквивалентный шум дифференциального измерения $\underline{\lambda}_{m,1}$ при этом будет выражен через исходный шум первичного измерения $\underline{\mathbf{\varepsilon}}_{n,1}$

$$\text{как } \underline{\lambda}_{m,1} = \underbrace{\underline{\mathbf{D}}_{m,n}}_{\underline{\lambda}_{m,1}} \cdot \underline{\mathbf{\varepsilon}}_{n,1}.$$

Ковариационную матрицу дифференциального шума измерений можно выразить как

$$\underline{\mathbf{U}}_{m,m} = \underline{\mathbf{U}}_{m,m}^T = \text{cov} \left(\underline{\lambda}_{m,1} \right) = \text{cov} \left(\underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \underline{\varepsilon}_{n,1} \right) = \underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \text{cov} \left(\underline{\varepsilon}_{n,1} \right) \cdot \underline{\mathbf{D}}_{n,m}^T = \underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \underline{\mathbf{Y}}_{n,n} \cdot \underline{\mathbf{D}}_{n,m}^T. \quad (13)$$

Решение обратной задачи. Имеется выражение $\underline{\mathbf{u}}_{m,1} = \underline{\mathbf{G}}_{m,p} \cdot \underline{\mathbf{x}}_{p,1} + \underline{\lambda}_{m,1}$, связывающее неизвестные системные смещения параметров ЗС $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$ с вычисляемыми (известными) дифференциальными измерениями КМ $\underline{\mathbf{u}}_{m,1}$. При этом эквивалентная дизайн-матрица $\underline{\mathbf{G}}_{m,p}$ – вычисляема (известна) по известным $\underline{\mathbf{D}}_{m,n}$ и $\underline{\mathbf{H}}_{n,p}$, где $\underline{\lambda}_{m,1}$ – модифицированный вектор шума дифференциальных измерений. Он имеет известные статистические свойства, такие как нулевое среднее и вычисляемую (известную) ковариационную матрицу $\underline{\mathbf{U}}_{m,m} = \underline{\mathbf{U}}_{m,m}^T = \underline{\mathbf{D}}_{m,n} \cdot \underline{\mathbf{Y}}_{n,n} \cdot \underline{\mathbf{D}}_{n,m}^T$. Напомним, что $\underline{\mathbf{S}}_{p,p}$ – известная ковариационная матрица разброса неизвестных параметров ОП $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$, характеризующая их первоначальный разброс/ расстройку ЗС.

По известным $\underline{\mathbf{u}}_{m,1}$, $\underline{\mathbf{G}}_{m,p}$, $\underline{\mathbf{U}}_{m,m}$, $\underline{\mathbf{S}}_{p,p}$ необходимо найти наиболее точное решение уравнения

$$\underline{\mathbf{u}}_{m,1} = \underline{\mathbf{G}}_{m,p} \cdot \underline{\mathbf{x}}_{p,1} + \underline{\lambda}_{m,1}, \text{ т. е. найти вектор неизвестных системных параметров } \underline{\mathbf{x}}_{p,1}.$$

Для решения задачи ищем матричный решатель (матрица) $\underline{\mathbf{F}}_{p,m}$ такой, что оценка $\hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1}$ неизвестного вектора системных параметров $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$ по дифференциальным измерениям $\underline{\mathbf{u}}_{m,1}$ есть

$$\hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1} = \underline{\mathbf{F}}_{p,m} \cdot \underline{\mathbf{u}}_{m,1}. \quad (14)$$

При поиске матрицы $\underline{\mathbf{F}}_{p,m}$, необходимо подобрать ее таким образом, чтобы отклонение

$$\delta \underline{\mathbf{x}}_{p,1} = \hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1} - \underline{\mathbf{x}}_{p,1} \text{ истинного смещения } \underline{\mathbf{x}}_{p,1} \text{ и его найденной оценки } \hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1} \text{ было минимально в статистическом смысле. Определим это как}$$

$$J = \left\langle \left\| \delta \underline{\mathbf{x}}_{p,1} \right\|^2 \right\rangle = \left\langle \left\| \hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1} - \underline{\mathbf{x}}_{p,1} \right\|^2 \right\rangle \rightarrow \min, \quad (15)$$

где $\|\mathbf{a}\| = \sqrt{\sum_k a_k^2}$ – норма вектора; $\langle \rangle$ – среднее значение от случайной величины.

Опуская длинные промежуточные выкладки, приводим окончательную формулу для оптимального решателя:

$$\underline{\mathbf{F}}_{p,m} = \left(\underline{\mathbf{G}}_{m,p} \cdot \underline{\mathbf{S}}_{p,p} \right)^T \cdot \left(\underline{\mathbf{G}}_{m,p} \cdot \underline{\mathbf{S}}_{p,p} \cdot \underline{\mathbf{G}}_{p,m}^T + \underline{\mathbf{U}}_{m,m} \right)^+, \quad (16)$$

где $(\dots)^+$ – псевдообратная матрица [20].

Анализ ошибок восстановления параметров. Случайный вектор ошибки восстановления неизвестных параметров $\underline{\delta \mathbf{x}}_{p,1}$ – это разница между истинным неизвестным вектором системных параметров состояния ЗС после вывода на орбиту $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}$ и оценкой $\hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1}$ этого вектора, полученной по дифференциальным измерениям с использованием формулы (16):

$$\underline{\delta \mathbf{x}}_{p,1} = \hat{\underline{\mathbf{x}}}_{p,1} - \underline{\mathbf{x}}_{p,1}. \quad (17)$$

Ковариационная матрица для вектора ошибки $\underline{\delta \mathbf{x}}_{p,1}$ восстановления параметров по результатам вычислений имеет следующий вид:

$$\underline{\Delta}_{p,p} = \text{cov} \left(\underline{\delta \mathbf{x}}_{p,1} \right) = \underline{\mathbf{Q}}_{p,p} \cdot \underline{\mathbf{S}}_{p,p} \cdot \underline{\mathbf{Q}}_{p,p}^T + \underline{\mathbf{F}}_{p,m} \cdot \underline{\mathbf{U}}_{m,m} \cdot \underline{\mathbf{F}}_{p,m}^T, \quad (18)$$

где $\underline{\mathbf{Q}}_{p,p} = \underline{\mathbf{F}}_{p,m} \cdot \underline{\mathbf{G}}_{m,p} - \underline{\mathbf{I}}_{p,p}$; $\underline{\mathbf{I}}_{p,p}$ – единичная диагональная матрица размерности (рхр).

Если необходимо установить погрешность (стандартное отклонение) восстановления решателем $\underline{\mathbf{F}}_{p,m}$ конкретного системного параметра (с индексом $k = 0, \dots, p-1$) $\underline{\mathbf{x}}_{p,1}[k]$ с использованием формулы (16), то формула для этого будет следующей:

$$\sigma_{x[k]} = \sqrt{\underline{\Delta}_{p,p}[k,k]}, \quad (19)$$

где $\underline{\Delta}_{p,p}[k,k]$ – k -й диагональный элемент матрицы $\underline{\Delta}_{p,p}$.

Заключение. Таким образом, решив систему уравнений $\hat{\mathbf{x}} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{u}$ и получив оценку $\hat{\mathbf{x}}$ вектора смещений параметров $\mathbf{x}$, нам становится известно – как и какие ОП необходимо «довернуть» или сместить на орбите, чтобы вернуть их в исходное заводское положение, которое соответствует настроенному телескопу.

Если степени свободы неизвестных абсолютных параметров $\mathbf{X}$ (определен заглавной буквой ранее) при определении ОП выбрать удобным образом, соответствующим имеющимся актюаторам ОП (например: положение ВЗ задается 6-ю приводами гексапода, которые могут быть определены как неизвестные компоненты вектора $\mathbf{X}$), то это дает определенные удобства. В таком случае расчетный вектор смещения $\hat{\mathbf{x}}$ является вектором, сообщаящим «**насколько каждый из приводов ОП смещен от идеального (исходного) положения**», и по сути, сколько необходимо сделать шагов привода, чтобы рассматриваемая ОП «встала» на исходное место. Таким образом, вычисленный вектор $\hat{\mathbf{x}}$ может быть непосредственным входом для механизмов коррекции ЗС телескопа.

Применение описанного алгоритма настройки телескопа имеет существенные положительные практические качества:

- малость изменений положения ОП позволяет свести задачу к системе линейных уравнений. Это позволяет использовать методы линейной алгебры и дает точное и единственное решение обратной задачи с прогнозируемой точностью работы алгоритма;
- нет необходимости знать абсолютные значения параметров x_p для ОП;

– нет необходимости точно знать абсолютное положение КМ в системе координат спутника и места установки их на ОП. Не требуется высокой точности установки КМ на панели ГЗ и другие ОП.

Библиографические ссылки

1. Обзор научных задач для обсерватории «Миллиметрон» / Н. С. Кардашев, И. Д. Новиков, В. Н. Лукаш и др. // УФН. 2014. Т. 184, № 12. С. 1319–1352. Doi: 10.3367/UFNr.0184.201412c.1319.
2. Space mission Millimetron for terahertz astronomy / A. V. Smirnov, A. M. Baryshev, S. V. Pilipenko et al. // Proc. of SPIE. 2012. Vol. 8442. P. 84424C. Doi: 10.1117/12.927184.
3. Астрокосмический центр ФИАН, г. Москва [Электронный ресурс] : офиц. сайт. URL: <http://millimetron.web2.ru/ru/> (дата обращения: 02.02.2021).
4. Лукин А. В., Мельников А. Н., Скочилов А. Ф. Контроль зеркала контррефлектора телескопа «Миллиметрон» на основе использования синтезированной голограммы // Фотоника. 2016. № 5. С. 44–48.
5. Разработка интерференционно-голографической ИК системы контроля формы центрального параболического зеркала космического телескопа обсерватории «Миллиметрон» / А. Г. Полещук, Р. К. Насыров, А. Е. Маточкин и др. // Труды «Интерэкспо Гео-Сибирь». 2015. Т. 1. С. 51–58.
6. Система контроля геометрических параметров центрального зеркала космического телескопа «Миллиметрон» / А. Г. Верхогляд, В. М. Михалкин, В. А. Куклин и др. // Решетневские чтения : материалы конф. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Т. 1(18). С. 61–63.
7. Кириченко Д. В., Клеймёнов В. В., Новикова Е. В. Крупногабаритные оптические космические телескопы // Изв. вузов. Приборостроение. 2017. Т. 60, № 7. С. 589–602. Doi: 10.17586/0021-3454-2017-60-7-589-602.
8. Демин А. В., Денисов А. В., Летуновский А. В. Оптико-цифровые системы и комплексы космического назначения // Изв. вузов. Приборостроение. 2010. Т. 53, № 3. С. 51–59.
9. Демин А. В. Математическая модель процесса юстировки составных зеркал // Известия вузов. Приборостроение. 2015. Т. 58, № 11. С. 901–907. Doi: 10.17586/0021-3454-2015-58-11-901-907.
10. Демин А. В., Ростокин П. В. Алгоритм юстировки составных зеркал // Компьютерная оптика. 2017. Т. 41, № 2. С. 291–294. Doi: 10.18287/2412-6179-2017-41-2-291-294.
11. Wavefront calibration testing of the James Webb Space Telescope primary mirror center of curvature optical assembly / G. Olczak, C. Wells, D. J. Fischer, M. T. Connolly // Proceedings of SPIE. 2012. Vol. 8450. 84500R. Doi: 10.1117/12.927003.
12. Algorithm and mathematical model for geometric positioning of segments on aspherical composite mirror / B. Conquet, L. F. Zambrano, N. K. Artyukhina et al. // Приборы и методы измерений. 2018. Т. 9, № 3. С. 234–242. Doi: 10.21122/2220-9506-2018-9-3-234-242.
13. Батшев В. И., Пуряев Д. Т. Оптическая система и методика контроля позиционирования сегментов составного параболического зеркала радиотелескопа космической обсерватории «Миллиметрон» // Измерительная техника. 2009. № 5. С. 29–31.
14. Пуряев Д. Т., Батшев В. И., Польщикова О. В. Метод контроля качества выпуклого гиперболического зеркала радиотелескопа космической обсерватории «Миллиметрон» [Электронный ресурс] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. Вып. 7. URL: <http://engjournal.ru/catalog/pribor/optica/833.html> (дата обращения: 02.02.2021).

15. Сычев В. В., Клем А. И. Алгоритм управления многоэлементным зеркалом на примере космического телескопа обсерватории «Миллиметрон» // Оптика атмосферы и океана. 2018. № 7. С. 578–586. Doi: 10.15372/AOO20180712.
16. Сомов С. Е. Юстировка и калибровка информационно-измерительной системы для определения ориентации спутника землеобзора и его наблюдательного оборудования // Известия Самарского научного центра РАН. 2018. Т. 20, № 1-1. С. 87–96. Doi: 10.24411/1990-5378-2018-00127.
17. Математическое моделирование работы 3D-сканера системы контроля зеркальной системы обсерватории «Миллиметрон» [Электронный ресурс] / С. Н. Макаров, А. Г. Верхогляд, М. Ф. Ступак и др. // Решетневские чтения : XXIV Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (Красноярск, 10–13 нояб. 2020 г.). Красноярск, 2020. Ч. 1. С. 101–102.
18. Фихтенгольц Г. М. Курс дифференциального и интегрального исчисления. В 3 т. 8-е изд. М. : Физматлит, 2003. Т. I. 680 с. ISBN 5-9221-0156-0.
19. Ширяев А. Н. Глава 2, § 6. Случайные величины II // Вероятность. 3-е изд. Cambridge, New York : МЦНМО, 2004. Т. 1. С. 301.
20. Беклемишев Д. В. Дополнительные главы линейной алгебры. М. : Наука, 1983.

References

1. Kardashev N. S., Novikov I. D., Lukash V. N. et al. Review of scientific topics for Millimetron space observatory. *Phys. Usp.* 2014, Vol. 57, P. 1199–1228. Doi: 10.3367/UFNe.0184.201412c.1319.
2. Smirnov A. V., Baryshev A. M., Pilipenko S. V. et al. Space mission Millimetron for terahertz astronomy. *Proc. of SPIE*. 2012, Vol. 8442, P. 84424C. DOI: 10.1117/12.927184.
3. The website of the AStroSpace Center of FIAN, Moscow. Available at: <http://millimetron.web2.ru/ru/> (accessed: 02.02.2021).
4. Lukin A. V., Melnikov A. N., Skolyarov A. F. [Control of the mirror counter-reflector of the telescope Millimetron based on the use of a synthesized hologram]. *Photonics*. 2016, No. 5, P. 44–48. (In Russ.)
5. Poleschuk A. G., Nasyrov R. K., Matochkin A. E. et al. [Development of the interfering-holographic IR system to control the shape of the central parabolic mirror of the Millimetron Observatory space telescope]. *Works of Interexpo Geo-Siberia*. 2015, Vol. 1, P. 51–58. (In Russ.)
6. Verhoglyad A. G., Michalkin V. M., Kuklin V. A., Halimanovitch V. I., Chugui Y. V. [System of control of geometric parameters of the central mirror of the Millimetron Space Telescope]. *Collection of works "Reshetnev Readings"*. 2014, Vol. 1 (18), P. 61–63. (In Russ.)
7. Kirichenko D. V., Kleimyonov V. V., Novikova E. V. [Large Optical Space Telescopes]. *Izv. Universities. Instrumentation*. 2017, Vol. 60, No. 7, P. 589–602. Doi: 10.17586/0021-3454-2017-60-7-589-602. (In Russ.)
8. Demin A. V., Denisov A. V., Letunovsky A. V. [Optical-digital systems and space systems]. *Izv. Universities. Instrumentation*. 2010, Vol. 53, No. 3, P. 51–59. (In Russ.)
9. Demin A. V. [A mathematical model of the process of justation of composite mirrors]. *I'm a Universities. Instrumentation*. 2015, Vol. 58, No. 11, P. 901–907. Doi: 10.17586/0021-3454-2015-58-11-901-907. (In Russ.)
10. Demin A. V., Rostokin P. V. Algorithm of Composite Mirrors. *Computer optics*. 2017, Vol. 41, No. 2. P. 291–294. Doi: 10.18287/2412-6179-2017-41-2-291-294.

11. Olczak G., Wells C., Fischer D. J., Connolly M. T. Wavefront calibration testing of the James Webb Space Telescope primary mirror center of curvature optical assembly. *Proceedings of SPIE*. 2012, Vol. 8450, P. 84500R. Doi: 10.1117/12.927003.
12. Conquet B., Zambrano L. F., Artyukhina N. K., Fiodortsev R. V., Sitie A. R. Algorithm and mathematical model for geometric positioning of segments on aspherical composite mirror. *Devices and measurement methods*. 2018, Vol. 9, No. 3, P. 234–242. Doi: 10.21122/2220-9506-2018-9-3-234-242.
13. Batshev V. I., Puryaev D. T. [Optical System and Positioning Control Techniques of the Composite Parabolic Mirror segments of the Millimetron Space Observatory radio telescope]. *Measuring Technology*. 2009, No. 5, P. 29–31. (In Russ.)
14. Puryaev D. T., Batshev V. I., Pashevova O. V. [Method of quality control of the convex hyperbolic mirror of the space observatory Millimetron radio telescope]. *Journal of Engineering: Science and Innovation*. 2013, No. 7. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/pribor/optica/833.html> (accessed: 02.02.2021).
15. Sychev V. V., Klem A. I. [The multi-cell mirror control algorithm is based on the Millimetron Space Telescope]. *Atmosphere and Ocean Optics*. 2018, No. 7, P. 578–586. Doi: 10.15372/AOO20180712. (In Russ.)
16. Somov S. E. The orientation and calibration of the information and measurement system to determine the orientation of the survey satellite and its observation equipment. *News of the Samara Research Center of the Russian Academy of Sciences*. 2018, Vol. 20, No. 1-1, P. 87–96. Doi: 10.24411/1990-5378-2018-00127.
17. Makarov S. N., Verhoglyad A. G., Stupak M. F., Ovchinnikov D. A., Oberemok J. A. Mathematical modeling of the work of the 3D scanner of the mirror system control system of the Observatory “Millimetron”. *Reshetnev readings*. 2020, Part. 1, P. 101–102.
18. Fichtenholz G. M. *Kurs differentsial'nogo i integral'nogo ischisleniya* [Course of differential and integral calculus]. Moscow, Fismatlit Publ., 2003, 680 p.
19. Shiryaev N. Chapter 2, § 6. Random magnitude II. *Probability*. Cambridge, New York, ICNMO, 2004. Vol. 1. P. 301–520.
20. Beklemishev D. V. *Dopolnitel'nye glavy lineynoy algebrы* [Additional chapters of linear algebra]. Moscow, Nauka Publ., 1983.

© Макаров С. Н., Верхогляд А. Г., Ступак М. Ф.,
Овчинников Д. А., Оберемок Ю. А., 2021

Макаров Сергей Николаевич – старший научный сотрудник; Конструкторско-технологический институт научного приборостроения СО РАН. E-mail: makarovsn@tdisie.nsc.ru.

Верхогляд Александр Григорьевич – и. о. заместителя директора; Конструкторско-технологический институт научного приборостроения СО РАН. E-mail: verhog@tdisie.nsc.ru.

Ступак Михаил Федорович – кандидат физико-математических наук, доцент, ведущий научный сотрудник; Конструкторско-технологический институт научного приборостроения СО РАН. E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru.

Овчинников Дмитрий Аркадьевич – заместитель начальника отдела 355; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dao@iss-reshetnev.ru.

Оберемок Юрий Алексеевич – начальник отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: oberemok@iss-reshetnev.ru

Makarov Sergey Nikolaevich – Senior Researcher; Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering SB RAS. E-mail: makarovsn@tdisie.nsc.ru.

Verhoglyad Alexander Grigoryevich – Acting Deputy Director; Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering SB RAS. E-mail: verhog@tdisie.nsc.ru.

Stupak Mikhail Fedorovich – Cand. Sc., Associate Professor, Leading research Associate; Technological Design Institute of Scientific Instrument Engineering SB RAS. E-mail: stupak@tdisie.nsc.ru.

Ovchinnikov Dmitry Arkadyevich – Deputy Head of Department 355; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: dao@iss-reshetnev.ru.

Oberemok Yuri Alekseevich – Head of the department; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: oberemok@iss-reshetnev.ru.

УДК 539.4

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-166-176

Для цитирования: К вопросу установления коэффициентов безопасности и запасов прочности при заданной вероятности неразрушения силовых конструкций / Ю. П. Похабов, Д. О. Шендалёв, А. Ю. Колобов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 166–176. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-166-176.

For citation: Pokhabov Yu. P., Shendalev D. O., Kolobov A. Y., Nagovitsyn V. N., Ivanov E. A. To the question of establishing safety coefficient and assurance coefficient at a given probability of non-destruction of load-bearing structures // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 166–176. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-166-176.

К вопросу установления коэффициентов безопасности и запасов прочности при заданной вероятности неразрушения силовых конструкций

Ю. П. Похабов^{1*}, Д. О. Шендалёв², А. Ю. Колобов³,
В. Н. Наговицин², Е. А. Иванов²

¹АО «НПО ПМ МКБ»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 55а

²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

³АО «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина»

Российская Федерация, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, 24

*E-mail: pokhabov_yury@mail.ru

Обеспечение высокой надежности уникальных высокоответственных изделий является актуальной задачей, стоящей перед аэрокосмической отраслью. Для достижения высоких показателей надежности на этапе проектирования, необходимо обеспечить базовое свойство изделия – его прочность – с высокой вероятностью неразрушения. Высокая вероятность неразрушения обеспечивается, в том числе введением в расчеты на прочность коэффициентов – безопасности, а также нормируемых значений запаса прочности. Необходимость в этих коэффициентах обусловлена разбросом значений внешних нагружающих факторов: величин сил, комбинаций сил и их сочетаний, характером действий, местом приложения и тому подобными условиями. Требуемая величина коэффициента безопасности определяется заданной вероятностью превышения запаса прочности установленной величины. Целью данной работы является определение математической зависимости между внешними факторами разброса и коэффициентом безопасности, внутренними факторами разброса и запасом прочности, совокупностью этих факторов и вероятностью неразрушения конструкций. В рамках данной работы, значения внутренних и внешних факторов, которые влияют на прочность и вероятность неразрушения изделия и имеют границы разброса своих величин, при помощи инструментов теории вероятностей, были характеризованы как случайные величины, значения которых определяются плотностью распределения, математическим ожиданием и дисперсией. В ходе работы была обнаружена высокая степень зависимости прочности изделия от разброса его геометрических характеристик и определены инструменты для определения совокупного разброса значений основных прочностных характеристик изделия с заданной вероятностью неразрушения. Практическая значимость итогов данной работы может быть достигнута в аэрокосмической отрасли, в частности, на этапе проектирования уникальных высокоответственных изделий.

Ключевые слова: коэффициент безопасности, запас прочности, теория вероятностей, обеспечение прочности, коэффициент вариации, нагрузка, сопротивление.

To the question of establishing safety coefficient and assurance coefficient at a given probability of non-destruction of load-bearing structures

Yu. P. Pokhabov^{1*}, D. O. Shendalev², A. Y. Kolobov³,
V. N. Nagovitsyn², E. A. Ivanov²

¹JSC “NPO PM SDB”

55a, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

²JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

³Lavochkin Research and Production Association

24, Leningradskaya St., Khimki, Moscow oblast, 141400, Russian Federation

*E-mail: pokhabov_yury@mail.ru

Ensuring high reliability of unique high-critical products at the design stage is an actual task that the aerospace industry faces. For high reliability indicators, at the design stage, it is necessary to ensure the basic property of the product – its strength, with a high probability of non-destruction. It is provided by introducing the corresponding coefficients – «safety coefficient» and «margin of safety» into the strength calculations. The necessity in these coefficients is based on the spread of values of external loading factors: magnitude of forces, combination of forces, kind of actions, place of connection, etc. In this case, the safety coefficient is related to external factors. The margin of safety refers to internal factors: the spread of the mechanical characteristics of the product material, the spread of the geometric dimensions of the product, etc. To determine, with a given probability, the safety coefficient and margin of safety, it is necessary to know their dependence on the combination of spread of external and internal factors. The purpose of this work is to determine the mathematical connection between the internal factors of the spread and the safety coefficient, external factors of the spread and the margin of safety, the combination of these factors and the probability of non-destruction of structures. In this work the values of internal and external factors, which affect the strength and probability of non-destruction of the product and have the boundaries of the spread of their values, using the tools of probability theories, were characterized as random variables, the values of which are determined by the distribution density, expected value and variance. In this work there was found a high dependence of the product strength on the spread of its geometric characteristics and tools were defined to determine the total spread of the values of the main strength characteristics of the product with a given probability of non-destruction. The practical significance of the results of this work can be achieved in the aerospace industry, in particular, at the design stage of unique high-critical products.

Keywords: safety coefficient, assurance coefficient, theory of probability, strength assurance, coefficient of variation, load, resistance.

Введение. Коэффициент безопасности, согласно ГОСТ Р 56514–2015, учитывает неточность теоретического и экспериментального определения нагрузок и несущей способности, а также случайный разброс этих нагрузок, а запас прочности – избыток природной прочности материала по сравнению с необходимой для его работы в данных условиях [1]. Таким образом, говоря о коэффициентах безопасности, имеют в виду внешние нагрузки, а запасы прочности принято главным образом использовать для выбора механических характеристик конструкционных материалов.

В детерминированной постановке задач прочности коэффициент безопасности f используют для определения расчетной нагрузки N^p

$$N^p = f \cdot N,$$

где N – эксплуатационная (действующая) нагрузка.

Под N понимают значение нагрузки и режим нагружения (зависимость нагрузок от времени), реализуемые в рассматриваемом случае нагружения в процессе эксплуатации.

Запас прочности элемента конструкции определяют по формуле

$$\eta = \frac{N_{\text{пред}}}{N^P}, \quad \text{или} \quad \eta = \frac{\sigma_{\text{пред}}}{\sigma^P},$$

где $N_{\text{пред}}$ – величина предельной нагрузки; $\sigma_{\text{пред}}$ – предельное напряжение; σ^P – эквивалентное расчетное напряжение.

Если рассматривать прочность в категории внутренних усилий конструкции, то для простейших сочетаний типов конструктивных элементов и нагрузок, несущая способность R , в виде неразрушающих внутренних нагрузок, равна

$$R = \frac{\sigma(N)}{\lambda} \geq N_{\text{пред}} = \eta \cdot f \cdot N, \quad (1)$$

где $\sigma(N)$ – максимально допустимые локальные напряжения, возникшие от нагрузки N , Па; λ – коэффициент, зависящий от размеров поперечного сечения конструктивных элементов.

Значение $\sigma(N)$ зависит от действующих нагрузок, например, при сложном напряжённом состоянии (одновременно ненулевые нормальные и касательные напряжения) используют один из четырёх критериев предельного напряжённо-деформированного состояния (механической теории прочности) [2]. В свою очередь λ зависит от размеров поперечного сечения конструктивных элементов [3]. Например, для растягиваемого стержня

$$\lambda = \frac{1}{F},$$

для изгибаемого стержня

$$\lambda = \frac{\alpha \cdot l}{W_Z},$$

для скручиваемого стержня

$$\lambda = \frac{1}{W_K},$$

где F – площадь поперечного сечения; α – коэффициент, зависящий от условий закрепления балки и нагрузки; l – длина стержня; W_Z – момент сопротивления сечения стержня при изгибе; W_K – момент сопротивления сечения стержня при кручении.

При нормальном распределении R и N (знак функциональной зависимости от времени здесь и далее опущен), без учета корреляционной зависимости, вероятность неразрушения элементов конструкции, т. е. вероятность того, что несущая способность R будет больше действующей нагрузки N , определяется как

$$P = \text{Вер} \{R > N\} = \Phi(z) = \Phi \left(\frac{m_R - m_N}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_N^2}} \right), \quad (2)$$

где $\Phi(z)$ – функция нормального распределения (функция Лапласа); m_R , m_N – математические ожидания R и N ; σ_R , σ_N – среднеквадратические отклонения R и N .

При нормальных законах распределения случайных величин нагрузки и сопротивления модель отказов по схеме «нагрузка – сопротивление» имеет следующий вид (рис. 1).

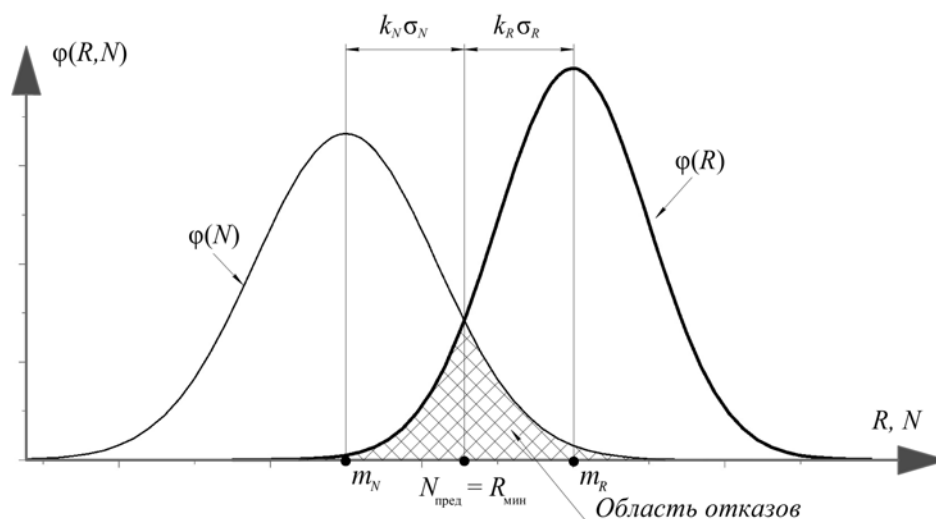


Рис. 1. Модель отказов по схеме «нагрузка – сопротивление» при нормальном законе случайных величин

Fig. 1. Model of failure on the scheme “load – resistance” by the law of normal distribution random variable

Как следует из рис. 1, максимальная вероятность неразрушения элементов конструкции достигается разделением средних значений m_R до m_N , а также снижением σ_R и/или σ_N . При этом минимальная несущая способность и предельная нагрузка всегда лежат в диапазоне от m_R до m_N и при условии $z > 0$ определяются выражениями

$$R_{\min} = m_R - k_R \cdot \sigma_R, \quad (3)$$

$$N_{\text{пред}} = m_N + k_N \cdot \sigma_N, \quad (4)$$

где k_R, k_N – числовые коэффициенты, характеризующие вероятность отклонения случайной величины от математического ожидания, которые для высоконадежных систем устанавливаются от 3 до 6 (исходя из правил трех сигм или шести сигм) [4].

Случай, когда

$$R_{\min} = N_{\text{пред}}, \quad (5)$$

при любом способе повышения надежности определяет минимальную область отказов (см. рис. 1).

С учетом выражений (1)–(5) получаем

$$n = \frac{R_{\min}}{N_{\text{пред}}}, \quad (6)$$

где n – обобщенный коэффициент безотказности и запаса прочности, одновременно учитывающий действующие нагрузки и характеристики конструкционного материала, который равен

$$n = \eta \cdot f.$$

Математические ожидания в выражении (2), при условии выражения (5) (в точке пересечения кривых плотностей распределения согласно рис. 1) с учетом (1), (3)–(6) можно определить зависимостями

$$m_R = \frac{R_{\min}}{1 - k_R \cdot v_R} = \frac{n \cdot N_{\text{пред}}}{1 - k_R \cdot v_R}, \quad (7)$$

$$m_N = \frac{N_{\text{пред}}}{1 + k_N \cdot v_N}, \quad (8)$$

где v_R, v_N – коэффициенты вариации несущей способности (прочности) и нагрузок.

Значения v_R, v_N определяются по формулам

$$v_R = \frac{\sigma_R}{m_R},$$

$$v_N = \frac{\sigma_N}{m_N}.$$

Среднеквадратические отклонения в выражении (2) с учетом (7)–(8) можно представить как

$$\sigma_R = v_R \cdot m_R = \frac{n \cdot v_R \cdot N_{\text{пред}}}{1 - k_R \cdot v_R}, \quad (9)$$

$$v_N = v_N \cdot m_N = \frac{v_N \cdot N_{\text{пред}}}{1 + k_N \cdot v_N}. \quad (10)$$

С учетом (7)–(10) выражение (2) для наиболее нагруженного элемента конструкции принимает вид

$$P = \Phi \left(\frac{\frac{n}{1 - k_R \cdot v_R} - \frac{1}{1 + k_N \cdot v_N}}{\sqrt{\left(\frac{n \cdot v_R}{1 - k_R \cdot v_R} \right)^2 + \left(\frac{v_N}{1 + k_N \cdot v_N} \right)^2}} \right). \quad (11)$$

С учетом правила трех сигм формулу (11) можно записать в виде [5; 6]

$$P = \Phi \left(\frac{\frac{n}{1 - 3 \cdot v_R} - \frac{1}{1 + 3 \cdot v_N}}{\sqrt{\left(\frac{n \cdot v_R}{1 - 3 \cdot v_R} \right)^2 + \left(\frac{v_N}{1 + 3 \cdot v_N} \right)^2}} \right). \quad (12)$$

Допустим, что $v_R = v_N = 10\%$ [5]. Тогда при обобщенном запасе прочности $n = 1,5$ (например, при $f = 1,5$ и $\eta = 1,0$) значение нормированной случайной величины составляет $z = 6,03$, что соответствует вероятности неразрушения конструкции более 0,999999999 [7].

Использование формул (11)–(12) дает возможность с помощью коэффициентов безопасности и запасов прочности управлять прочностной надежностью конструкции на этапе проектирования.

Коэффициенты безопасности f , как правило, отражают отраслевую специфику подходов и методов обработки статистической информации о нагрузках, отраженных в частных нормах прочности с учетом полноты и точности информации о величинах и повторяемости эксплуатационных нагрузок, а также объема экспериментальной обработки, точности воспроизведения режимов нагружения при испытаниях. В частности, для силовых конструкций автоматических космических аппаратов могут быть использованы рекомендуемые коэффициенты безопасности по ГОСТ Р 56514–2015, которые, как правило, принимают равными от 1,3 до 1,5, но в отдельных случаях, могут достигать значений 2,0–2,6.

Запасы прочности η принято назначать исходя из значений коэффициентов вариации для сталей $\nu_R = 5-9\%$ и для алюминиевых сплавов $\nu_R = 4-6\%$ [8; 9], что соответствует приемлемости вычислений по формуле (12). Однако такой подход учитывает только природную прочность материала, без учета вариации геометрических характеристик конструкции, влияющих на величину сопротивления конструкции внешним нагрузкам [2]. В то же время известно, что значения коэффициентов запаса прочности неразрывно связаны с закладываемыми в расчеты допущениями и потому требуют точной формулировки используемых методов расчета, требований к точности исходных данных и т. п. [10].

Пример. Рассмотрим влияние разбросов геометрических размеров поперечного сечения конструктивного элемента на запас прочности на примере антенны, консольно закрепленной на борту КА, показанной на рис. 2, на которую действуют поперечные перегрузки n_x активного участка полета. Тело антенны выполнено из изотропного материала с пределом прочности $[\sigma] = 140 \cdot 10^6$ Па. Антенна имеет постоянное сечение в виде круглой трубы $D = (65,5 \pm 0,3) \cdot 10^{-3}$ м и $d = (64,1 \pm 0,4) \cdot 10^{-3}$ м. Масса антенны m равномерно распределена по длине L .

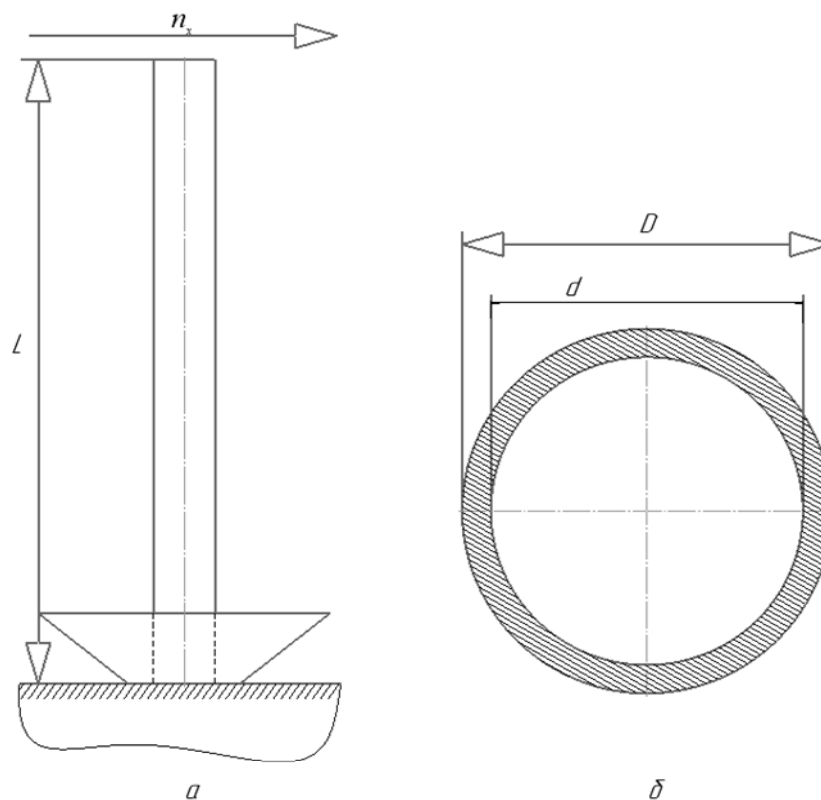


Рис. 2. Схема закрепления (а) и сечение антенны (б)

Fig. 2. Schematics attachment (a) and cross-section of antenna (b)

Внешняя распределенная нагрузка на антенну q_N равна

$$q_N = f \cdot n_x \cdot \frac{m \cdot g}{L}, \quad (13)$$

где g – ускорение свободного падения.

Изгибающие моменты в антенне равны

$$M_N = \frac{q_N \cdot L^2}{2}, \quad (14)$$

Из формул (13)–(14) видно, что изгибающие моменты, действующие на антенну, определяются некими внешними факторами условий эксплуатации, которые выражены через n_x и в некоторой степени характеризуются свойствами реальной конструкции (в рассматриваемом случае – это масса m и длина консоли L), которые определяют (влияют на) величину внешних нагрузок. Случайный разброс параметров внешних нагрузок, связанный с расхождениями их теоретического и экспериментального определения, учитывается коэффициентом безопасности f . Накопленный в ракетно-космической отрасли опыт [11; 12] позволяет предположить, что при существующих комбинациях условий эксплуатации и принятых конструктивно-силовых схем КА, максимальные значения коэффициентов вариации нагрузки не превысят $v_N = 0,1$ [5], и, соответственно, к выбору значений коэффициентов безопасности могут быть приемлемы рекомендации ГОСТ Р 56514–2015.

Теперь рассмотрим внутренние изгибающие моменты M_R в сечениях штаги, которые сопротивляются действию внешней нагрузки M_N (14):

$$M_R = \frac{\pi \cdot \sigma \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D},$$

где σ – нормальное действующее напряжение.

При условии сохранения прочности с учетом (1) имеем

$$M_R \geq \frac{\pi \cdot [\sigma] \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D}.$$

С учетом нормального закона распределения случайной величины (2) суммарное среднеквадратические значения сопротивления внешним нагрузкам σ_R определяются как [13]

$$\sigma_R = \sqrt{\left(\frac{\partial M_R}{\partial D}\right)^2 \cdot (v_D \cdot D)^2 + \left(\frac{\partial M_R}{\partial d}\right)^2 \cdot (v_d \cdot d)^2 + \left(\frac{\partial M_R}{\partial [\sigma]}\right)^2 \cdot (v_{[\sigma]} \cdot [\sigma])^2}, \quad (15)$$

где v_D – коэффициент вариаций внешнего диаметра; v_d – коэффициент вариаций внутреннего диаметра; $v_{[\sigma]}$ – коэффициент вариаций допустимого напряжения материала. Или, для наглядности, в виде

$$\sigma_R = \sqrt{\sigma_{R(1)}^2 + \sigma_{R(2)}^2 + \sigma_{R(3)}^2}. \quad (16)$$

Исходя из (15), (16) коэффициент вариаций несущей способности v_R является функцией, зависимой от v_D , v_d , $v_{[\sigma]}$. Зададим для упрощения коэффициент вариации материала, исходя из общепринятой практики расчетов, $v_{[\sigma]} = 10\%$ [5]. Тогда коэффициент вариаций v_D для внешнего диаметра D можно вычислить по формуле

$$v_D = \frac{\sigma_D}{m_D},$$

где m_D – математическое ожидание размера D (в нашем случае $m_D = 0,0655$ м); σ_D – среднеквадратическое отклонение D .

Значение σ_D можно определить по формуле

$$\sigma_D = \sqrt{\frac{1}{j-1} \cdot \sum_{i=1}^j (m_D - x_i)^2},$$

где x_i – все значения параметров измерений в заданном диапазоне; j – количество измерений.

В связи с тем, что существуют жесткие ограничения по предельным размерам, то можно принять $j = \infty$. Таким образом, формула для вычисления итогового значения коэффициент вариаций v_D будет иметь вид

$$v_D = \lim_{j \rightarrow \infty} \left(\frac{\sqrt{\frac{1}{j-1} \cdot \sum_{i=1}^j (m_D - x_i)^2}}{m_L} \right). \quad (17)$$

С учетом (17) для размеров D и d были получены следующие значения: $v_D = 0,26 \%$ и $v_d = 0,36 \%$.

Таким образом, с учетом (15), (16) получаем:

$$\begin{aligned} \sigma_{R(1)} &= \left(\frac{\pi \cdot [\sigma] \cdot D^2}{8} - \frac{1}{32} \cdot \frac{\pi \cdot [\sigma] \cdot (D^4 - d^4)}{D^2} \right) \cdot (v_D \cdot D), \\ \sigma_{R(2)} &= \left(\frac{[\sigma] \cdot \pi \cdot d^4 \cdot v_d}{8 \cdot D} \right), \\ \sigma_{R(3)} &= \left(\frac{\pi \cdot [\sigma] \cdot v_{[\sigma]} \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D} \right). \end{aligned}$$

Для иллюстрации вклада каждого слагаемого на среднеквадратичное отклонение σ_R посчитаем последовательно

$$\begin{aligned} \sigma_{R(1)} &= \left(\frac{\pi \cdot 140 \cdot 10^6 \cdot 0,0655^2}{8} - \frac{1}{32} \cdot \frac{\pi \cdot 140 \cdot 10^6 \cdot (0,0655^4 - 0,0641^4)}{0,0655^2} \right) \times \\ &\quad \times (0,0026 \cdot 0,0655) = 39,34 \text{ Н}\cdot\text{м}, \\ \sigma_{R(2)} &= \left(\frac{(140 \cdot 10^6) \cdot \pi \cdot 0,0641^4 \cdot 0,0036}{8 \cdot 0,0655} \right) = 51,01 \text{ Н}\cdot\text{м}, \\ \sigma_{R(3)} &= \left(\frac{\pi \cdot (140 \cdot 10^6) \cdot 0,1 \cdot (0,0655^4 - 0,0641^4)}{32 \cdot 0,0655} \right) = 31,98 \text{ Н}\cdot\text{м}. \end{aligned}$$

Таким образом,

$$\sigma_R = \sqrt{\sigma_{R(1)}^2 + \sigma_{R(2)}^2 + \sigma_{R(3)}^2} = 71,92 \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Представленные расчеты показывают, что влияние прочности материала оказывает гораздо меньшее воздействие, чем разброс геометрических характеристик, а суммарный коэффициент вариаций несущей способности будет равен

$$v_R = \frac{\sigma_R}{m_R} = \frac{\sigma_R}{\frac{\pi \cdot [\sigma] \cdot (D^4 - d^4)}{32 \cdot D}} = \frac{71,92}{\frac{\pi \cdot 140 \cdot 10^6 \cdot (0,0655^4 - 0,0641^4)}{32 \cdot 0,0655}} = \frac{71,92}{319,78} = 0,225.$$

Таким образом, учет вариаций геометрических размеров сечения способен увеличить разброс несущей способности конструкции до 2,25 раз. Это приводит к тому, что при $\upsilon_N = 10\%$ и $\upsilon_R = 22,5\%$ не существует приемлемых комбинаций коэффициентов безопасности и запасов прочности, которые бы обеспечили неразрушение критичных элементов с вероятностью $P = 0,999999999$. Согласно формуле (12), в данном случае при обобщенном запасе прочности $n = 1,5$ может быть достигнута вероятность неразрушения $P = \Phi(3,69) = 0,99989$. Для повышения надежности в данном случае необходимо исключить разброс размеров геометрических сечений, что возможно при расчетах на прочность в запас с учетом минимаксного подхода [14; 15], когда расчет момента сопротивления сечения производится при минимально возможном внешнем диаметре D и максимально возможном внутреннем диаметре d антенны.

Заключение

1. Назначение коэффициентов безопасности и запасов прочности при расчетах на прочность элементов конструкций следует производить, исходя из требуемых показателей надежности изделий.
2. Существует возможность определить математическую зависимость между коэффициентами безопасности, запасами прочности и вероятностью неразрушения элементов конструкции.
3. Коэффициент безопасности определяет величину внешних нагрузок, а запас прочности – внутренних усилий (напряжений).
4. При назначении коэффициентов безопасности и запасов прочности следует учитывать не только вариации нагрузки и физических свойств материалов, но и вариации размеров геометрических сечений, в первую очередь, при расчетах внутренних усилий (напряжений).
5. При использовании тонкостенных конструкций с нерегламентированными полями допусков на размеры сечений расчеты на прочность следует производить, исходя из минимально возможного момента сопротивления сечения, с учетом вариации определяющих его размеров.

Библиографические ссылки

1. Словарь основных терминов, необходимых при проектировании, строительстве и эксплуатации автомобильных дорог / под ред. проф. Иванова Н. Н. ; Моск. автомоб.-дор. ин-т. М. : Высш. школа, 1967. 99 с.
2. Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. Киев : Наук. думка, 1988. 736 с.
3. Арасланов А. М. Расчёт элементов конструкций заданной надёжности при случайных воздействиях. М. : Машиностроение, 1987. 128 с.
4. Dhillon B. S., Singh C. Engineering reliability. NJ.: John Wiley & Sons, 1981. 339 p.
5. Алёшин В. Ф., Колобов А. Ю., Петров Ю. А. Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надёжности космических аппаратов длительного функционирования // Наука и Образование. 2015. № 6. С. 31–41.
6. Особенности транспортировки капсулы с грунтом с помощью надувной оболочки в грунтозаборном устройстве КА «Фобос-Грунт» / Петров Ю. А., Колобов А. Ю., Кононенко А. С. и др. // Наука и Образование. 2016. № 5. С. 14–28.
7. Шор Я. Б., Кузьмин Ф. И. Таблицы для анализа и контроля надёжности. М. : Сов. радио, 1968. 268 с.
8. Бирюков Г. П., Кукушкин Ю. Ф., Торпачёв А. В. Основы обеспечения надёжности и безопасности стартовых комплексов. М. : Изд-во МАИ, 2002. 264 с.

9. Волков Л. И., Шишкевич А. М. Надежность летательных аппаратов. М. : Высш. школа, 1975. 296 с.
10. Чернявский А. О., Шадчин А. В. Оценка достоверности расчета малой вероятности разрушения для единичных конструкций // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2010. № 4. С. 118–123.
11. Корчагин Е. Н., Колобов А. Ю., Мурин А. В. Обеспечение надежности // Многофункциональная космическая платформа Навигатор. Химки, НПО Л, 2017. С 43–53.
12. Колобов А. Ю., Дикун Е. В. Интервальные оценки безотказности единичных космических аппаратов // Надежность. 2017. Т. 17. № 4. С. 23–26.
13. Солнечные батареи автоматических космических аппаратов / К. В. Безручко, В. Ф. Гайдуков, С. В. Губин и др. Харьков : ХАИ, 2001. 276 с.
14. Чеботарёв В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / СибГАУ. Красноярск, 2011. 488 с.
15. Похабов Ю. П. Что понимать под расчетом надежности уникальных высокоответственных систем применительно к механизмам одноразового срабатывания космических аппаратов // Надежность. 2018. Т. 18. № 4. С. 28–35.

References

1. Ivanov N. N. *Slovar' osnovnykh terminov, neobkhodimyykh pri proektirovanii, stroitel'stve i ekspluatatsii avtomobil'nykh dorog* [Dictionary of basic terms necessary for the design, construction and operation of highways]. Moscow, Vyssh. shkola Publ., 1967, 99 p.
2. Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* [Handbook on strength of materials]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1988, 736 p.
3. Araslanov A. M. *Raschet elementov konstruktsiy zadannoy nadezhnosti pri sluchaynykh vozdeystviyakh* [Calculation of structural elements of a given reliability under random impacts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 128 p.
4. Dhillon B. S., Singh C. Engineering reliability. NJ. : John Wiley & Sons, 1981. 339 p.
5. Aleshin V. F., Kolobov A. Yu., Petrov Yu. A. [Problematic issues of forecasting and confirming the reliability of long-term spacecraft]. *Nauka i Obrazovanie*. 2015, No. 6. P. 31–41. (In Russ.)
6. Petrov Yu. A., Kolobov A. Yu., Kononenko A. S. [Features of transportation of the capsule with soil using an inflatable shell in the soil intake device "Phobos-Grunt"]. *Nauka i Obrazovanie*. 2016, No. 5. P. 14–28. (In Russ.)
7. Ya. B. Shor, F. I. Kuz'min. *Tablitsy dlya analiza i kontrolya nadezhnosti* [Tables for reliability analysis and control]. Moscow, Sov. radio, Publ., 1968, 268 p.
8. Biryukov G. P., Kukushkin Yu. F., Torpachev A. V. *Osnovy obespecheniya nadezhnosti i bezopasnosti startovykh kompleksov* [Basics of ensuring the reliability and safety of launch complexes]. Moscow, MAI Publ., 2002, 264 p.
9. Volkov L. I., Shishkevich A. M. *Nadezhnost' letatel'nykh apparatov* [Reliability of aircraft]. Moscow, Vyssh. shkola Publ., 1975, 296 p.
10. Chernyavskiy A. O., Shadchin A. V. [Estimation of the reliability of calculating the low probability of failure for individual structures]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2010. No. 4. P. 118–123. (In Russ.)
11. Korchagin E. N., Kolobov A. Yu., Murin A. V. [Ensuring reliability]. *Mnogofunktsional'naya kosmicheskaya platforma Navigator*. 2017, P. 43–53. (In Russ.)
12. Kolobov A. Yu., Dikun E. V. [Interval estimates of the reliability of individual spacecraft], *Nadezhnost'*, 2017, Vol. 17, No. 4. P. 23–26. (In Russ.)

13. Bezruchko K. V., Gaydukov V. F., Gubin S. V. *Solnechnye batarei avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov* [Solar panels of automatic spacecraft]. Kharkov, KhAI Publ., 2001, 276 p.
14. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Basics of designing information support spacecraft]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p.
15. Pokhabov Yu. P. [What is meant by calculating the reliability of unique highly responsible systems in relation to the mechanisms of one-time operation of spacecraft]. *Nadezhnost'*, 2018, Vol. 18, No. 4. P. 28–35. (In Russ.)

© Похабов Ю. П., Шендалёв Д. О., Колобов А. Ю.,
Наговицин В. Н., Иванов Е. А., 2021

Похабов Юрий Павлович – кандидат технических наук, главный специалист; АО «НПО ПМ МКБ». E-mail: pokhabov_yury@mail.ru.

Шендалёв Денис Олегович – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shendalev_d@iss-reshetnev.ru.

Колобов Анатолий Юрьевич – кандидат технических наук, главный специалист; АО «НПО Лавочкина». E-mail: kolobov@laspace.ru.

Наговицин Василий Николаевич – кандидат технических наук, главный специалист; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nvn@iss-reshetnev.ru.

Иванов Ефим Анатольевич – аспирант СибГУ им. М. Ф. Решетнева, инженер второй категории; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: LLlAX-95@mail.ru.

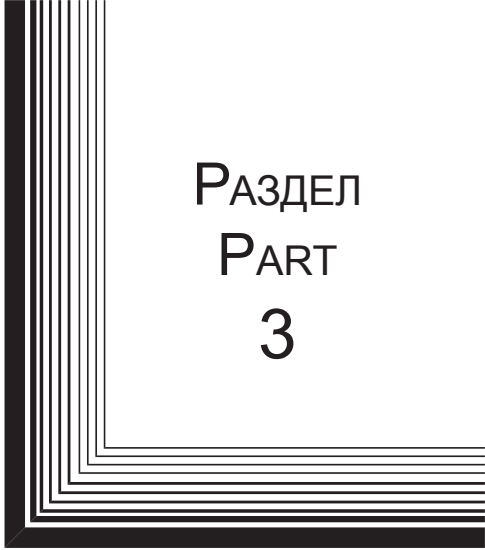
Pokhabov Yuriy Pavlovich – Cand. Sc., Ch. Specialist; JSC “NPO PM SDB”. E-mail: pokhabov_yury@mail.ru.

Shendalev Denis Olegovich – Cand. Sc., Deputy Head of Department; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: shendalev_d@iss-reshetnev.ru.

Kolobov Anatoliy Yur’evich – Cand. Sc., Ch. Specialist; Lavochkin Research and Production Association. E-mail: kolobov@laspace.ru.

Nagovitsin Vasilii Nikolaevich – Cand. Sc., Ch. Specialist; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: nvn@iss-reshetnev.ru.

Ivanov Efim Anatol’evich – graduate student of Reshetnev University, an engineer of the second category; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: LLlAX-95@mail.ru.



РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 539.21:537.86

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-178-193

Для цитирования: Аплеснин С. С., Зеленов Ф. В., Машков П. П. Влияние электрон-фононного взаимодействия на транспортные свойства в $Tm_xMn_{1-x}S$ // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 178–193. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-178-193.

For citation: Aplesnin S. S., Zelenov F. V., Mashkov P. P. Effect of electron-phonon interaction on transport properties in $Tm_xMn_{1-x}S$ // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 178–193. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-178-193.

Влияние электрон-фононного взаимодействия на транспортные свойства в $Tm_xMn_{1-x}S$

С. С. Аплеснин*, Ф. В. Зеленов, П. П. Машков

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

*E-mail: aplesnin@sibsau.ru

В твердых растворах $Tm_xMn_{1-x}S$ на основе измерений ИК спектров и коэффициента теплового расширения в интервале температур 80–500 К установлены температуры деформации образца и исчезновения интенсивности поглощения ИК спектров на некоторых частотах. Найдены аномалии в температурном поведении электросопротивления, установлен знак носителей тока и подвижность из коэффициента Холла. Определена корреляция температур температурного коэффициента электросопротивления и деформации решетки. Предложена модель решеточных поляронов. В приближении случайных фаз вычислен спектр электронных возбуждений и плотность электронных состояний при взаимодействии электронов с изгибаемыми и растягивающими модами октаэдра.

Ключевые слова: сульфиды марганца, ИК спектры, коэффициент теплового расширения, электросопротивление, поляроны, электронная плотность состояний.

Effect of electron-phonon interaction on transport properties in $Tm_xMn_{1-x}S$

S. S. Aplesnin*, F. V. Zelenov, P. P. Mashkov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochi Prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: aplesnin@sibsau.ru

In solid solutions $Tm_xMn_{1-x}S$, based on measurements of IR spectra and thermal expansion coefficient in the temperature range 80–500 K, the temperatures of sample deformation and disappearance of the absorption intensity of IR spectra at some frequencies are established. Anomalies in the temperature behavior of the electrical resistance are found, the sign of the current carriers and the mobility are determined from the Hall coefficient. The correlation between the temperatures of coefficient of electrical resistance and lattice deformation has been determined. A model of lattice polarons is proposed. The spectrum

of electronic excitations and the density of electronic states in the interaction of electrons with flexural and tensile modes of the octahedron are calculated in the random phase approximation.

Keywords: manganese sulfides, IR spectra, thermal expansion coefficient, electrical resistance, polarons, electron density of states.

Введение. Для создания элементной базы микроэлектроники, функционирующей в экстремальных условиях в широкой области температур, например, в малых космических аппаратах и наноспутниках, необходимо использовать новые принципы записи, считывания информации и ее обработки. Полупроводниковая электроника имеет ограничения работы как при низких, так и высоких температурах. Использование спиновых степеней свободы электрона расширяет диапазон температур и допускает возможность создавать наноразмерную элементную базу в микроэлектронике. Принцип записи информации основывается на изменении сопротивления в магнитном поле, так и диэлектрической проницаемости в магнитном поле.

Магнитосопротивление активно исследуется в неоднородных полупроводниках с фазовым расслоением [1; 2], сосуществованием кристаллографических фаз [3–7] и ферронов [8–9]. Кроме заряда и спина, необходимо учитывать орбитальные степени свободы электронов и влияние орбитальных угловых моментов электронов на кинетические свойства в полупроводниках [10–15] и формирование электронных фазовых переходов [16–19]. В магнитном поле энергия орбитального полярона зависит от фазы электрона [12]. В результате возможен магниторезистивный эффект в отсутствие статических деформаций решетки. Обменное взаимодействие локализованных и делокализованных электронов приводит к аномалиям в температурной зависимости электросопротивления и к образованию магнитосопротивления, которое наиболее сильно проявляется в соединениях с 4f редкоземельными элементами [20–23]. Спин-орбитальное взаимодействие на интерфейсе в полупроводниках приводит к значительному росту величины магнитосопротивления в парамагнитной области. Существует другой механизм магниторезистивных эффектов в области высоких температур до $T = 600$ К, если учесть орбитальную степень свободы электрона, то в результате ферромагнитного упорядочения орбиталей электронная структура перестраивается и в магнитном поле индуцируется квазищель на поверхности Ферми [24–25].

Магниторезистивные эффекты зависят от типа носителей тока, решеточных или спиновых поляронов, орбитронов. Для этого необходимо провести исследование структурных характеристик и фононных мод колебаний решетки. Электронное или дырочное допирование в сульфидах марганца приводит к вырождению 3d-орбиталей, которое может сниматься за счет Янн–Теллеровского взаимодействия, либо с образованием орбитального или зарядового упорядочения. Транспортные характеристики зависят от типа магнитной структуры, которая в свою очередь может существенно меняться от взаимодействия спиновой и электронной подсистемы с упругой решеткой [26–35].

Зарядовое упорядочение наблюдается в оксидах переходных металлов и привлекает интерес в связи с эффектом гигантского магнитосопротивления в манганитах в $AMnO_3$ ($A = Y; Pr; Nd:::$) [36]. Зарядовая диспропорция является общим свойством для семейства перовскитов $AMEO_3$ ($A = Pr; Nd::;$; $Me = Mn; Co; Ni$) и тесно связана с резким ростом проводимости ниже некоторой критической температуры. В манганитах при нагревании сначала исчезает орбитальное упорядочение и при более высокой температуре исчезает кооперативное упорядочение Ян – Теллеровских искажений октаэдра [37]. В соединениях $AMnO_3$ ($A = La; Pr; Nd:::$) образуется щель в спектре одночастичных электронных возбуждений, и сопротивление описывается поляронным типом проводимости между этими температурами [37]. Энергия активации находится

в интервале $0,3\text{eV} < E_a < 1,2\text{eV}$, и проводимость имеет полупроводниковый тип. Спектральный вес оптической проводимости смещается к низким энергиям при нагревании [38], и в решетке сохраняются локальные искажения октаэдра без изменения угла наклона октаэдра в кластере. Рост сопротивления в манганитах ниже температуры Яна–Теллера объясняется диспропорцией ионов марганца [37].

Замещение ионов марганца в сульфиде марганца ионами переменной валентности приведет к вырождению электронных состояний, которое может сниматься в результате Янн–Теллеровского взаимодействия. Что является причиной сильного электрон-фононного взаимодействия и повлияет на резистивные характеристики материала.

Целью работы является установить деформации образца и связать их с аномалиями транспортных свойств, которые можно объяснить в модели взаимодействия носителей тока с модами колебаний октаэдра.

Структура и ИК спектры. Твердые растворы $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ получены методом плавления и кристаллизации из расплава поликристаллического сульфида марганца и поликристаллического моносulfида тулия [39–40]. Рентгеноструктурный анализ сульфидов $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ ($0,0 \leq X \leq 0,15$) проводился на установке DRON-3 в $\text{CuK}\alpha$ -излучении при температуре 300 К после их получения и измерений транспортных свойств. Рентгенограммы соответствуют ГЦК решетке типа NaCl (рис. 1). Рост фона рентгенограммы связан с некогерентным рассеянием на локальных деформациях решетки. С увеличением степени катионного замещения (X) параметр элементарной ячейки a линейно возрастает от $a = 0,55$ до $0,64$ нм.

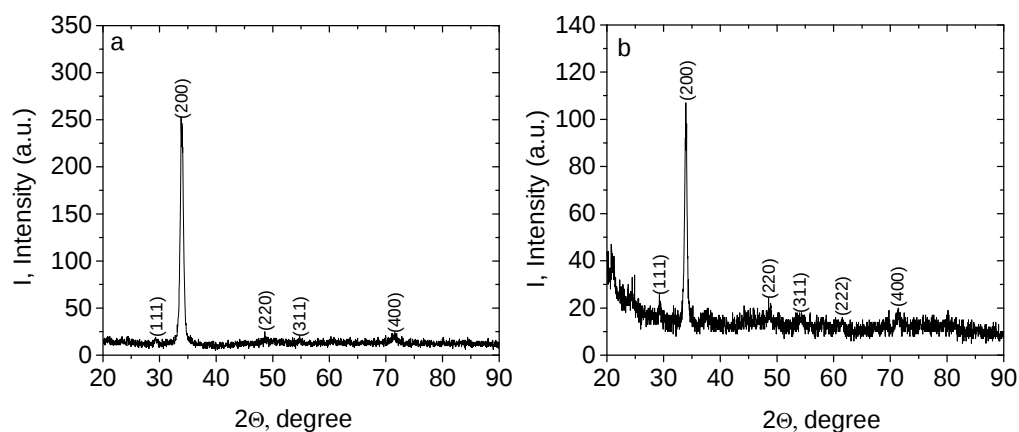


Рис. 1. Рентгеновская дифрактограмма образцов $\text{Tm}_{0,1}\text{Mn}_{0,9}\text{S}$ (a) и $\text{Tm}_{0,15}\text{Mn}_{0,85}\text{S}$ (b) при комнатной температуре

Fig. 1. X-ray diffraction pattern of the $\text{Tm}_{0,1}\text{Mn}_{0,9}\text{S}$ (a) and $\text{Tm}_{0,15}\text{Mn}_{0,85}\text{S}$ (b) samples at room temperature

Влияние замещения ионов тулия, имеющих больший ионный радиус по сравнению с ионами марганца, на структурные характеристики, в частности изменение объема, по температуре определим из коэффициента теплового расширения, температурные зависимости которого представлены на рис. 2. Относительное изменение объема образца от температуры измерено на dilatометре DIL-402C. Для всех составов наблюдаются минимумы в интервале 260–270 К и при высоких температурах 485–495 К величина минимумов растет с ростом концентрации. При этих температурах рост объема образца замедляется. Уменьшение объема образца, по сравнению с асимптотическим продолжением $\Delta V/V(T)$, связано с депиннингом решеточных поляронов выше температуры Дебая $T_D = 250$ К. Небольшие минимумы в $\alpha(T)$ в интервале 355–370 К вызваны

также деформацией решетки. Деформация решетки при $T = 490$ К вызвана электронной сжимаемостью образца в результате локализации электронов.

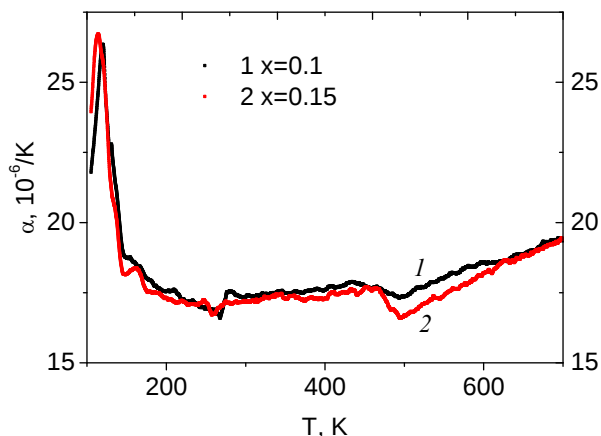


Рис. 2. Температурная зависимость коэффициента термического расширения $\alpha(T)$ для образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,1$ (1), $0,15$ (2)

Fig. 2. The temperature dependence of coefficient of thermal expansion $\alpha(T)$ for the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x = 0,1$ (1), $0,15$ (2)

Модель решеточных поляронов подтверждается ИК спектрами, снятыми в интервале частот 450 cm^{-1} – 7500 cm^{-1} и температур 80 – 500 К на Фурье спектрометре ФСМ2202. В этом интервале частот найдено две частоты, интенсивность которых исчезает при нагревании (рис. 3). Для трех составов спектральная линия поглощения в окрестности частоты $\omega_1 = 3116\text{ cm}^{-1}$ (рис. 4) исчезает в интервале температур 240 – 270 К. Решеточный полярон ниже температуры Дебая $T_D = 255$ К для сульфида марганца пиннингуется на анионных вакансиях. ИК мода на частоте $\omega_1 = 3116\text{ cm}^{-1}$ соответствует энергии перехода электрона из локализованного полярона на вакансию.

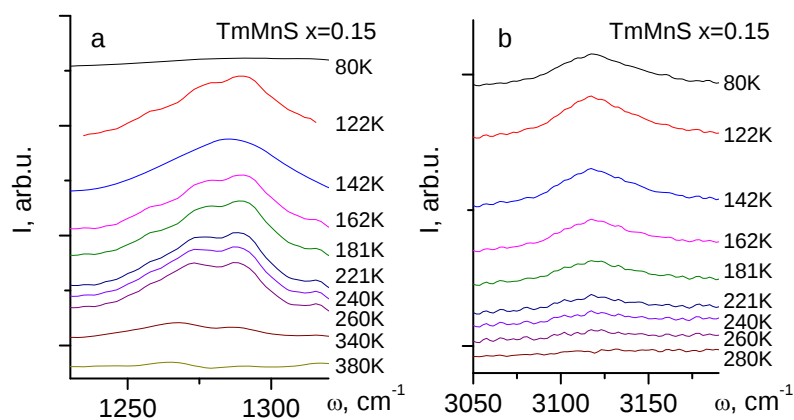


Рис. 3. ИК спектры для образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,15$ (a, b)

Fig. 3. IR spectra for the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x = 0.15$ (a, b)

Тепловые колебания ионов, т. е. взаимодействие с акустическими фононами, приводят к депиннингу поляронов, и интенсивность убывает пропорционально плотности акустических фононов $I_{ab} \sim 1-AT$. Эта функция качественно описывает экспериментальные результаты с критической температурой отрыва поляронов от дефектов решетки. Интенсивность поглощения на частоте 1240 – 1320 cm^{-1} связана с пиннингованием оптических поляронов на интерфейсе Mn-Tm.

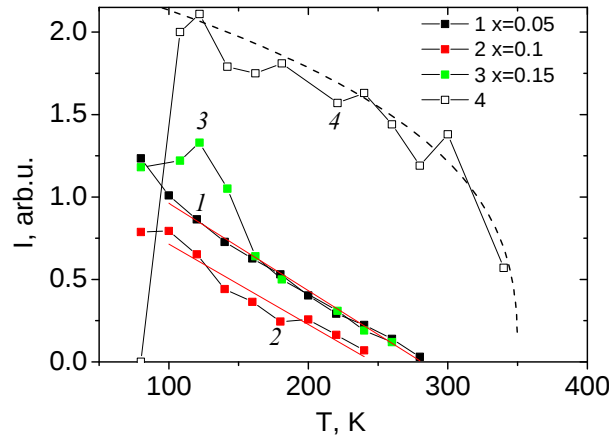


Рис. 4. Температурная зависимость интенсивности ИК спектров для образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,05$ (1), $0,1$ (2), $0,15$ $\omega = 3110\text{ cm}^{-1}$ (3), $0,15$ $\omega = 1290\text{ cm}^{-1}$ (4). Степенная функция $I = A(1-T/T_c)^{0,35}$ (пунктирная линия)

Fig. 4. The temperature dependence of the IR spectra intensity for the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x = 0.05$ (1), 0.1 (2), 0.15 $\omega = 3110\text{ cm}^{-1}$ (3), 0.15 $\omega = 1290\text{ cm}^{-1}$ (4). The power function $I = A(1-T/T_c)^{0,35}$ (dotted line)

Деформация октаэдров на границе кластеров Mn-Tm описывается степенной зависимостью $I = A(1 - T/T_c)^{0,35}$ с температурой $T_c = 350\text{ K}$. При приближении к температуре $T = 500\text{ K}$ найдено увеличение интенсивности поглощения на границе интервала частот 450 cm^{-1} .

В окрестности температур решеточных деформаций и пиннингования решеточных поляронов температурный коэффициент электросопротивления $1/R\ dR/dT$ имеет аномалии. На рис. 5 изображены температурные зависимости сопротивления в интервале $100\text{--}600\text{ K}$.

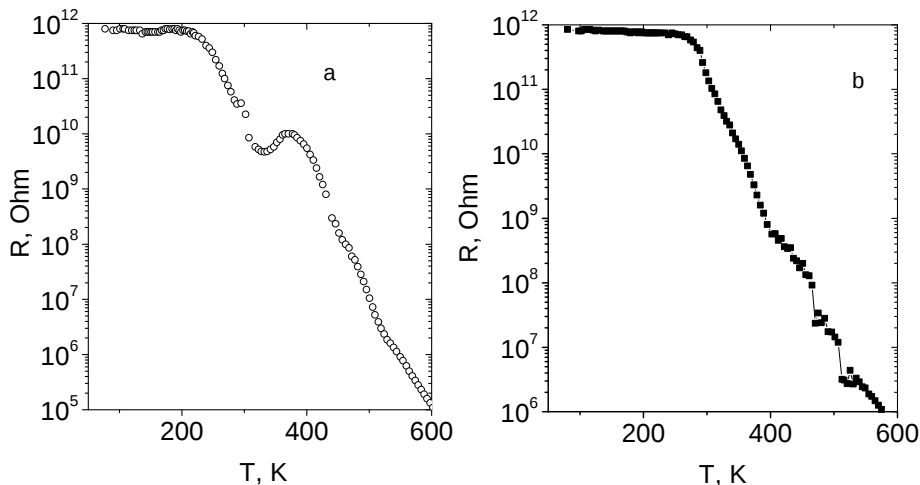


Рис. 5. Зависимость сопротивления от температуры образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,1$ (a), $0,15$ (b)

Fig. 5. Resistance of the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x = 0,1$ (a), $0,15$ (b) versus temperature

Для всех трех составов характерно увеличение энергии активации примерно в два раза в интервале температур $340\text{--}370\text{ K}$ от $\Delta E = 0,3 - 0,4\text{ eV}$ до $\Delta E = 0,6 - 0,8\text{ eV}$. В этом интервале температур меняется знак коэффициента Холла (рис. 6) и соответственно тип носителей тока с отрицательного на положительный при нагревании. Смена знака носителей тока также наблюдается ниже температуры перехода в магнитоупорядоченное состояние. Рост энергии активации связан со сдвигом химпотенциала от донорного уровня к акцепторному. Несовпадение

наков термоЭДС и холловского сопротивления вызвано увлечением электронов акустическими фононами, что обуславливает положительный знак термоэдс ниже $T = 350$ К. Аналогичное явление наблюдалось в оксидах [41].

Температура максимума подвижности носителей тока соответствует минимуму электросопротивления. Модель, качественно объясняющая аномалии в электросопротивлении и деформации, рассматривается ниже.

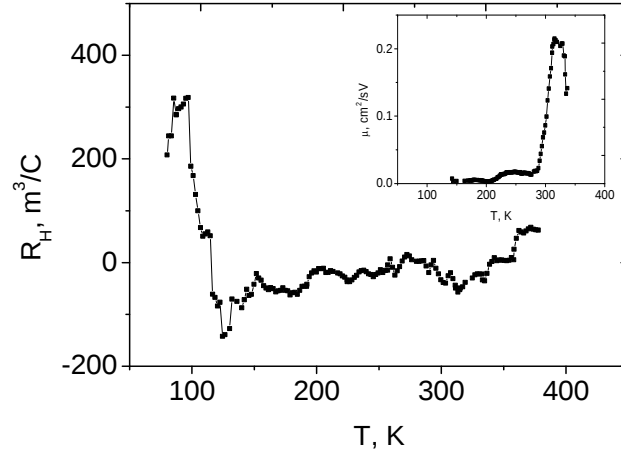


Рис. 6. Температурная зависимость коэффициента Холла, измеренного в магнитном поле $H = 8$ кОе перпендикулярно току, образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,1$. Вставка: температурная зависимость подвижности электронов (носителей заряда) в магнитном поле $H = 8$ кОе для образцов $Tm_xMn_{1-x}S$ при $x = 0,1$ в температурном диапазоне 80–400 К

Fig. 6. The temperature dependence of the Hall coefficient measured in the magnetic field $H=8$ kOe perpendicular to the current for the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x=0.1$. Insert: temperature dependence of the mobility of electrons (charge carriers) in the magnetic field $H=8$ kOe for the $Tm_xMn_{1-x}S$ samples with $x = 0,1$ in the temperature range 80–400 K

Модель. Рассмотрим перенос заряда за счет одноэлектронного перескока по узлам анионной решетке в предположении, что уровень Ферми лежит между связывающими и антисвязывающими орбиталями. Вклад в термоэдс дают как одночастичные электронные возбуждения, так и двухчастичные электрон+дырка, имитирующие перемещение ковалентной связи, которую можно описать двухэлектронными возбуждениями по кристаллической решетке и символически представить в виде $M^{+3-\delta} - S^{-2+\delta} \rightarrow M^{+3} \rightarrow M^{+3-\delta} - S^{-2+\delta} - M^{+3-\delta}$. Эффективный гамильтониан переноса заряда имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 H &= H_0 + H_1 + H_2, \\
 H_0 &= \sum_i (\varepsilon_d - \mu) c_i^+ c_i + \sum_{\alpha,i} (\mu - \varepsilon_0) a_{\alpha,i}^+ a_{\alpha,i} - \sum_{i,j} t_{1,ij} (a_{1,i}^+ a_{2,j} + a_{1,i} a_{2,j}^+) - \\
 &- \sum_{i,k,\alpha,\beta} t_{2,ik} (c_i^+ a_{\alpha,i} a_{\beta,k}^+ c_k + c_i a_{\alpha,i}^+ a_{\beta,k} c_k^+) + \sum_{i,\alpha,\beta} \Delta_i (a_{1,i}^+ a_{1,i} - a_{2,i}^+ a_{2,i}) + \sum_{\alpha,i,j} U n_{\alpha 1,i} n_{\alpha 2,j}, \\
 H_1 &= \sum_{i,k,q} \left\{ g_{1,iq} (a_{1,i} c_i^+ + a_{1,i}^+ c_i) (b_{-q}^+ + b_q) + g_{2,kq} (a_{2,k} c_k^+ + a_{2,k}^+ c_k) (p_{-q}^+ + p_q) \right\}, \\
 H_2 &= \sum_q (\omega_{1q} b_q^+ b_q + \omega_{2q} p_q^+ p_q).
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь $\varepsilon_{d,0}$ – электронный уровень в атомах $3d$ металла и ионов серы; t_1 – интеграл перескока электрона по орбиталям p_x, p_y , третий член описывает перемещение ковалентной связи $V_{p\beta,3\alpha^2}, (\alpha, \beta = x, y, z)$ в простой кубической решетке и суммирование проводится по связям $Me - S, c^+, a$ – операторы рождения и уничтожения электронов соответственно на ионах металла и серы, Δ – параметр кристаллического расщепления орбитального триплета на ионе серы, g_1 и g_2 – параметры взаимодействия электронной плотности на связи $Me - S$ с изгибными ω_1 и растягивающими ω_2 модами октаэдра. Составим систему уравнений для электронов и дырок с учетом сохранения операторов второго порядка. Соответствующие уравнения, полученные в приближении случайных фаз, имеют вид

$$\begin{aligned}
 i \frac{d}{dt} a_{1,i} &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a2}) a_{1,i} - \sum_h t_{1i,i+h} a_{2,i+h} + \sum_{i,q} g_{1,iq} c_i (b_q^+ + b_{-q}), \\
 i \frac{d}{dt} a_{2,i} &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a1}) a_{2,i} + \sum_h t_{1i,i+h} a_{1,i+h} + \sum_{i,q} g_{2,iq} c_i (p_q^+ + p_{-q}), \\
 i \frac{d}{dt} c_i &= -(\varepsilon_d - \mu) c_i + \sum_{i,q} g_{1,iq} c_i (b_q^+ + b_{-q}) + \sum_{i,q} g_{2,iq} c_i (p_q^+ + p_{-q}), \\
 i \frac{d}{dt} (a_{1,i} b_{-q}) &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a2} - \omega_{1,-q} n_{-q}) (a_{1,i} b_{-q}) - g_{1,iq} (1 + n_{-q} - n_{a1}) c_i, \\
 i \frac{d}{dt} (a_{1,i} b_q^+) &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a2} + \omega_{1,q} n_q) (a_{1,i} b_q^+) + g_{1,iq} (n_q + n_{a1}) c_i, \\
 i \frac{d}{dt} (a_{2,i} p_{-q}) &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a1} - \omega_{2,-q} n_{-q}) (a_{2,i} p_{-q}) - g_{2,iq} (1 + n_{-q} - n_{a2}) c_i, \\
 i \frac{d}{dt} (a_{2,i} p_q^+) &= -(\varepsilon_0 - \mu - \Delta + Un_{a1} + \omega_{2,q} n_q) (a_{2,i} p_q^+) + g_{2,iq} (n_p + n_{a2}) c_i, \\
 i \frac{d}{dt} (c_i b_q^+) &= (\varepsilon_d - \mu + \omega_{1,q} n_q) (c_i b_q^+) - g_{1,iq} (n_q + n_c) a_{1,i}, \\
 \frac{d}{dt} (c_i p_q^+) &= (\varepsilon_d - \mu + \omega_{2,q} n_p) (c_i p_q^+) - g_{2,iq} (n_p + n_c) a_{2,i}, \\
 i \frac{d}{dt} (c_i b_{-q}) &= (\varepsilon_d - \mu + \omega_{1,-q} n_{-q}) (c_i b_{-q}) - g_{1,iq} (1 + n_{-q} - n_c) a_{1,i}, \\
 i \frac{d}{dt} (c_i p_{-q}) &= (\varepsilon_d - \mu + \omega_{2,-q} n_{-q}) (c_i p_{-q}) - g_{2,iq} (1 + n_{-p} - n_c) a_{2,i},
 \end{aligned} \tag{2}$$

где n_{-q}, n_q, n_{-p}, n_p средние числа заполнения фононов вследствие симметрии оптических фоновых мод относительно центра зоны $n_{-q} = n_q, n_{-p} = n_p$ и определяются как $n_{q,p} = (\exp(h\omega_{1,2} / kT) - 1)^{-1}$. Параметры заполнения зон $n_c, n_{a1,2}$ определяют положение химпотенциала.

Гриновские функции для дырок $G_{\mathbf{k}}^{\alpha\alpha} = \langle\langle a_{\alpha,\mathbf{k}} | a_{\alpha,\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$ и поляронов $G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{cb+a} = \langle\langle c_{\mathbf{k}} b_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^+ | a_{\alpha,\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$, $G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{cp+a} = \langle\langle c_{\mathbf{k}} p_{\mathbf{k}-\mathbf{q}} | a_{\alpha,\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$ имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 (\omega + a_{\alpha\alpha})G_{\mathbf{k}}^{\alpha\beta} + \varepsilon_1(\mathbf{k})G_{\mathbf{k}}^{\beta\beta} - g_{\alpha\mathbf{k}\mathbf{q}}(G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{cb^+\alpha} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{cb\alpha}) &= 0, \\
 -\varepsilon_1(\mathbf{k})G_{\mathbf{k}}^{\alpha\beta} + (\omega + a_{\beta\beta})G_{\mathbf{k}}^{\beta\beta} - g_{\beta\mathbf{k}\mathbf{q}}(G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{cb^+\beta} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{cb\beta}) &= 1, \\
 g_{\alpha\mathbf{k}\mathbf{q}}(n_q + n_c)G_{\mathbf{k}}^{\alpha\beta} + G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{cb^+\beta}(\omega + \varepsilon_d + \mu + n_q\omega_{\alpha,\mathbf{q}}) &= 0, \\
 g_{\alpha\mathbf{k}\mathbf{q}}(1 + n_q - n_c)G_{\mathbf{k}}^{\alpha\beta} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{cb\beta}(\omega + \varepsilon_d + \mu - n_q\omega_{\alpha,\mathbf{q}}) &= 0, \\
 g_{\beta\mathbf{k}\mathbf{q}}(n_p + n_c)G_{\mathbf{k}}^{\beta\beta} + G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{cp^+\beta}(\omega + \varepsilon_d + \mu + n_p\omega_{\beta,\mathbf{q}}) &= 0, \\
 g_{\beta\mathbf{k}\mathbf{q}}(1 + n_p - n_c)G_{\mathbf{k}}^{\beta\beta} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{cp\beta}(\omega + \varepsilon_d + \mu - n_p\omega_{\beta,\mathbf{q}}) &= 0, \\
 \varepsilon_1(\mathbf{k}) &= -2t_1(\cos(k_x/2) \cdot \cos(k_y/2) + \\
 + \lambda(\cos(k_z/2) \cdot \cos(k_x/2) + \cos(k_z/2) \cdot \cos(k_y/2))), &
 \end{aligned} \tag{3}$$

где параметр λ описывает анизотропию интегралов перескока в плоскости и между плоскостями, ниже использовалось значение $\lambda = 0,25$. Гриновские функции электронов для дырок $G_{\mathbf{k}}^{\alpha\alpha} = \langle\langle c_{\mathbf{k}} | c_{\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$ и поляронов $G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{ab^+} = \langle\langle a_{\alpha,\mathbf{k}} b_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^+ | c_{\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$, $G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{\alpha p} = \langle\langle a_{\alpha,\mathbf{k}} p_{\mathbf{k}-\mathbf{q}} | c_{\mathbf{k}}^+ \rangle\rangle$ образуют следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned}
 (\omega + \varepsilon_d + \mu)G_{\mathbf{k}}^{cc} + g_{1\mathbf{k}\mathbf{q}}(G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{1b^+} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{1b}) + g_{2\mathbf{k}\mathbf{q}}(G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{2b^+} + G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{2b}) &= 1, \\
 -g_{1\mathbf{k}\mathbf{q}}(n_q + n_{a1})G_{\mathbf{k}}^{cc} + (\omega + \varepsilon_0 - \mu - \Delta - Un_{a2} + n_q\omega_{1\mathbf{q}})G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{1b^+} &= 0, \\
 g_{1\mathbf{k}\mathbf{q}}(1 + n_q + n_{a1})G_{\mathbf{k}}^{cc} + (\omega + \varepsilon_0 - \mu - \Delta - Un_{a2} - n_q\omega_{1\mathbf{q}})G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{1b} &= 0, \\
 -g_{2\mathbf{k}\mathbf{q}}(n_p + n_{a2})G_{\mathbf{k}}^{cc} + (\omega + \varepsilon_0 - \mu + \Delta - Un_{a1} + n_p\omega_{2\mathbf{q}})G_{\mathbf{k}+\mathbf{q}}^{2p^+} &= 0, \\
 g_{2\mathbf{k}\mathbf{q}}(1 + n_p + n_{a2})G_{\mathbf{k}}^{cc} + (\omega + \varepsilon_0 - \mu - \Delta - Un_{a1} - n_p\omega_{2\mathbf{q}})G_{\mathbf{k}-\mathbf{q}}^{2p} &= 0.
 \end{aligned} \tag{4}$$

Флуктуации связей $Me - 0$ описываются двумя операторами рождения дырки на кислороде и уничтожения электрона на ионах металла:

$$\begin{aligned}
 i \frac{d}{dt}(c_i a_{1,i}^+) &= (c_i a_{1,i}^+)(n_{a1}(\varepsilon_0 - \varepsilon_d - \Delta) - \mu(n_c + n_{a1}) - n_{a2}(U + \varepsilon_d)) - n_{a2} \sum_{h1} t_{2,i,h1} (c_{i+h1} a_{1,i+h1}^+) - \\
 &\quad - n_{a2} \sum_{h1} t_{2,i,h1} (a_{2,i+h1}^+ c_{i+h1}) + n_{a2} \sum_q g_{1,iq} (b_q^+ + b_{-q}), \\
 i \frac{d}{dt}(a_{2,k}^+ c_k) &= (a_{2,k}^+ c_k)(n_{a1}(\varepsilon_0 - \varepsilon_d - \Delta) - \mu(n_c + n_{a2}) - n_{a1}(U + \varepsilon_d)) + n_{a1} \sum_{h1} t_{2,i,h1} (a_{2,k+h1}^+ c_{k+h1}) - \\
 &\quad - n_{a1} \sum_{h1} t_{2,k,h1} (c_{k+h1} a_{2,k+h1}^+) + n_{a1} \sum_q g_{2,kq} (p_q^+ + p_{-q}), \\
 i \frac{d}{dt} b_q &= \omega_1 b_q + \sum_i g_{1i} (a_{2,i}^+ c_i^+ + a_{2,i}^+ c_i), \\
 i \frac{d}{dt} p_q &= \omega_2 p_q + \sum_l g_{2l} (a_{2,l}^+ c_l^+ + a_{2,l}^+ c_l).
 \end{aligned} \tag{5}$$

При выводе уравнений использовался закон сохранения заряда $M^{+3-\delta} - S^{-2+\delta}$, связанный с переносом электронной плотности с серы на катион металла и пренебрегалось корреляционными

эффектами между разными орбиталями. Параметр δ определяет ковалентный вклад на ионе. Представим оператор двух фермиевских частиц в виде $\tau_k = \sum_q c_{k+q} a_{1,q}^+$ и $d_k = \sum_q a_{2,q}^+ c_{k+q}$. Введем гриновские функции для одного типа связей $G_k^{\tau\tau} = \langle\langle \tau_k | \tau_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{d\tau} = \langle\langle d_k | \tau_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{b\tau} = \langle\langle b_k | \tau_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{p\tau} = \langle\langle p_k | \tau_k^+ \rangle\rangle$. Система уравнений имеет вид

$$\begin{aligned} (\omega - a_{1,\tau}) G_k^{\tau\tau} + n_{a2} \varepsilon_2(\mathbf{k}) G_k^{d\tau} + g_{1k} n_{a2} G_k^{b\tau} &= G^1, \\ n_{a1} \varepsilon_2(\mathbf{k}) G_k^{\tau\tau} + (\omega - a_{1,d}) G_k^{d\tau} + g_{2k} n_{a1} G_k^{b\tau} &= 0, \\ g_{1k} G_k^{\tau\tau} + (\omega - \omega_1) G_k^{b\tau} &= 0, \\ -g_{2k} G_k^{d\tau} + (\omega - \omega_2) G_k^{p\tau} &= 0, \\ a_{1,\tau} &= n_{a1} (\varepsilon_0 - \varepsilon_d - \Delta) - \mu(n_c + n_{a1}) - n_{a2} (U + \varepsilon_d) - n_{a2} \cdot \varepsilon_2(\mathbf{k}), \\ a_{1,d} &= n_{a2} (\varepsilon_0 - \varepsilon_d + \Delta) - \mu(n_c + n_{a2}) - n_{a1} (U + \varepsilon_d) + n_{a1} \cdot \varepsilon_2(\mathbf{k}), \\ \varepsilon_2(\mathbf{k}) &= -2t_2 (\cos(k_x) + \cos(k_y) + \cos(k_z)). \end{aligned} \quad (6)$$

Система уравнений для гриновских функций с другим типом связей $G_k^{dd} = \langle\langle d_k | d_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{\tau d} = \langle\langle \tau_k | d_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{bd} = \langle\langle b_k | d_k^+ \rangle\rangle$, $G_k^{pd} = \langle\langle p_k | d_k^+ \rangle\rangle$ имеет вид

$$\begin{aligned} (\omega - a_{1,d}) G_k^{dd} + n_{a1} \varepsilon_2(\mathbf{k}) G_k^{\tau d} + g_{2k} n_{a1} G_k^{pd} &= G^2, \\ n_{a2} \varepsilon_2(\mathbf{k}) G_k^{dd} + (\omega - a_{1,\tau}) G_k^{\tau d} + g_{1k} n_{a2} G_k^{b\tau} &= 0, \\ (-\omega + \omega_2) G_k^{pd} + g_{2k} G_k^{dd} &= 0, \\ (-\omega + \omega_1) G_k^{b\tau} + g_{1k} G_k^{\tau d} &= 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Химпотенциал вычисляется самосогласованно путем численного решения системы трех уравнений:

$$\begin{aligned} n_c &= \frac{1}{N} \sum_{\mathbf{k}, \mathbf{q}} \int d\omega f(\omega) \frac{1}{\pi} \text{Im} G_{\mathbf{k}, \mathbf{q}}^{cc}, \\ n_{a1} &= \frac{1}{N} \sum_{\mathbf{k}, \mathbf{q}} \int d\omega f(\omega) \frac{1}{\pi} \text{Im} G_{\mathbf{k}, \mathbf{q}}^{11}, \\ n_{a2} &= \frac{1}{N} \sum_{\mathbf{k}, \mathbf{q}} \int d\omega f(\omega) \frac{1}{\pi} \text{Im} G_{\mathbf{k}, \mathbf{q}}^{22}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $f(\omega) = (\exp(\omega/T) + 1)^{-1}$. От суммирования по импульсам можно перейти к интегрированию с учетом затравочной электронной плотности состояний, либо произвести прямое вычисление суммы по электронным и фононным импульсам по первой зоне Бриллюэна с шагом $\Delta k = 0,2$ по 10^9 точкам, что невозможно выполнить на современных компьютерах. Чтобы обойти эту проблему, предположим, что оптические моды и функция связи экситона (электрон+дырка) с фононами не зависит от импульса $\mathbf{q}$. Это эквивалентно рассмотрению взаимодействия с длинноволновыми оптическими модами колебаний.

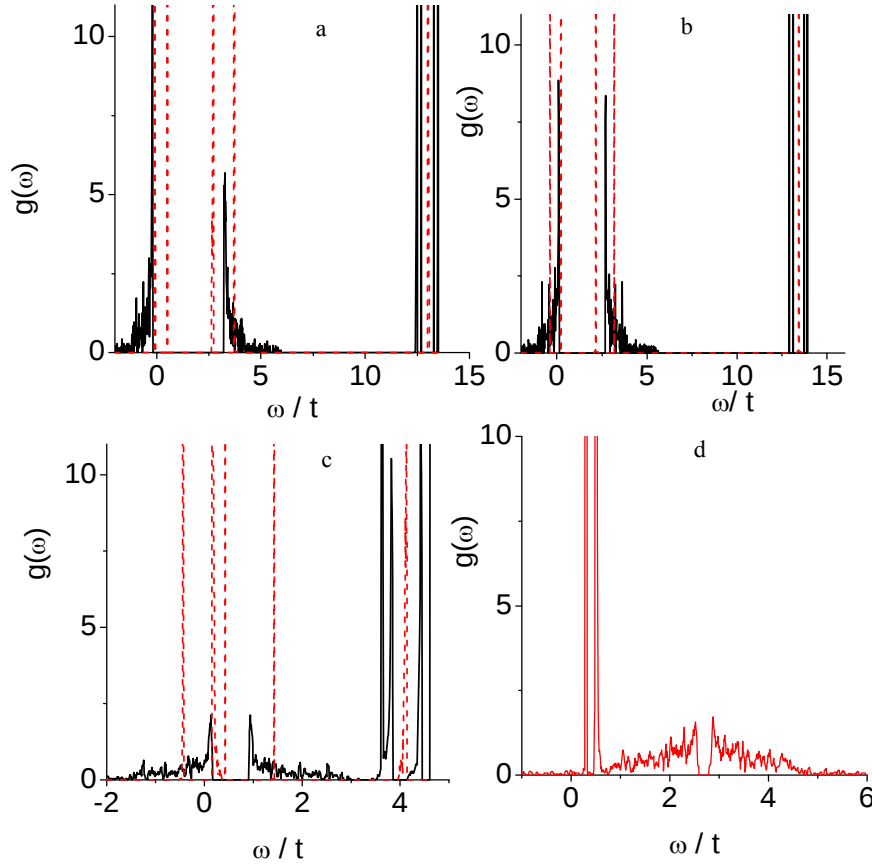


Рис. 7. Плотность состояний для одночастичных электронных возбуждений при следующих параметрах:

- (a) $\Delta = 1.5$, $U = 3$, $\omega_1 = 0.25$, $\omega_2 = 0.4$, $g_1 = 0.02$, $g_2 = 0.3$, $n_c = 0.2$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 15$ и $T = 0.02$; (b) то же самое и $T = 0.6$; и (c) $\Delta = 1.0$, $g_1 = 0.6$, $g_2 = 0.05$, $n_c = 0.32$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 5$ и $T = 0.02$. Плотность состояний для двухчастичного возбуждения (электрон+дырка) при (d) $\Delta = 1.5$, $U = 3$, $\omega_1 = 0.25$, $\omega_2 = 0.4$, $g_1 = 0.02$, $g_2 = 0.3$, $n_c = 0.2$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 15$ и $T = 0.02$

Fig. 7. Density of states for one-particle electron excitations at the following parameters:

- (a) $\Delta = 1.5$, $U = 3$, $\omega_1 = 0.25$, $\omega_2 = 0.4$, $g_1 = 0.02$, $g_2 = 0.3$, $n_c = 0.2$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 15$, and $T = 0.02$; (b) the same and $T = 0.6$; and (c) $\Delta = 1.0$, $g_1 = 0.6$, $g_2 = 0.05$, $n_c = 0.32$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 5$, and $T = 0.02$. The density of states for two-particle (electron + hole) excitations at (d) $\Delta = 1.5$, $U = 3$, $\omega_1 = 0.25$, $\omega_2 = 0.4$, $g_1 = 0.02$, $g_2 = 0.3$, $n_c = 0.2$, $\varepsilon_o - \varepsilon_d = 15$, and $T = 0.02$

Ромбическая анизотропия в (1) фактически отражает взаимодействие псевдоспиновых орбитальных моментов серы $\tau^z = a_1^+ a_1 - a_2^+ a_2$ с кристаллическим полем и приводит к расщеплению зоны на две подзоны, которые начинают расходиться с увеличением параметра ромбической анизотропии. В области щели оказываются две узкие поляронные мини-подзоны, положение которых меняется в зависимости от константы электрон-фононного взаимодействия, одна из которых находится над потолком валентной зоны и образована в результате взаимодействия электронов с изгибной модой колебаний. Другой уровень лежит вблизи дна зоны проводимости и обусловлен взаимодействием электронов с растягивающими модами октаэдра. Локализованные состояния электронов на 3d ионах металла находятся высоко по энергии и на рис. 7 а, b представлены рядом линий в интервале энергий $\omega/t = 10 - 15$. Типичное поведение плотности состояний для разных параметров электрон-фононного взаимодействия представлено на рис. 7. Для малых параметров $g_1 \ll 1$, $g_2 \ll 1$ поляронные мини-подзоны стягиваются в узкие линии, подобные примесным состояниям в полупроводниках. Их взаимное расположение относительно химпотенциала определяет температурное поведение сопротивления.

Для фононных частот $\omega_1/t = 0,2$, $\omega_2/t = 0,4$ и параметра ромбического искажения, соответствующего Янн–Теллеровским искажениям решетки $\Delta/t = 1,3$, можно получить разные зависимости температурного поведения сопротивления, определяемые параметрами электрон-фононного взаимодействия и величиной ромбического искажения кристаллического поля. Уменьшение ширины щели с ростом температуры приводит к смещению потолка валентной зоны относительно химпотенциала и при некоторой критической температуре химпотенциал перемещается в зону, что вызывает резкое уменьшение сопротивления.

Заключение. В твердом растворе $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ установлены температуры, при которых объем образца меняется, температурный коэффициент электросопротивления имеет максимум. Найдены температуры исчезновения ИК спектров поглощения на определенных частотах. Деформация решетки обусловлена локализацией электронов в окрестности ионов тулия в результате электрон-решеточного взаимодействия с акустическими и оптическими модами колебаний решетки при понижении температуры. Отрыв электронов индуцирует максимум подвижности носителей тока. Предложена модель взаимодействия электронов и дырок с изгибными ω_1 и растягивающими ω_2 модами октаэдра. В приближении случайных фаз рассчитана электронная структура, спектр электронных возбуждений. Найдены поляронные уровни в плотности состояний, связанные с изгибными и растягивающими модами октаэдра.

Библиографические ссылки

1. Zhu Y., Du K., Niu J., Lin L. et al. Chemical ordering suppresses large-scale electronic phase separation in doped manganites // *Nat. Commun.* 2016. Vol. 7. P. 11260.
2. Tokura Y. Critical features of colossal magnetoresistive manganites // *Rep. Prog. Phys.* 2006. Vol. 69, No. 2. P. 797.
3. Бебенин Н. Г., Зайнуллина Р. И., Устинов В. В. Манганиты с колоссальным магнетосопротивлением // *УФН*. 2018. Т. 188. С. 801–820.
4. 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 // *Ceramics International*. 2021. Vol. 47, No. 2. P. 1704–1711.
5. 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.
6. Polymorphism in $\text{MnSe}_{1-x}\text{Te}_x$ thin-films / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // *Solid State Communications*. 2019. Vol. 287. P. 72–76.
7. Regulating the $\text{BiMn}_x\text{Fe}_{1-x}\text{O}_3$ film conductivity upon cooling in magnetic and electric fields / S.S. Aplesnin, A. N. Masyugin, V. V. Kretinin, K. I. Yanushkevich // *Materials Research Express*. 2019. Vol. 6, No. 11. P. 116125.
8. Magnetoresistive effect in the cobalt-doped bismuth ferrite films / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov et al. // *J. Mater. Sci.: Mater. Electron*. 2020. Vol. 31, Is. 10. P. 7946–7952.
9. Magnetoresistance, magnetoimpedance, magnetothermopower, and photoconductivity in silver-doped manganese sulfides / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, L. V. Udod et al. // *Journal of Applied Physics*. 2019. Vol. 125, Iss. 17. P. 175706.
10. Lenz J. E. A review of magnetic sensors // *Proc. IEEE*. 1990. Vol. 78, Iss. 6. P. 973.
11. Giant magnetoresistance of manganese oxides with a layered perovskite structure / Y. Moritomo, A. Asamitsu, H. Kuwahara, Y. Tokura // *Nature*. 1996. Vol. 380. P. 141.
12. Doped orbitally ordered systems: Another case of phase separation / K. I. Kugel, A. L. Rakhmanov, A. O. Sboychakov, D. I. Khomskii // *Phys. Rev. B*. 2008. Vol. 78. P. 155113.

13. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. Magnetotransport effects in paramagnetic $Gd_xMn_{1-x}S$ // JETP Letters. 2014. Vol. 100, Iss. 2. P. 95–101.
14. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Yanushkevich K. I. Magnetoresistance effect in anion-substituted manganese chalcogenides // Physica Status Solidi (B) Basic Research. 2015. Vol. 252, Iss. 8. P. 1792–1798.
15. Magnetoelectric and magnetoresistive properties of the $Ce_xMn_{1-x}S$ semiconductors / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, O. B. Romanova, A. Y. Pichugin // Physica Status Solidi (B) Basic Research. 2016. Vol. 253, Iss. 9. P. 1771–1781.
16. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate $Bi_2(Sn_{0.85}Cr_{0.15})_2O_7$ // Ceramics International. 2018. Vol. 44, Iss. 2. P. 1614–1620.
17. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $Cr_{0.5}Mn_{0.5}S$ / G. A. Petrakovskii, L. I. Ryabinkina, D. A. Velikanov et al. // Physics of the Solid State. 1999. Vol. 41, Iss. 9. P. 1520–1524.
18. Transport properties and ferromagnetism of $Co_xMn_{1-x}S$ sulfides / S. S. Aplesnin, L. I. Ryabinkina, O. B. Romanova et al. // Journal of Experimental and Theoretical Physics. 2008. Vol. 106, Iss. 4. P. 765–772.
19. Metal-semiconductor transition in $Sm_xMn_{1-x}S$ solid solutions / S. S. Aplesnin, O. B. Romanova, A. M. et al. // Physica Status Solidi (B) Basic Research. 2012. Vol. 249, Iss. 4. P. 812–817.
20. Magnetoelectric and magnetoresistive properties of the $Ce_xMn_{1-x}S$ semiconductors / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, O. B. Romanova, A. Y. Pichugin // Physica Status Solidi (B) Basic Research. 2016. Vol. 253, Iss. 9. P. 1771–1781.
21. Investigation of the transport properties of cation-substituted solid solutions $Yb_xMn_{1-x}S$ / S. S. Aplesnin, O. B. Romanova, A. M. Kharkov, A. I. Galyas // Physics of the Solid State. 2015. Vol. 57, Iss. 5. P. 886–890.
22. The alternating-sign magnetoresistance of polycrystalline manganese chalcogenide films / S. S. Aplesnin, O. B. Romanova, M. N. Sitnikov et al. // Semiconductor Science and Technology. 2018. Vol. 33, Iss. 8. P. 085006.
23. Electrical resistance of $Sm_{0.25}Mn_{0.75}S$ spin glass / S. S. Aplesnin, A. M. Kharkov, E. V. Eremin, V. V. Sokolov // Solid State Phenomena. 2012. Vol. 190. P. 105–108.
24. Peters R., Kawakami N. Orbital order, metal-insulator transition, and magnetoresistance effect in the two-orbital Hubbard model // Phys. Rev. B 2011. Vol. 83. P. 125110.
25. Reichhardt C. J. Bishop A. R. Fibrillar templates and soft phases in systems with short-range dipolar and long-range interactions // Phys. Rev. Lett. 2004. Vol. 92. P. 016801.
26. Aplesnin S. S. Quantum Monte Carlo analysis of the 2D Heisenberg antiferromagnet with $S = 1/2$: The influence of exchange anisotropy // Journal of Physics Condensed Matter. 1998. Vol. 10. P. 10061.
27. Magnetic and thermophysical properties of $Gd_xMn_{1-x}S$ solid solutions / S. S. Aplesnin, O. B. Romanova, M. V. Gorev et al. // Journal of Physics Condensed Matter. 2013. Vol. 25. P. 025802.
28. Nonuniform magnetic states and electrical properties of solid solutions / S. S. Aplesnin, A. M. Kharkov, E. V. Eremin et al. // Journal of IEEE Transactions on Magnetism. 2011. Vol. 47. P. 4413.
29. Transport properties and ferromagnetism of $Co_xMn_{1-x}S$ sulfides / S. S. Aplesnin, L. I. Ryabinkina, O. B. Romanova et al. // JETP Letters. 2008. Vol. 133. P. 875.
30. Aplesnin S. S. Nonadiabatic interaction of acoustic phonons with spins $S = 1/2$ in the two-dimensional Heisenberg model // Journal of Experimental and Theoretical Physics. 2003. Vol. 97. P. 969.

31. Aplesnin S. S. Dimerization of antiferromagnetic chains with four-spin interactions // *Physics of the Solid State*. 1996. Vol. 38. P. 1031.
32. Aplesnin S. S. Existence of massive singlet excitations in an antiferromagnetic alternating chain with // *Physical Review B*. 2000. Vol. 61. P. 6780.
33. Aplesnin S. S. Influence of spin-phonon coupling on the magnetic moment in 2D spin-1/2 antiferromagnet // *Physics Letters, Section A*. 2003. Vol. 313. P. 122.
34. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$ / G. A. Petrakovskii, L. I. Ryabinkina, D. A. Velikanov et al. // *Physics of the Solid State*. 1999. Vol. 41, Iss. 9. P. 1520–1524.
35. Magnetic and electrical properties of bismuth cobaltite $\text{Bi}_{24}(\text{CoBi})\text{O}_{40}$ with charge ordering / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov et al. // *Physics of the Solid State*. 2012. Vol. 54, Iss. 10. P. 2005–2014.
36. Structural studies of charge disproportionation and magnetic order in CaFeO_3 / P. M. Woodward, D. E. Cox, E. Moshopoulou et al. // *Phys. Rev. B*. 2000. Vol. 62. P. 844.
37. Zhou J. S., Goodenough J. B. Orbital order-disorder transition in single-valent manganites // *Phys. Rev. B*. 2003. Vol. 68. P. 144406.
38. Anisotropic optical spectra in a detwinned LaMnO_3 crystal / K. Tobe, T. Kimura, Y. Okimoto, Y. Tokura // *Phys. Rev. B*. 2001. Vol. 64. P. 184421.
39. Synthesis and magnetic and electrical study of $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions / O. B. Romanova, S. S. Aplesnin, K. I. Yanushkevich, V. V. Sokolov // *Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics*. 2016. Vol. 80, Iss. 6. P. 679–681.
40. Magnetoimpedance, Jahn-Teller transitions upon electron doping of manganese sulfide / S. S. Aplesnin, M. N. Sitnikov, A. M. Kharkov et al. // *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*. 2020. Vol. 513. P. 167104.
41. Correlation of the magnetic and transport properties with polymorphic transitions in bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{1-x}\text{Cr}_x)_2\text{O}_7$ / S. S. Aplesnin, L. V. Udod, M. N. Sitnikov et al. // *Physics of the Solid State*. 2015. Vol. 57, Iss. 8. P. 1627–1632.

References

1. Zhu Y., Du K., Niu J., Lin L. et al. Chemical ordering suppresses large-scale electronic phase separation in doped manganites. *Nat. Commun.* 2016, Vol. 7, P. 11260.
2. Tokura Y. Critical features of colossal magnetoresistive manganites. *Rep. Prog. Phys.* 2006, Vol. 69, No. 2, P. 797.
3. Bebenin N. G., Zainullina R. I., Ustinov V. V. [Manganites with colossal magnetoresistance]. *UFN*. 2018, Vol. 188, P. 801–820. (In Russ.)
4. 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. *Ceramics International*. 2021, Vol. 47, No. 2, P. 1704–1711.
5. Udod L. V., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B., Bayukov O. A., Alexander V., Velikanov D. A., Patrino G. S. Magnetodielectric effect and spin state of iron ions in iron-substituted bismuth pyrostannate. *Eur. Phys. J. Plus*. 2020, Vol. 135, P. 776.
6. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Masyugin A. N., Yanushkevich K. I. Polymorphism in $\text{MnSe}_{1-x}\text{Te}_x$ thin-films. *Solid State Communications*. 2019, Vol. 287, P. 72–76.

7. Aplesnin S. S., Masyugin A. N., Kretinin V. V., Yanushkevich K. I. Regulating the $\text{BiMn}_x\text{Fe}_{1-x}\text{O}_3$ film conductivity upon cooling in magnetic and electric fields. *Materials Research Express*. 2019, Vol. 6, No. 11, P. 116125.
8. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Udod L. V., Begisheva O. B., Demidenko O. F. Magnetoresistive effect in the cobalt-doped bismuth ferrite films. *J. Mater. Sci.: Mater. Electron.* 2020, Vol. 31, Iss. 10, P. 7946–7952.
9. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Kretinin V. V., Yanushkevich K. I., Velikanov D. A. Magnetoresistance, magnetoimpedance, magnetothermopower, and photoconductivity in silver-doped manganese sulfides. *Journal of Applied Physics*. 2019, Vol. 125, Iss. 17, P. 175706.
10. Lenz J. E. A review of magnetic sensors. *Proc. IEEE*. 1990, Vol. 78, Iss. 6, P. 973.
11. Moritomo Y., Asamitsu A., Kuwahara H., Tokura Y. Giant magnetoresistance of manganese oxides with a layered perovskite structure. *Nature*. 1996, Vol. 380, P. 141.
12. Kugel K. I., Rakhmanov A. L., Sboyshakov A. O., Khomskii D. I. Doped orbitally ordered systems: Another case of phase separation. *Phys. Rev. B*. 2008, Vol. 78, P. 155113.
13. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. Magnetotransport effects in paramagnetic $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$. *JETP Letters*. 2014, Vol. 100, Iss. 2, P. 95–101.
14. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Yanushkevich K. I. Magnetoresistance effect in anion-substituted manganese chalcogenides. *Physica Status Solidi (B) Basic Research*. 2015, Vol. 252, Iss. 8, P. 1792–1798.
15. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B., Pichugin A. Y. Magnetoelectric and magnetoresistive properties of the $\text{Ce}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ semiconductors. *Physica Status Solidi (B) Basic Research*. 2016, Vol. 253, Iss. 9, P. 1771–1781.
16. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N. Electronic transition, ferroelectric and thermoelectric properties of bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{0.85}\text{Cr}_{0.15})_2\text{O}_7$. *Ceramics International*. 2018, Vol. 44, Iss. 2, P. 1614–1620.
17. Petrakovskii G. A., Ryabinkina L. I., Velikanov D. A., Aplesnin S. S., Abramova G. M., Kiselev N. I., Bobina A. F. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$. *Physics of the Solid State*. 1999, Vol. 41, Iss. 9, P. 1520–1524.
18. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Velikanov D. A., Balaev A. D., Balaev D. A., Yanushkevich K. I., Galyas A. I., Demidenko O. F., Bandurina O. N. Transport properties and ferromagnetism of $\text{Co}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ sulfides. *Journal of Experimental and Theoretical Physics*. 2008, Vol. 106, Iss. 4, P. 765–772.
19. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Kharkov A. M., Balaev D. A., Gorev M. V., Vorotinov A., Sokolov V. V., Pichugin A. Y. Metal-semiconductor transition in $\text{Sm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions. *Physica Status Solidi (B) Basic Research*. 2012, Vol. 249, Iss. 4, P. 812–817.
20. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Romanova O. B., Pichugin A. Y. Magnetoelectric and magnetoresistive properties of the $\text{Ce}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ semiconductors. *Physica Status Solidi (B) Basic Research*. 2016, Vol. 253, Iss. 9, P. 1771–1781.
21. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Kharkov A. M., Galyas A. I. Investigation of the transport properties of cation-substituted solid solutions $\text{Yb}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$. *Physics of the Solid State*. 2015, Vol. 57, Iss. 5, P. 886–890.
22. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Sitnikov M. N., Kretinin V. V., Galyas A. I., Yanushkevich K. I. The alternating-sign magnetoresistance of polycrystalline manganese chalcogenide films. *Semiconductor Science and Technology*. 2018, Vol. 33, Iss. 8, P. 085006.

23. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Eremin E. V., Sokolov V. V. Electrical resistance of $\text{Sm}_{0.25}\text{Mn}_{0.75}\text{S}$ spin glass. *Solid State Phenomena*. 2012, Vol. 190, P. 105–108.
24. Peters R., Kawakami N. Orbital order, metal-insulator transition, and magnetoresistance effect in the two-orbital Hubbard model. *Phys. Rev. B*. 2011, Vol. 83, P. 125110.
25. Reichhardt C. J. Bishop A. R. Fibrillar templates and soft phases in systems with short-range dipolar and long-range interactions. *Phys. Rev. Lett.* 2004, Vol. 92, P. 016801.
26. Aplesnin S. S. Quantum Monte Carlo analysis of the 2D Heisenberg antiferromagnet with $S = 1/2$: The influence of exchange anisotropy. *Journal of Physics Condensed Matter*. 1998, Vol. 10, P. 10061.
27. Aplesnin S. S., Romanova O. B., Gorev M. V., Velikanov D. A., Gamzatov A. G., Aliev A. M. Magnetic and thermophysical properties of $\text{Gd}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions. *Journal of Physics Condensed Matter*. 2013, Vol. 25, P. 025802.
28. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Eremin E. V., Romanova O. B., Balalev D. A., Sokolov V. V. Pichugin A. Yu. Nonuniform magnetic states and electrical properties of solid solutions. *Journal of IEEE Transactions on Magnetic*. 2011, Vol. 47, P. 4413.
29. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Velikanov D. A., Balaev D. A., Balaev A. D., Yanushkevich K. I., Galyas A. I., Demidenko O. F., Bandurina O. N. Transport properties and ferromagnetism of $\text{Co}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ sulfides. *JETP Letters*. 2008, Vol. 133, P. 875.
30. Aplesnin S. S. Nonadiabatic interaction of acoustic phonons with spins $S = 1/2$ in the two-dimensional Heisenberg model. *Journal of Experimental and Theoretical Physics*. 2003, Vol. 97, P. 969.
31. Aplesnin S. S. Dimerization of antiferromagnetic chains with four-spin interactions. *Physics of the Solid State*. 1996, Vol. 38, P. 1031.
32. Aplesnin S. S. Existence of massive singlet excitations in an antiferromagnetic alternating chain with. *Physical Review. B*. 2000, Vol. 61, P. 6780.
33. Aplesnin S. S. Influence of spin-phonon coupling on the magnetic moment in 2D spin-1/2 antiferromagnet. *Physics Letters, Section A*. 2003, Vol. 313, P. 122.
34. Petrakovskii G. A., Ryabinkina L. I., Velikanov D. A., Aplesnin S. S., Abramova G. M., Kiselev N. I., Bobina A. F. Low-temperature electronic and magnetic transitions in the antiferromagnetic semiconductor $\text{Cr}_{0.5}\text{Mn}_{0.5}\text{S}$. *Physics of the Solid State*. 1999, Vol. 41, Iss. 9, P. 1520–1524.
35. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Velikanov D. A., Gorev M. V., Molokeev M. S., Galyas A. I., Yanushkevich K. I. Magnetic and electrical properties of bismuth cobaltite $\text{Bi}_{24}(\text{CoBi})\text{O}_{40}$ with charge ordering. *Physics of the Solid State*. 2012, Vol. 54, Iss. 10, P. 2005–2014.
36. Woodward P. M., Cox D. E., Moshopoulou E. et al. Structural studies of charge disproportionation and magnetic order in CaFeO_3 . *Phys. Rev. B*. 2000, Vol. 62, P. 844.
37. Zhou J. S., Goodenough J. B. Orbital order-disorder transition in single-valent manganites. *Phys. Rev. B*. 2003, Vol. 68, P. 144406.
38. Tobe K., Kimura T., Okimoto Y., Tokura Y. Anisotropic optical spectra in a detwinned LaMnO_3 crystal. *Phys. Rev. B*. 2001, Vol. 64, P. 184421.
39. Romanova O. B., Aplesnin S. S., Yanushkevich K. I., Sokolov, V. V. Synthesis and magnetic and electrical study of $\text{Tm}_x\text{Mn}_{1-x}\text{S}$ solid solutions. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics*. 2016, Vol. 80, Iss. 6, P. 679–681.
40. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N., Kharkov A. M., Konovalov S. O., Vorotinov A. M. Magnetoimpedance, Jahn-Teller transitions upon electron doping of manganese sulfide. *Journal of Magnetism and Magnetic Materials*. 2020, Vol. 513, P. 167104.

41. Aplesnin S. S., Udod L. V., Sitnikov M. N., Eremin E. V., Molokeev M. S., Tarasova L. S., Yanushkevich K. I., Galyas A. I. Correlation of the magnetic and transport properties with polymorphic transitions in bismuth pyrostannate $\text{Bi}_2(\text{Sn}_{1-x}\text{Cr}_x)_2\text{O}_7$. *Physics of the Solid State*. 2015, Vol. 57, Iss. 8, P. 1627–1632.

© Aplesnin S. S., Zelenov F. V., Mashkov P. P., 2021

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, apl@iph.krasn.ru.

Зеленов Федор Владимирович – аспирант кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: fyodor.zelenov@yandex.ru.

Машков Павел Павлович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mpp113@yandex.ru.

Aplesnin Sergey Stepanovich – Dr. Sc., Professor, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aplesnin@sibsau.ru, apl@iph.krasn.ru.

Zelenov Fyodor Vladimirovich – graduate student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: fyodor.zelenov@yandex.ru.

Mashkov Pavel Pavlovich – PhD., Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mpp113@yandex.ru.

УДК 621.793

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-194-200

Для цитирования: Напыление покрытий плазматроном с подачей порошка спутно плазменному потоку / А. Е. Михеев, А. В. Гирн, И. О. Якубович, М. С. Руденко // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 194–200. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-194-200.

For citation: Mikheev A. E., Girn A. V., Yakubovich I. O., Rudenko M. S. Spraying plasmatron coatings with powder supply to plasma flow // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 194–200. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-194-200.

Напыление покрытий плазматроном с подачей порошка спутно плазменному потоку

А. Е. Михеев¹, А. В. Гирн¹, И. О. Якубович², М. С. Руденко¹

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, 660123 г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 29
E-mail:michla@mail.ru

Эффективность использования энергии плазмы при нанесении покрытий во многом определяется конструкцией плазмотрона. Основное отличие разработанного плазмотрона ПМ-1 заключается в подаче транспортирующего газа с порошком спутно плазменному потоку, что позволяет обеспечить более эффективный и равномерный прогрев напыляемого материала. В данной работе представлены результаты измерения коэффициента использования материала (КИМ), являющегося важной и показательной характеристикой плазмотронов, показывающей их экономичность и производительность, рассчитаны затраты на электроэнергию и проведены исследования напыленных образцов на термодудар.

Ключевые слова: плазматрон, технологический режим, теплозащитное покрытие, образцы, напыление, плазменная струя, коэффициент использования материала.

Spraying plasmatron coatings with powder supply to plasma flow

A. E. Mikheev¹, A. V. Girn¹, I. O. Yakubovich², M. S. Rudenko¹

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

²JSC “Krasmach”

29, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660123, Russian Federation
E-mail:michla@mail.ru

The efficiency of using plasma energy when applying coatings is largely determined by the design of the plasmatron. The main difference of the developed plasmatron PM-1 is the supply of transporting gas with powder to the plasma flow, which allows for a more efficient and even heating of the sprayed material. This paper presents the results of measuring the efficiency of the use of material, which is an important and indicative characteristic of plasmatrons, showing their economy and productivity, calculated the cost of electricity and conducted studies of sprayed samples for thermal shock.

Keywords: plasmatron, process mode, heat-protective coating, samples, spraying, plasma jet, material usage factor.

Введение. Целью данной работы является отработка технологических режимов нанесения теплозащитных покрытий с применением плазмотрона ПМ-1 и сравнение характеристик нанесенных покрытий с показателями, полученными на плазмотроне F4. Применение покрытий, защищающих от воздействия высоких температур, эрозионного и абразивного износов, воздействия нейтронных потоков, позволяют в большей мере сохранять конструкции от разрушений. Для этой цели многие предприятия аэрокосмической отрасли широко используют плазменное напыление покрытий [1–13].

К достоинствам метода плазменного напыления можно отнести следующие характеристики: высокую температуру струи, позволяющую наносить тугоплавкие материалы; значительную производительность, простоту технологии, относительно низкую себестоимость, хорошие показатели прочности сцепления покрытия с подложкой, возможность обработки деталей различной конфигурации и габаритов. Процесс является многофакторным и позволяет в широких пределах управлять качеством покрытий на основе оптимизации режимов напыления.

Экспериментальная часть. Эффективность использования энергии плазмы при нанесении покрытий во многом определяется конструкцией плазмотрона. Конструкция плазмотрона ПМ-1 со схемой подачи транспортирующего газа с порошком спутно плазменному потоку представлена в работе [1]. Предварительно проведенные исследования на плазмотроне ПМ-1 показали его некоторые преимущества по сравнению со стандартным плазмотроном F4. Но для плазмотрона ПМ-1 не были определены основные технологические параметры его эксплуатации и не все характеристики нанесенных покрытий исследованы.

В табл. 1 представлена подводимая мощность к плазмотрону F-4, которая находится в пределах от 20 до 52 кВт.

Таблица 1

Рассчитанные значения мощности

Сила тока, А	Напряжение дуги, В	Мощность, кВт
200	113,221	22,6442
300	100,254	30,0762
400	91,964	36,7856
550	83,585	45,97175
650	79,499	51,67435

Так как плазмотрон ПМ-1 является не до конца изученным на энергетические параметры, была поставлена задача проверить его при более низких плотностях тока (до 200 А). Основное отличие плазмотрона ПМ-1 – это подача транспортирующего газа с порошком спутно плазменному потоку, что позволяет обеспечить более эффективный и равномерный прогрев напыляемого материала. У плазмотрона F-4 подача порошка осуществляется под срез сопла. В качестве напыляемого материала применяли оксид алюминия, материал образцов сталь 45. Для сглаживания коэффициентов термического расширения использовали подслоя следующего состава (40% Al_2O_3 + 60% NiCr).

Основные параметры напыления на плазмотроне ПМ-1 и F4 представлены в табл. 2 и 3.

Плазмотроны устанавливались на шестиосный манипулятор KUKA. Движение плазмотронов осуществлялось по рассчитанной траектории, представленной на рис. 1.

Для исключения повторных переверотов образцов была рассчитана и подобрана схема с возвратным движением плазмотрона. Таким способом покрытие наносится ровным слоем.

Таблица 2

Входные параметры напыления плазмотроном ПМ-1

Сила тока, А	Напряжение дуги, В	Расход аргона, л/мин	Расход водорода, л/м	Скорость перемещения плазмотрона, м/с	Давление в порошковом питателе, Бар	Расстояние от среза сопла до поверхности образца, мм
200	150	40	4	0,2	4	90

Таблица 3

Входные параметры напыления плазмотроном F-4

Сила тока, А	Напряжение дуги, В	Расход аргона, л/мин	Расход водорода, л/м	Скорость перемещения плазмотрона, м/с	Давление в порошковом питателе, Бар	Расстояние от среза сопла до поверхности образца, мм
650	150	30	6	0,2	4	90

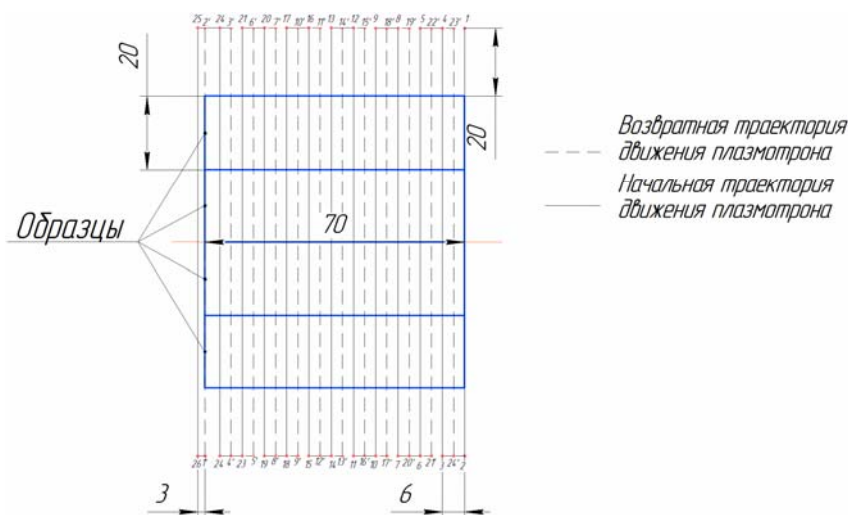


Рис. 1. Оптимальная траектория плазмотрона

Fig. 1. Optimal trajectory of the plasmotron

Ранее проводимые сравнения качества получаемых покрытий, напыляемых разными плазмотронами, проводили по трём основным свойствам, характеризующим качество покрытий, а именно: прочности сцепления с основой, толщине и пористости [1].

В данной работе представлены результаты измерения коэффициента использования материала (КИМ), являющегося важной и показательной характеристикой плазмотронов, показывающей их экономичность и производительность.

При сравнении двух плазмотронов ПМ-1 и F-4, по результатам исследований, полученных ранее, было принято решение плазмотрон ПМ-1 испытывать на низких энергетических параметрах (до 200 А), а F-4 на высокоэнергетических (до 550 А). Плазмотрон ПМ-1, благодаря своей конструкции и способу подачи порошка, показывает хорошие результаты, даже на небольших мощностях.

Время напыления на каждый образец – 60 с. Зная начальный вес образца и его конечный после напыления определяем количество нанесенного материала на образец. Сравнивая с общим весом расхода порошка при разных режимах работы порошкового питателя определяем КИМ.

Расчёт КИМ производился по формуле

$$\text{КИМ} = ((m_2 - m_1) / m_2) \cdot 100 \%,$$

где m_1 – масса образца до плазменного напыления; m_2 – масса образца после плазменного напыления.

Для определения зависимости расхода порошка при разных значениях скорости вращения диска в питателе были проведены специальные эксперименты, результаты которых представлены на рис. 2.



Рис. 2. График зависимости расхода порошка от частоты вращения диска

Fig. 2. Graph of powder consumption versus disk rotation frequency

Были выбраны 6 образцов, 3 из которых использовались для напыления «горок» плазмотроном ПМ-1, другие 3 – плазмотроном F-4. Для напыления на образцы плазмотроном ПМ-1 был выбран технологический режим, который представлен в табл. 2. При определении КИМ под-слой на образцы не напылялся.

В плазмотроне F4 при 200 А порошок не проплавляется, и, соответственно, результаты сравнения будут не адекватными, поэтому для плазмотрона F4 мы подбирали режимы, указанные в табл. 4, а для ПМ-1 – 200 А (табл. 5).

Таблица 4

Полученные результаты КИМ для плазмотрона F4

Время напыления оксида алюминия = 60 с					Разница напыленного оксида алюминия, гр	Коэффициент использования материала, %
Номер образца	Сила тока, А	Вес, гр		Обороты диска, об/мин		
		После абразивной обработки	С напыленным слоем оксида алюминия			
1	550	143,6	147,61	2	4,01	21,22
2	550	157,63	167,13	3	9,5	29,87
3	550	143,28	158,56	4	15,28	37,54

Таблица 5

Полученные результаты КИМ для плазмотрона ПМ-1

Время напыления оксида алюминия = 60 с					Разница напыленно- го оксида алюминия, гр	Коэффициент использования материала, %
Номер образца	Сила тока, А	Вес, гр		Обороты диска, об/мин		
		После абразивной обработки	С напыленным слоем оксида алюминия			
4	200	157,54	166,03	2	8,49	44,92
5	200	159,05	176,15	3	17,1	53,77
6	200	163,13	185,96	4	22,83	56,09

Результаты измерения КИМ представлены на рис. 3. Как видно из графика, КИМ при напылении плазматроном ПМ-1 в среднем на 15–18 % больше, чем у F4. Результаты расчета затрат на электроэнергию при напылении плазматроном ПМ-1 показали, что они примерно в 2 раза меньше затрат на F-4 (табл. 6).

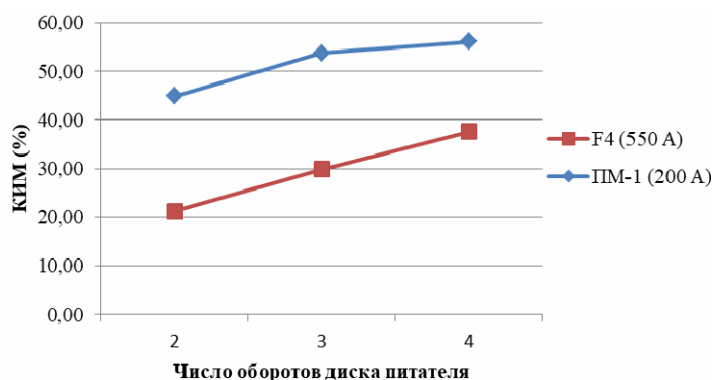


Рис. 3. График зависимости КИМ от числа оборотов питателя

Fig. 3. Graph of dependence of MUR rate on the number of revolutions of the feeder

Таблица 6

Затраты на электроэнергию

Стоимость 1 кВт/ч принята равной 4 руб.				
Плазматрон	Сила тока, А	Напряжение дуги, В	Мощность, кВт	Экономические затраты за 1 час работы плазматронов, руб.
ПМ-1	200	150	30	120
	300	150	45	180
F-4	550	150	82,5	330
	650	150	97,5	390

Также были проведены исследования напыленных образцов на термоудар. Температура, требуемая для прогрева покрытия и самого образца, – не менее 700 °С. Было проведено 10 циклов нагрев – охлаждение. Нагрев производился в электропечи. По исходам каждого цикла покрытия проверялись на дефекты и общее состояние. В ходе проделанной работы обнаружили небольшие сколы (рис. 4) покрытия по кромкам и изменение цвета покрытия. В целом все образцы F-4 и ПМ-1 выдержали испытания на жаропрочность, при этом дефекты были минимальны.



Рис. 4. Дефекты при испытаниях на жаропрочность

Fig. 4. Defects in heat resistance tests

Заключение. Результаты данной работы дополняют преимущества плазмотрона ПМ-1 в сравнении с F4, а именно повышенный на 15–18 % КИМ, примерно в 2 раза меньше затраты на электроэнергию при одинаковой стойкости покрытий на термоудар.

Библиографические ссылки

1. Михеев А. Е., Гирн А. В., Раводина Д. В., Якубович И. О. Плазмотрон для нанесения покрытий из тугоплавких дисперсных материалов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 365–372.
2. Патент России RU 2672054, МПК H05H 1/26, C23C 4/ 00, 09.11. 2018. Электродуговой плазмотрон для нанесения покрытий из тугоплавких дисперсных материалов / Михеев А. Е., Гирн А. В., Амельченко Н. А. Заявл. 10.01.2018. Опубл. 09.11.2018. Заявка: 2018100953.
3. Хасуй А. Техника напыления. М. : Машиностроение, 1975. 288 с.
4. Кудинов В. В, Иванов В. М. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий. М. : Машиностроение. 1981. 212 с.
5. Газотермические покрытия из порошковых материалов : справочник / Ю. А. Харламов, С. Л. Сидоренко, Е. Н. Ардатовская, Ю. С. Борисов. Киев : Наук. думка, 1987. 544 с.
6. Пузряков А. Ф. Теоретические основы технологии плазменного напыления : учеб. пособие по курсу технология конструкций из металлокомпозиов. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 235 с.
7. Харламов Ю. А. Факторы, влияющие на адгезионную прочность газотермических покрытий // Защитные покрытия на металлах. Киев, 1988. Вып. 22. С. 30–34.
8. Суров Н. С., Полак Л. С. Исследование взаимодействия частиц порошка с потоком плазмы в сопле // Физика и химия обработки материалов. 1969, № 2. С. 19–29.
9. Михеев А. Е., Колмыков В. А. Повышение эксплуатационных характеристик поверхностей элементов конструкций летательных аппаратов. Автоматизация процессов обработки. М. : МАКС Пресс, 2002. 224 с.
10. Михеев А. Е., Стацера В. В., Никушкин Н. В. Оборудование для нанесения качественных газотермических покрытий // Применение газотермических покрытий в машиностроении : материалы III Отраслевой науч.-техн. конф. М., 1990. С. 84–87.
11. Обработка тугоплавких оксидов в низкотемпературной плазме / В. В. Стацера, С. С. Ивасев, А. В. Гирн, А. Е. Михеев // Материалы и технологии XXI века : сб. науч. тр. Всерос. науч.-техн. конф. Пенза, 2001. С. 123–125.
12. Донской А. В., Клубникин В. С. Электроплазменные процессы и установки в машиностроении. Л. : Машиностроение, Ленингр. отделение, 1979. 221 с.
13. Жуков М. Ф., Смоляков В. Я., Урюков Б. А. Электродуговые нагреватели газа (плазмтроны). М. : Наука, 1973. 232 с.

References

1. Mikheev A. E., Girn A. V., Ravodina D. V., Yakubovich I. O. Plasmotron for coating with refractory dispersed materials // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. T. 19, No. 2. P. 365–372.
2. RU 2672054 patent of Russia, MPK N05N 1/26, S23S 4/00, 09.11. 2018. Electrode-head plasmatron for coating with refractory dispersed materials / Mihei A. E., Girn A. V., Amelchenko N. A. 10.01.2018. Publ. 09.11.2018. Application: 2018100953.
3. Khasuy A. Spraying technique. Moscow, Engineering, 1975. 288 p.
4. Kudinov V. V, Ivanov V. M. Plasma application of refractory coatings. Moscow, Engineering. 1981. 212 s.

5. Gas-thermal coverings from powder materials : reference book / Yu. A. Kharlamov, S. L. Sidorenko, E. N. Ardatovskaya, Yu. S. Borisov. Kiev, Naukova Duma, 1987. 544 p.
6. Pusryakov A. F. Theoretical foundations of plasma sputtering technology: Training manual on the course technology of metal composite structures. 2nd edition, redesign. and additional / A. F. Puzyakov. Moscow, Publishing House MSTU named after N. E. Bauman, 2008. 235 p.
7. Kharlamov Yu. A. Factors affecting the adhesion strength of gas-thermal coatings / Yu. A. Kharlamov // Protective coatings on metals. Kiev, 1988. Out. 22. P. 30–34.
8. Surov N. S., Polak L. S. Study of the interaction of powder particles with plasma flow in the nozzle // Physics and chemistry of materials processing. 1969, № 2. P. 19–29.
9. Mikheev A. E., Kolmykov V. A. Improving the operational characteristics of aircraft structural elements. Automation of processing processes / A. E. Mikheev, V. A. Kolmykov. Moscow, MAKSPress, 2002. 224 s.
10. Mikheev A. E., Statsura V. V., Nikushkin N. V. Equipment for the application of quality gas-thermal coatings // Application of gas-thermal coatings in mechanical engineering : III branch scientific and technical conference. Moscow, 1990. P. 84–87.
11. Treatment of refractory oxides in low-temperature plasma / V. V. Statsura, S. S. Ivasev, A. V. Girn, A. E. Mikheev // Materials and Technologies of the 21st Century : Sat. scientific works of the All-Russian Scientific and Technical Conference. Penza, 2001. P. 123–125.
12. Donskoy A. V., Klubnikin V. S. Electropasm processes and installations in mechanical engineering. Leningrad, Engineering, Leningr. from., 1979. 221 p.
13. Electric arc gas heaters (plasmatrone) / M. F. Zhukov, V. Ya. Smolyakov, B. A. Uryukov. Moscow, Science, 1973. 232 p.

© Михеев А. Е., Гирн А. В., Якубович И. О., Руденко М. С., 2021

Михеев Анатоли Егорович – доктор технических наук, профессор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

Якубович Иван Олегович – главный метролог; АО «Красмаш».

Руденко Михаил Сергеевич – ассистент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com.

Mikheev Anatoly Yegorovich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: michla@mail.ru.

Alexey Vassilyevich Girn – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Yakubovich Ivan Olegovich – Chief metrologist; JSC “Krasmach”.

Rudenko Mikhail Sergeevich – Assistant; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com.

УДК 532.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-201-209

Для цитирования: Электрооптический отклик пленок капсулированного полимером нематика с коническими граничными условиями / К. А. Фейзер, М. Н. Крахалев, В. Ф. Шабанов, В. Я. Зырянов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 201–209. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-201-209.

For citation: Feyzer K. A., Krakhalev M. N., Shabanov V. F., Zyryanov V. Ya. Electrooptical response of the films of polymer dispersed nematic with conical boundary conditions // Siberian Aerospace Journal. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 201–209. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-201-209.

Электрооптический отклик пленок капсулированного полимером нематика с коническими граничными условиями

К. А. Фейзер^{1*}, М. Н. Крахалев^{1,2}, В. Ф. Шабанов³, В. Я. Зырянов^{1,3}

¹Институт физики имени Л. В. Киренского Сибирского отделения Российской академии наук – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38

²Институт инженерной физики и радиоэлектроники, Сибирский федеральный университет

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

³Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр
Сибирского отделения Российской академии наук»

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50

E-mail address: fka@iph.krasn.ru

Исследован электрооптический отклик пленок капсулированного полимером нематика с коническими граничными условиями. В каплях нематика формируется аксиал-биполярная конфигурация директора. Показано, что изначально ориентация осей симметрии структуры капель хаотичная как в плоскости образца, так и по отношению к нормали к подложкам. Приложенное напряжение U ориентирует биполярные оси капель параллельно электрическому полю, а процесс переориентации является пороговым только в случае исходно ортогональной ориентации биполярной оси и нормали к подложкам. Соответственно, в исходном состоянии образцы интенсивно рассеивают свет, а процесс отклика на электрическое поле имеет беспороговый характер. Исследовались образцы с толщиной пленки 5, 10, 20 и 30 мкм. Для всех исследуемых образцов характерно высокое значение максимального коэффициента пропускания и коэффициента контрастности, которые для пленки толщиной 30 мкм равны 84 % и 5536, соответственно, и достигаются при напряжении $U = 12$ В. Полученные результаты актуальны для использования в оптоэлектронных устройствах с низким энергопотреблением, которые требуются для развития энергосберегающих технологий в аэрокосмической технике.

Ключевые слова: электрооптический материал, капсулированный полимером жидкий кристалл, нематик, конические граничные условия, ориентационная структура.

Electrooptical response of the films of polymer dispersed nematic with conical boundary conditions

K. A. Feyzer^{1*}, M. N. Krakhalev^{1,2}, V. F. Shabanov³, V. Ya. Zyryanov^{1,3}

¹Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

²Institute of Engineering Physics and Radio Electronics, Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

³Federal Research Center "Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch
of the Russian Academy of Sciences"
50, Akademgorodok St., Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail address: fka@iph.krasn.ru

The electrooptic response of films of polymer dispersed nematic under conical boundary conditions has been investigated. An axial-bipolar director configuration is formed in nematic droplets. It has been shown that initially, the orientation of droplet's bipolar axes is chaotic both in the sample plane and relative to the normal to the substrates. The applied voltage U orients the droplet's bipolar axes parallel to the electric field and the re-orientation process is threshold only when the bipolar axis is initially orthogonal to the substrate normal. Accordingly, the samples strongly scatter light in the initial state, and the optical response to an electric field is thresholdless. The samples with a film thickness of 5, 10, 20 and 30 μm have been studied. All the samples under study are characterized by a high transmittance and contrast ratio, which for a 30 μm sample are equal to 84 % and 5536, respectively, and achieved at $U = 12$ V. The results obtained are relevant for use in low-power optoelectronic devices required for the development of energy-saving technologies in aerospace engineering.

Keywords: electro-optical material, nematic, polymer dispersed liquid crystal, electro-optical response, conical boundary conditions, orientation structure.

Введение. Пленки капсулированного полимером жидкого кристалла (КПЖК) состоят из капель жидкого кристалла, диспергированного в полимерную матрицу [1; 2]. В последнее время большое внимание уделяется ЖК композитам в связи с их широкими возможностями применения в электрооптических устройствах, таких как умные окна, оптические датчики, гибкие устройства отображения информации и пр. [3; 4]. Разрабатываются новые композитные материалы с улучшенными оптическими характеристиками и уменьшенными управляющими напряжениями [5; 6]. Оптические свойства таких материалов зависят от исходной конфигурации директора (единичного вектора, ориентированного вдоль длинных осей молекул жидкого кристалла), формирующейся в каплях, изменяя которую воздействием внешних факторов (однаправленным растяжением пленки [7–9], изменением температуры [10], приложением электрического поля [3]) можно управлять светопропусканием всей пленки. Так, в исходном состоянии градиент показателей преломления между полимерной матрицей n_p и необыкновенным показателем преломления жидкого кристалла n_e приводит к интенсивному светорассеянию падающего света. При включении электрического поля, направленного перпендикулярно плоскости образца, директор ЖК ориентируется вдоль поля и пленка переходит в прозрачное состояние при условии, что показатель преломления полимера n_p равен обыкновенному показателю преломления ЖК n_o .

На сегодняшний день хорошо изучен электрооптический отклик КПЖК пленок, в которых на межфазной границе директор ориентирован перпендикулярно (гомеотропные граничные условия) [11] и параллельно [12; 13] (тангенциальные граничные условия) поверхности капли. Напряжения, требуемые для переключения КПЖК пленок с такими граничными условиями в прозрачное состояние, на сегодняшний день составляют десятки и сотни вольт, что заметно больше значений, требуемых для современных ЖК устройств. Улучшить электрооптические характеристики ЖК композитов можно различными способами, например при добавлении в ЖК дихроичного красителя (эффект гость – хозяин) увеличивается контрастное отношение образцов, при этом управляющие поля не меняются [11]. В работе [5; 6] введение в ЖК хиральной добавки и фотосшиваемого полимера позволило уменьшить управляющие поля.

В КПЖК пленках, в которых для нематика задаются конические граничные условия (директор на межфазной границе капель ориентирован под углом 40° к нормали к поверхности)

формируется аксиал-биполярная конфигурация директора [14]. Капли с такой конфигурацией под действием электрического поля стремятся сориентироваться осью симметрии вдоль приложенного поля, а процесс переориентации оси симметрии носит пороговый характер. При этом величина порогового поля в несколько раз меньше порогового поля, необходимого для переориентации аналогичных капель с биполярной ориентационной структурой, которая формируется при тангенциальных граничных условиях [15]. Однако макроскопические оптические свойства КПЖК пленок с коническими граничными условиями и их изменение при воздействии электрического поля на сегодняшний день практически не исследованы.

В данной работе исследован электрооптический отклик КПЖК пленок с каплями нематика, имеющими аксиал-биполярную ориентационную структуру поля директора, в случае, когда электрическое поле приложено перпендикулярно плоскости пленки.

Материалы и методы. Были изучены КПЖК пленки на основе нематической смеси ЛН-396 (Белорусский государственный технологический университет), диспергированной в полимерную матрицу, в качестве которой использовался полиизобутилметакрилат (ПиБМА) (Sigma). Образцы были изготовлены по смешанной технологии SIPS и TIPS [2; 16] с весовым соотношением ЛН – 396 : ПиБМА = 60 : 40. На первом этапе гомогенная смесь нематика / полимера / этилацетата наносилась на стеклянную подложку, покрытую ИТО электродом и высушивалась до полного удаления растворителя этилацетата. В результате происходило фазовое разделение и формирование композитной КПЖК пленки. Далее на части подложки, не покрытой композитной пленкой, располагались тефлоновые спейсеры. Для получения образцов с различной толщиной КПЖК пленки использовались спейсеры толщиной 5, 10, 20 или 30 мкм. Композитная пленка и тефлоновые спейсеры накрывались второй стеклянной пластиной с прозрачным ИТО электродом, и полученная ячейка помещалась под пресс, нагревалась до 70 °С и выдерживалась при этой температуре в течение 30 мин. После нагревания вышеописанная ячейка извлекалась из пресса и охлаждалась до комнатной температуры в течение 1 мин.

Исследование электрооптического отклика проводилось на типовой установке. Луч от He-Ne лазера (Linios) с длиной волны $\lambda = 632,8$ нм использовался в качестве источника излучения. Коэффициент пропускания КПЖК пленок измерялся с помощью кремниевого фотодетектора PDA100A-EC (Thorlabs). Сигнал с фотодетектора регистрировался цифровым мультиметром 34465A (KEYSIGHT Technologies). Рассеянное на образцах излучение задерживалось диафрагмой с угловым размером 50 мин., что позволяло регистрировать только проходящий свет. На КПЖК ячейку подавалось переменное напряжение с частотой 1 кГц от генератора сигналов ГЗ-123. Морфология образцов и оптические текстуры капель нематика исследовались с помощью поляризационного оптического микроскопа (POM) AxioImager.M1m (CarlZeiss). Для микроскопических исследований процесса отклика капель на электрическое поле был изготовлен образец с толщиной спейсеров 30 мкм и средним размером капель 7,2 мкм. Для этого на заключительной стадии процесса изготовления образец охлаждался до комнатной температуры в течение 60 мин.

Электрооптический отклик КПЖК пленок. На рис. 1 показаны фотографии участка образца композитной пленки с каплями ЖК, имеющими средний размер 7,2 мкм. В исходном состоянии биполярные оси капель во всем объеме пленки ориентированы хаотично, что способствует интенсивному рассеянию падающего на них излучения (рис. 1, а). Образец изучался в неполяризованном свете, при этом видно, что различные отдельные капли по-разному рассеивают свет. Данный эффект связан с различной ориентацией осей симметрии структуры капель относительно нормали к плоскости пленки (направлению наблюдения) [14]. Соответственно, минимальное рассеяние будет наблюдаться на каплях, у которых биполярная ось параллельна

оси наблюдения, и наоборот, максимально рассеивать свет будут капли с осью симметрии, лежащей в плоскости образца. Характер отклика капель напрямую зависит от ориентации биполярной оси по отношению к прикладываемому полю, которое параллельно направлению наблюдения. Если угол между полем и осью капли отличен от 90° , то процесс отклика является практически безпороговым и уже при малых полях происходит переориентация биполярной оси (рис. 1, *b*). При этом чем больше приложенное напряжение, тем сильнее капли ориентируются по полю (рис. 1, *c*). И, наоборот, при ортогональной ориентации биполярной оси капли по отношению к прикладываемому полю, процесс переориентации носит пороговый характер, при этом начало процесса переориентации происходит при напряжениях, вызывающих практически полную переориентацию капель с исходно неортогональной ориентацией оси симметрии (рис. 1, *d*).

При изготовлении ячеек для электрооптических исследований скорость охлаждения образцов была выше, что способствовало уменьшению среднего размера капель до значения 2,1 мкм. При этом исходное распределение ориентации биполярных осей капель в образцах было аналогично описанному выше и показанному на рис. 1. Как следствие, описанный процесс отклика на электрическое поле ансамбля капель ЖК проявляется и в электрооптическом отклике исследуемых образцов.

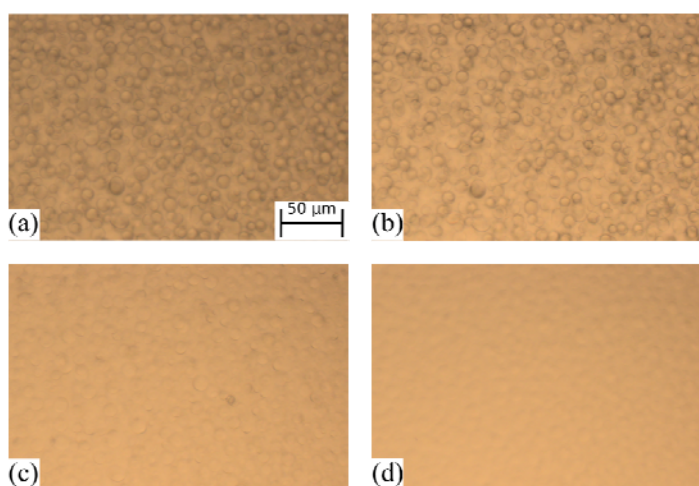


Рис. 1. Фотографии КПЖК пленки, сделанные при приложении электрического напряжения $U = 0$ В (*a*), 5 В (*b*), 7 В (*c*), 10 В (*d*)

Fig. 1. Photos of the PDLC film taken at the applied voltage $U = 0$ V (*a*), 5 V (*b*), 7 V (*c*), 10 V (*d*)

Описанный выше характер отклика на электрическое поле ансамбля капель ЖК проявляется соответствующим образом и в макроскопическом электрооптическом отклике исследуемых образцов. На рис. 2, *a* представлены зависимости светопропускания T образцов от величины приложенного напряжения U . Светопропускание T определялось как отношение интенсивности I света, прошедшего через образец, к интенсивности I_0 падающего излучения: $T = (I / I_0)$. Из зависимостей видно, что изменение светопропускания при приложении напряжения практически безпороговое. При воздействии относительно малых напряжений происходит незначительное увеличение светопропускания, затем происходит резкое возрастание коэффициента T с ростом U , после чего процесс изменения замедляется и выходит на насыщение. Так, уровень пропускания 10 % от максимального значения коэффициента $T_{\max}$ достигается при напряжениях $U_{10} = 1,8$ В для образца с толщиной спейсеров 5 мкм, а в 30 мкм образце $U_{10} = 8,0$ В. Видно, что

с увеличением толщины образца d напряжение U_{10} возрастает (рис. 2, *b*), при этом для образцов толщиной от 10 до 30 мкм наблюдается практически линейная зависимость $U_{10}(d)$.

Для всех исследуемых образцов характерным являются низкие значения напряжения, при котором достигается максимальное светопропускание (рис. 2). Так, уровень пропускания 90 % от $T_{\max}$ достигается при напряжениях $U_{90} = 4,8$ В для образца с толщиной спейсеров 5 мкм, а в 30 мкм образце $U_{90} = 12,0$ В. При этом с ростом толщины образцов d происходит увеличение напряжения U_{90} , однако величина отношения U_{90}/d монотонно уменьшается с ростом d . Исследуемые образцы характеризуются высоким значением максимального коэффициента пропускания. Так, $T_{\max} = 91$ % для образца толщиной 5 мкм, и $T_{\max} = 84$ % при толщине спейсеров 30 мкм. Это позволяет добиваться значительной величины контрастного отношения $CR = T_{\max}/T_{\min}$ ($T_{\min}$ – коэффициент пропускания образца в исходном состоянии), которое достигает значения 5078 для 30 мкм образца (рис. 2, *b*). Уменьшение значения CR с уменьшением d обусловлено тем, что в более тонких образцах в исходном состоянии образцы рассеивают свет менее интенсивно, что проявляется в большем значении коэффициента $T_{\min}$. Так, для КПЖК пленки толщиной 5 мкм $T_{\min} = 17,4$ % и $T_{\min} = 0,015$ % для пленки с $d = 30$ мкм.

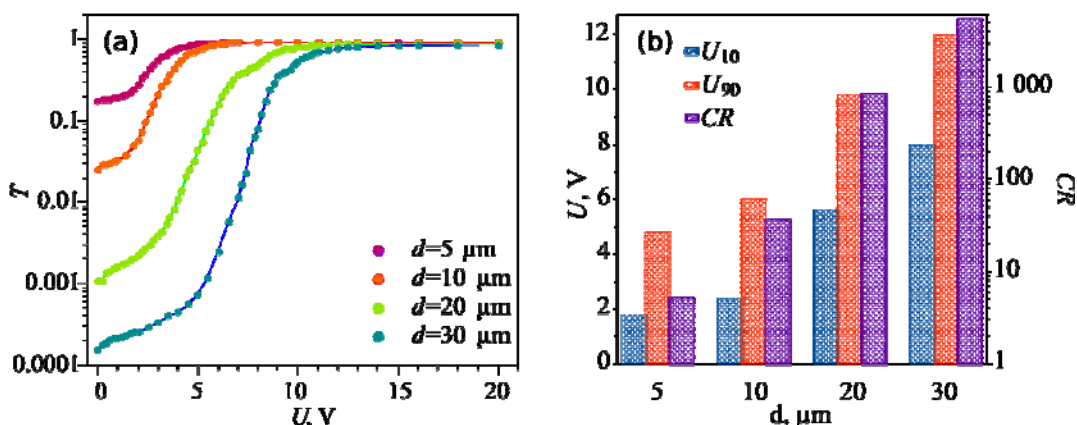


Рис. 2. Зависимость светопропускания T от приложенного напряжения U (*a*); напряжение при $T = 10$ % (U_{10}), напряжение при $T = 90$ % (U_{90}) и коэффициент контрастности (CR) для КПЖК пленок толщиной $d = 5, 10, 20$ и 30 мкм (*b*)

Fig. 2. Dependences of light transmittance T on applied voltage U (*a*); the voltage at $T = 10$ % (U_{10}), the voltage at $T = 90$ % (U_{90}), and contrast ratio (CR) of PDLC films with a thickness of $d = 5, 10, 20$ and 30 μm (*b*)

Для анализа светопропускания образцов используют экспоненциальную зависимость коэффициента пропускания $T = \exp(-N\sigma d)$ от толщины d рассеивающей среды. Здесь N – плотность расположения капель ЖК; σ – эффективное сечение рассеяния отдельной капли, зависящее от соотношения необыкновенного показателя преломления ЖК n_e и полимера n_p , радиуса капель и длины волны света [16]. На рис. 3 показаны зависимости $T_{\min}$ и $T_{\max}$ от толщины образцов. Видно, что для КПЖК пленок толщиной спейсеров d от 5 до 20 мкм наблюдается близкая к линейной зависимость $\log(T_{\min})$. Отклонение от данной зависимости для более толстого образца можно объяснить существенным вкладом многократного рассеяния на каплях ЖК, что способствует замедлению уменьшения коэффициента пропускания с увеличением толщины рассеивающего слоя. При этом для зависимости $\log(T_{\max})$ наблюдается противоположная тенденция ускоренного уменьшения коэффициента $T_{\max}$ с ростом d . Данный эффект, по-видимому, связан со сложной ориентационной структурой капель, рассеивающих излучение. Например, наличие точечных и линейного дефектов, дающих дополнительное рассеяние света внутри капель.

Данное рассеяние слабо проявляется в исходном состоянии, когда преобладает рассеяние света вследствие значительного градиента показателя преломления между полимером и ЖК. При этом в режиме насыщения данный градиент показателя преломления становится незначительным, а дополнительный вклад от рассеяния на дефектах ориентационной структуры внутри капле ЖК способен оказывать значительное влияние на общую картину рассеяния, и, как следствие, на коэффициент пропускания образца $T_{\max}$.

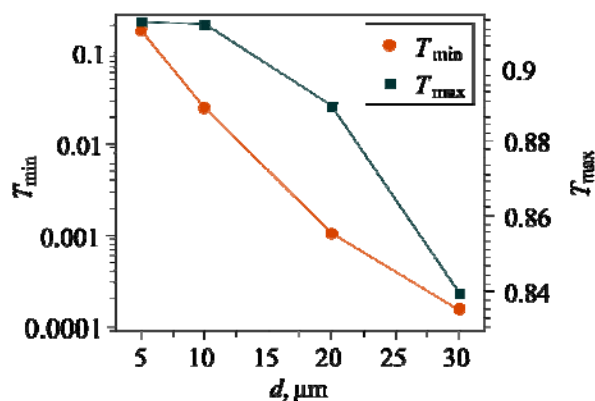


Рис. 3. Зависимости минимальных ($T_{\min}$) и максимальных ($T_{\max}$) значений светопропускания от толщины КПЖК пленок d

Fig. 3. Dependences of minimal ($T_{\min}$) and maximal ($T_{\max}$) light transmittance on the sample thickness d

Закключение. В данной работе нами был исследован электрооптический отклик ячеек на основе КПЖК пленок, в которых полимер задает конические граничные условия для нематического жидкого кристалла. Описан процесс переориентации ансамбля капле с аксиал-биполярной конфигурацией директора, показано что в исходном состоянии биполярные оси капле ориентированы случайным образом как в плоскости образца, так и относительно нормали к плоскости ячейки. Как следствие, в процессе отклика исследуемых КПЖК ячеек отсутствует явно выраженный порог, однако при небольших приложенных напряжениях происходят незначительные изменения ориентационной структуры капле нематика и, соответственно, пропускания света. Электрооптический отклик исследовался для образцов КПЖК пленок различной толщины, для которых были измерены зависимости коэффициента пропускания света от величины приложенного напряжения. Для исследованных образцов характерны малые управляющие поля, но одновременно с этим достигаются высокий коэффициент пропускания ячеек во включенном состоянии и большие значения контрастного отношения CR , наблюдаемого в образцах толщиной 20 мкм и более. Для напряжения U_{10} характерна практически обратно-пропорциональная зависимость от толщины образца d . Полученные результаты показали, что КПЖК пленки с коническим сцеплением на межфазных границах раздела перспективны для использования в качестве электрооптических материалов с низким управляющим напряжением и высоким контрастным отношением.

Библиографические ссылки

1. Kitzerow H.-S. Polymer-dispersed liquid crystals From the nematic curvilinear aligned phase to ferroelectric films // Liquid Crystals. 1994. Vol. 16, № 1. P. 1–31.
2. Жаркова Г. М., Сонин А. С. Жидкокристаллические композиты. М. : Наука, 1994. 214 с.

3. Drzaic P. S. Polymer dispersed nematic liquid crystal for large area displays and light valves // *Journal of Applied Physics*. American Institute of Physics. 1986. Vol. 60, No. 6. P. 2142–2148.
4. Kurihara S., Masumoto K., Nonaka T. Optical shutter driven photochemically from anisotropic polymer network containing liquid crystalline and azobenzene molecules // *Appl. Phys. Lett.* American Institute of Physics. 1998. Vol. 73, No. 2. P. 160–162.
5. Guo S. et al. An electrically light-transmittance-controllable film with a low-driving voltage from a coexistent system of polymer-dispersed and polymer-stabilised cholesteric liquid crystals // *Liquid Crystals*. 2018. Vol. 45, No. 12. P. 1854–1860.
6. Liu F. et al. Effects of monomer structure on the morphology of polymer networks and the electro-optical properties of polymer-dispersed liquid crystal films // *Liquid Crystals*. 2012. Vol. 39, No. 4. P. 419–424.
7. Ya Zyryanov V. et al. Uniaxially Oriented Films of Polymer Dispersed Liquid Crystals: Textures, Optical Properties and Applications // *Molecular Crystals and Liquid Crystals*. 2005. Vol. 438, No. 1. P. 163/[1727]–173/[1737].
8. Aphonin O. Optical properties of stretched polymer dispersed liquid crystal films: Angle-dependent polarized light scattering // *Liquid Crystals*. 1995. Vol. 19, No. 4. P. 469–480.
9. Zyryanov V. Ya., Smorgon S. L., Shabanov V. F. Elongated films of polymer-dispersed liquid crystals as scattering polarizers // *Molecular Engineering*. 1992. Vol. 1, No. 4. P. 305–310.
10. Temperature switch and thermally induced optical bistability in a PDLC / P. Mormile et al. // *Optics Communications*. 1998. Vol. 147, No. 4. P. 269–273.
11. Preparation and electrooptic study of reverse mode polymer dispersed liquid crystal: Performance augmentation with the doping of nanoparticles and dichroic dye / V. Sharma et al. // *Journal of Applied Polymer Science*. 2020. Vol. 137, No. 22. P. 48745.
12. Wu B.-G., Erdmann J. H., Doane J. W. Response times and voltages for PDLC light shutters // *Liquid Crystals*. Taylor & Francis. 1989. Vol. 5, No. 5. P. 1453–1465.
13. Polymer Dispersed Liquid Crystals for Display Application / J. W. Doane et al. // *Molecular Crystals and Liquid Crystals Incorporating Nonlinear Optics*. Taylor & Francis. 1988. Vol. 165, No. 1. P. 511–532.
14. Director configurations in nematic droplets with tilted surface anchoring / M. N. Krakhalev et al. // *Liquid Crystals*. 2017. Vol. 44, No. 2. P. 355–363.
15. Electrically induced structure transition in nematic liquid crystal droplets with conical boundary conditions / V. Yu. Rudyak et al. // *Physical Review E*. 2017. Vol. 96, No. 5. P. 052701-1–052701-5.
16. Drzaic P. S. *Liquid crystal dispersions*. Singapore□; River Edge, NJ: World Scientific, 1995. 429 p.

References

1. Kitzerow H. S. Polymer-dispersed liquid crystals From the nematic curvilinear aligned phase to ferroelectric films. *Liquid Crystals*. 1994, Vol. 16, No 1, P. 1–31.
2. Zharkova G. M., Sonin A. S. *Zhidkokristallicheskie kompozity* [Liquid crystal composites]. Moscow, Nauka, 1994, 214 p.
3. Drzaic P. S. Polymer dispersed nematic liquid crystal for large area displays and light valves. *Journal of Applied Physics, American Institute of Physics*. 1986, Vol. 60, No 6, P. 2142–2148.
4. Kurihara S., Masumoto K., Nonaka T. Optical shutter driven photochemically from anisotropic polymer network containing liquid crystalline and azobenzene molecules. *Appl. Phys. Lett. American Institute of Physics*. 1998, Vol. 73, No. 2, P. 160–162.

5. Guo S. et al. An electrically light-transmittance-controllable film with a low-driving voltage from a coexistent system of polymer-dispersed and polymer-stabilised cholesteric liquid crystals. *Liquid Crystals*. 2018, Vol. 45, No 12. P. 1854–1860.
6. Liu F. et al. Effects of monomer structure on the morphology of polymer networks and the electro-optical properties of polymer-dispersed liquid crystal films. *Liquid Crystals*. 2012, Vol. 39, No 4, P. 419–424.
7. Ya Zyryanov V. et al. Uniaxially Oriented Films of Polymer Dispersed Liquid Crystals: Textures, Optical Properties and Applications. *Molecular Crystals and Liquid Crystals*. 2005, Vol. 438, No 1, P. 163/[1727]–173/[1737].
8. Aphonin O. Optical properties of stretched polymer dispersed liquid crystal films: Angle-dependent polarized light scattering. *Liquid Crystals*. 1995, Vol. 19, No 4, P. 469–480.
9. Mormile P. et al. Temperature switch and thermally induced optical bistability in a PDLC. *Optics Communications*. 1998, Vol. 147, No 4, P. 269–273.
10. Sharma V. et al. Preparation and electrooptic study of reverse mode polymer dispersed liquid crystal: Performance augmentation with the doping of nanoparticles and dichroic dye. *Journal of Applied Polymer Science*. 2020, Vol. 137, No 22. P. 48745.
11. Wu B.-G., Erdmann J. H., Doane J. W. Response times and voltages for PDLC light shutters. *Liquid Crystals*. Taylor & Francis. 1989, Vol. 5, No 5, P. 1453–1465.
12. Wu B.-G., Erdmann J. H., Doane J. W. Response times and voltages for PDLC light shutters. *Liquid Crystals*. Taylor & Francis. 1989, Vol. 5, No 5, P. 1453–1465.
13. Doane J. W. et al. Polymer Dispersed Liquid Crystals for Display Application. *Molecular Crystals and Liquid Crystals Incorporating Nonlinear Optics*. Taylor & Francis. 1988, Vol. 165, No 1. P. 511–532.
14. Krakhalev M. N. et al. Director configurations in nematic droplets with tilted surface anchoring. *Liquid Crystals*. 2017, Vol. 44, No, 2, P. 355–363.
15. Rudyak V. Yu. et al. Electrically induced structure transition in nematic liquid crystal droplets with conical boundary conditions. *Physical Review E*. 2017, Vol. 96, No 5, P. 052701-1– 052701-5.
16. Drzaic P. S. Liquid crystal dispersions. Singapore ; River Edge, NJ: World Scientific, 1995, 429 p.

© Фейзер К. А., Крахалев М. Н., Шабанов В. Ф., Зырянов В. Я., 2021

Фейзер Кристина Андреевна – инженер лаборатории молекулярной спектроскопии; Институт физики имени Л. В. Киренского Сибирского отделения Российской академии наук – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: fka@iph.krasn.ru.

Крахалев Михаил Николаевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник лаборатории молекулярной спектроскопии; Институт физики имени Л. В. Киренского Сибирского отделения Российской академии наук – обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН; доцент кафедры общей физики; Институт инженерной физики и радиоэлектроники Сибирского федерального университета. E-mail: kmn@iph.krasn.ru.

Шабанов Василий Филиппович – доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН, научный руководитель; Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук» (ФИЦ КНЦ СО РАН). E-mail: shabanov@ksc.krasn.ru.

Зырянов Виктор Яковлевич – доктор физико-математических наук, профессор, руководитель научного направления, заведующий лабораторией молекулярной спектроскопии; Институт физики имени Л. В. Киренского Сибирского отделения Российской академии наук – обособленного подразделения ФИЦ КНЦ СО РАН; заведующий отделом молекулярной электроники; Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук» (ФИЦ КНЦ СО РАН). E-mail: zyr@iph.krasn.ru.

Feyzer Kristina Andreevna – engineer, laboratory of molecular spectroscopy; Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS. E-mail: fka@iph.krasn.ru.

Krakhalev Mikhail Nikolaevich – Cand. Sc., senior researcher, laboratory of molecular spectroscopy, Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS, Associate Professor at the Department of General Physics, Institute of Engineering Physics and Radio Electronics, Siberian Federal University. E-mail: kmn@iph.krasn.ru.

Shabanov Vasily Philipovich – Dr. Sc., Professor, Academician, Scientific director of Federal Research Center “Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences”. E-mail: shabanov@ksc.krasn.ru.

Zyryanov Victor Yakovlevich – Dr. Sc., Professor, Head of the scientific direction and Laboratory of molecular spectroscopy, Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS; Head of the Department of Molecular Electronics, Federal Research Center “Krasnoyarsk Science Center of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences”. E-mail: zyr@iph.krasn.ru.
