

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ



SIBERIAN AEROSPACE JOURNAL

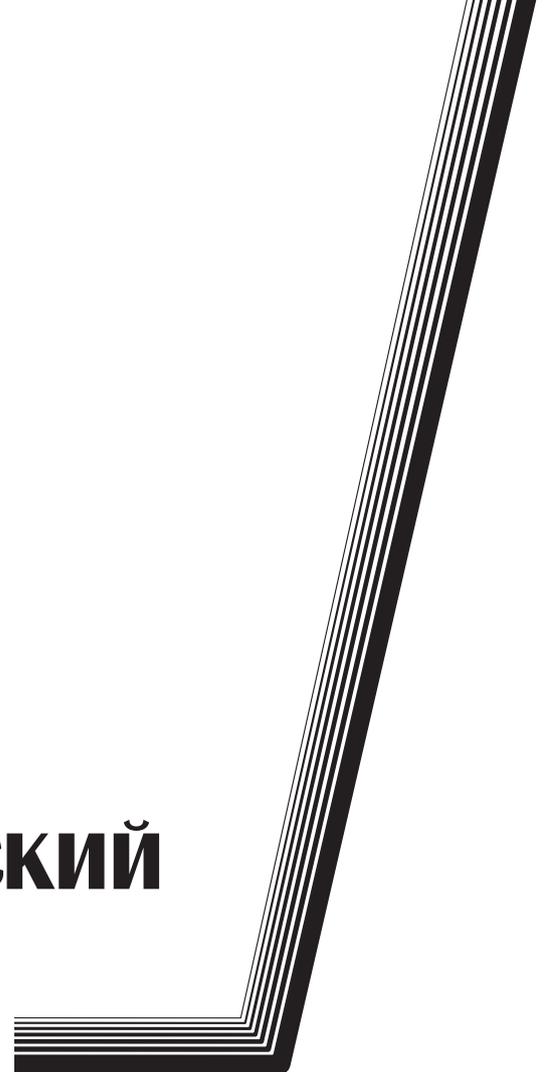
**Том
Vol. 22, № 2**

КРАСНОЯРСК 2021

СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 22, № 2

Красноярск 2021



СИБИРСКИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ

Том 22, № 2

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)

Мионов 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 2

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).

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

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

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

Учредитель и издатель

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

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:

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

Редактор Н. Н. ГОЛОСКОКОВА

Ответственный редактор английского текста

М. В. САВЕЛЬЕВА

Оригинал-макет и верстка М. А. СВЕТЛАКОВОЙ

Подписано в печать 23.06.2021. Формат 70×108/16.

Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 22,8.

Уч.-изд. л. 20,3. Тираж 100 экз. Заказ 3096. С 145/21.

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: 01.07.2021. Свободная цена

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

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

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

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

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

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

The journal was first published in 2000. 2000 – Vestnik Sibirskey 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

Editor N. N. GOLOSOKOVA

Executive editor (English Language) M. V. SAVELYEVA

Layout original M. A. SVETLAKOVA

Signed (for printing): 23.06.2021. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 22,8. Published sheets 20,3.

100 copies. Order 3096. С 145/21.

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: 01.07.2021. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Ефимов С. Н., Терсков В. А., Серикова О. Ю., Попова А. В. Постановка задачи оптимизации структуры аппаратно-программного комплекса системы управления реального времени	218
Картамышев А. С., Черныш Б. А. Разработка эффективной системы информационной поддержки принятия управленческих решений на предприятиях ракетно-космической отрасли	227
Матвеев А. Д. Метод фиктивных дискретных моделей в расчетах тел с неоднородной регулярной структурой	244
Мурыгин А. В., Тынченко В. С., Курашкин С. О., Бочаров А. Н., Петренко В. Е. Программная система математического моделирования процесса электронно-лучевой сварки	261
Подкопаев А. В., Подкопаев И. А. Централизованный адаптивный алгоритм процедуры оптимального условного поиска места отказа динамических систем	275
Пустошилов А. С., Царев С. П., Ушаков Ю. Ю., Овчинникова Е. В. Аномалии эфемеридных и временных продуктов IGS и их влияние на решение навигационных задач	288

Раздел 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Астахов С. А., Бирюков В. И., Сизов Г. А. Методика определения акустических характеристик камер сгорания ракетного двигателя твердого топлива	302
Беляков В. А., Василевский Д. О., Ермашкевич А. А., Коломенцев А. И., Фаризанов И. Р. Проектирование системы охлаждения многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе	316
Кольга В. В., Лыкум А. И., Марчук М. Е., Филипсон Г. Ю. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа	328
Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Яцуненко В. Г., Савчин Д. А. Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги	339

Раздел 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Аброськин В. А., Чернорот В. А., Кишкин А. А., Делков А. В., Журавлев В. Ю. Конверсионное использование моделей рабочих процессов турбоустановок ракетных двигателей в приложении к локальной энергетике	356
Иванов Ю. Ф., Ереско С. П., Клопотов А. А., Рыгина М. Е., Петрикова Е. А., Тересов А. Д. Структурно-фазовое состояние и свойства заэвтектического силумина, обработанного импульсным электронным пучком	371
Назарова З. И., Назаров А. Н. Прогнозирование образования конкурирующих фаз при росте тонких плёнок Cr_2GaS на $\text{MgO}(111)$	383
Руденко М. С., Михеев А. Е., Гирн А. В. Технология изготовления сотовых наполнителей из полимерных композиционных материалов	391
Яковлев И. А. Сравнение магнитной анизотропии поликристаллической и монокристаллической плёнок Fe_3Si	398

CONTENTS

Part 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

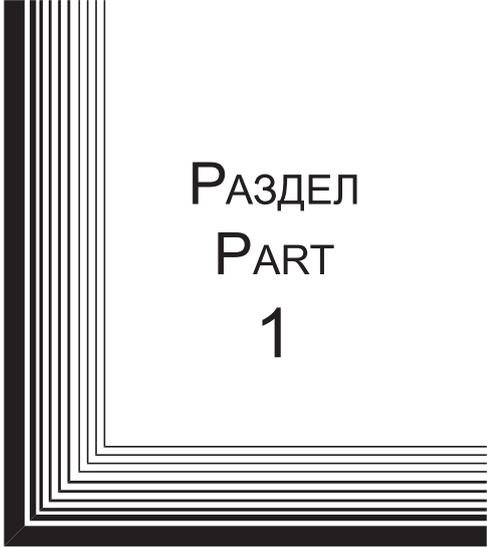
Efimov S. N., Terskov V. A., Serikova O. Y., Popova A. V. Statement of the problem of optimization of the structure information processing computer appliances for real-time control systems	218
Kartamyshev A. S., Chernysh B. A. Development of an effective system of information support for management decision-making at the enterprises of the rocket and space industry	227
Matveev A. D. The method of fictitious discrete models in calculations bodies with an inhomogeneous regular structure	244
Murygin A. V., Tynchenko V. S., Kurashkin S. O., Bocharov A. N., Petrenko V. E. Software system for mathematical simulation of the electronic beam welding process	261
Podkopaev A. V., Podkopaev I. A. Centralized adaptive algorithm for the procedure of optimal conditional search for the place of failure of dynamic systems	275
Pustoshilov A. S., Tsarev S. P., Ushakov Yu. Yu., Ovchinnikova E. V. Anomalies in IGS ephemeris and clock products and their impact on the solution of navigation problems	288

Part 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Astahov S. A., Biryukov V. I., Sizov G. A. Procedure for determining the acoustic characteristics of combustion chambers of a rocket engine for solid fuel	302
Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Design of the cooling system of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel	316
Kolga V. V., Lykum A. I., Marchuk M. E., Filipson G. U. Optimization the position of the spacecraft instrument panel mounting points based on modal analysis	328
Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenkov V. G., Savchin D. A. Characteristics of low thrust liquid-propellant rocket engines testing process	339

Part 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Abroskin V. A., Chernorot V. A., Kishkin A. A., Delkov A. V., Zhuravlev V. Yu. Conversion use of models of working processes of rocket engine turbine installations in the application to local power engineering	356
Ivanov Yu. F., Eresko S. P., Klopotov A. A., Rygina M. E., Petrikova E. A., Teresov A. D. Structural-phase state and properties of hypereutectic silumin treated with a pulsed electron beam	371
Nazarova Z. I., Nazarov A. N. Prediction of formation of competing phases during the growth of Cr ₂ GaC THIN FILMS ON MgO(111)	383
Rudenko M. S., Mikheev A. E., Girn A. V. Manufacturing technology honeycomb core from polymeric composite materials	391
Yakovlev I. A. The magnetic anisotropy comparison of polycrystalline and single-crystal Fe ₃ Si films	398



РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



УДК 539.374

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-218-226

Для цитирования: Постановка задачи оптимизации структуры аппаратно-программного комплекса системы управления реального времени / С. Н. Ефимов, В. А. Терсков, О. Ю. Серикова, А. В. Попова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 218–226. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-218-226.

For citation: Efimov S. N., Terskov V. A., Serikova O. Y., Popova A. V. Statement of the problem of optimization of the structure information processing computer appliances for real-time control systems. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 218–226. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-218-226.

Постановка задачи оптимизации структуры аппаратно-программного комплекса системы управления реального времени

С. Н. Ефимов^{1*}, В. А. Терсков¹, О. Ю. Серикова², А. В. Попова¹

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

²Красноярский институт железнодорожного транспорта –
филиал Иркутского государственного университета путей сообщения
Российская Федерация, 660028, г. Красноярск, ул. Новая Заря, 2

*E-mail: efimov@bk.ru

В статье приведена постановка задачи оптимизации структуры аппаратно-программных комплексов, предназначенных для систем управления реального времени, применяемых, в том числе, в ракетно-космической отрасли. Кроме того, изучены особенности данной задачи, влияющие на выбор методов оптимизации. Делается вывод, что данная задача может быть эффективно решена с использованием эволюционных методов оптимизации.

Существующие модели производительности позволяют определять минимальную аппаратную конфигурацию многопроцессорного вычислительного комплекса. Предложенный в данной статье подход позволяет находить конфигурации, обладающие аппаратной избыточностью (по сравнению с минимальной конфигурацией), но, за счёт этого, имеющие большую вероятность нахождения в состояниях, обеспечивающих производительность, достаточную для достижения целей функционирования проектируемой системы управления реального времени. Описанный подход является более гибким, чем простое дублирование всех аппаратных компонентов минимальной конфигурации, что может быть использовано для уменьшения затрат на создание и эксплуатацию проектируемой системы управления.

Предложенная модель может быть использована для оптимизации производительности многопроцессорных аппаратно-программных комплексов систем управления реального времени. При этом нужно учитывать, что ресурсы, выделенные на создание и эксплуатацию аппаратно-программного комплекса, всегда ограничены. Поэтому целесообразно рассматривать задачу оптимизации производительности как многокритериальную: одним критерием будет производительность, а другим – затраты на создание аппаратно-программного комплекса.

Ключевые слова: аппаратно-программный комплекс, модель, производительность, системы управления реального времени, теория массового обслуживания.

Statement of the problem of optimization of the structure information processing computer appliances for real-time control systems

S. N. Efimov^{1*}, V. A. Terskov¹, O. Y. Serikova², A. V. Popova¹

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

²Krasnoyarsk Institute of Railway Transport, branch of the Irkutsk State University of Communications
2, Novaya Zarya St., Krasnoyarsk, 660028, Russian Federation

*E-mail: efimov@bk.ru

The article presents the problem of optimizing the structure of information processing computer appliances for real-time control systems used, among other things, in the rocket and space industry. In addition, the features of this problem that affect the choice of optimization methods are studied. It's concluded that this problem can be effectively solved using evolutionary optimization methods.

Existing performance models allow you to determine the minimum hardware configuration of a multi-processor computing system. The approach proposed in this article allows us to find configurations that have hardware redundancy (compared to the minimum configuration), but, due to this, have a greater probability of being in states that provide performance sufficient to achieve the goals of functioning of the designed real-time control system. The described approach is more flexible than simply duplicating all hardware components of the minimum configuration, which can be used to reduce the cost of creating and operating the designed control system.

The proposed model can be used to optimize the performance of multiprocessor hardware and software complexes of real-time control systems. At the same time, it should be taken into account that the resources allocated for the creation and operation of the hardware and software complex are always limited. Therefore, it is advisable to consider the problem of performance optimization as a multi-criterion: one criterion will be performance, and the other—the cost of creating a hardware and software complex.

Keywords: Computer appliance, model, performance, real-time system, queuing theory.

Введение

Система реального времени (СРВ) – это аппаратно-программный комплекс (АПК), который решает задачи управления различными процессами в условиях временных ограничений.

Многие современные системы управления являются системами реального времени, для которых производительность является критически важным параметром: управляющее воздействие должно быть выработано за требуемое время, иначе оно становится бесполезным. К этому классу систем управления можно отнести, например, системы управления, применяемые в ракетно-космической отрасли, системы управления воздушным движением или системы управления технологическими процессами [1; 2].

Подобные системы управления представляют собой аппаратно-программные комплексы, т. е. совокупность аппаратных средств и программного обеспечения, совместно функционирующих для выполнения поставленной задачи.

Требования к производительности вычислительных систем, используемых в системах управления реального времени, постоянно возрастают из-за усложнения объектов управления.

Повышение быстродействия вычислительной техники традиционно шло двумя путями: повышение тактовой частоты процессоров и разработка многопроцессорных систем. На сегодняшний день можно констатировать, что возможности повышения тактовой частоты исчерпаны, что обусловлено физическими ограничениями [3]. Это означает, что системы управления

реального времени неизбежно будут создаваться на основе многопроцессорных вычислительных систем.

Важно понимать, что требования к производительности аппаратного обеспечения систем управления реальным временем определяются программным обеспечением (ПО), которое используется для выработки управляющего воздействия. К программному обеспечению систем управления реальным временем также предъявляются особые требования, связанные с необходимостью гарантированного получения корректного управляющего воздействия за строго определенное время. Поэтому производительность многопроцессорных вычислительных систем целесообразно изучать в неразрывной связи с функционированием программного обеспечения.

Для проектирования многопроцессорных аппаратно-программных комплексов нужна модель их производительности, которая бы позволила определять быстродействие вариантов архитектуры без экспериментирования, которое может быть крайне длительным и требовать существенных затрат.

Существующие модели производительности многопроцессорных вычислительных систем [4–6] не учитывают возможность отказов аппаратного обеспечения и его восстановления. На практике при проектировании аппаратно-программных комплексов систем управления реальным временем этот аспект нельзя игнорировать, так как уменьшение производительности из-за выхода одного из процессоров из строя может привести к невозможности выработки управляющего воздействия за требуемое время, что для систем реального времени является неприемлемым.

Модель производительности и постановка задачи оптимизации

Рассмотрим более общую модель производительности, включающую дополнительные состояния, в которых не все процессоры и шины являются исправными, а также переходы между состояниями, соответствующими выходам процессоров и шин из строя, а также восстановлению их работоспособности. Вычислительная система рассматривается как система массового обслуживания (СМО).

Исследуемый АПК состоит из N типов процессоров, содержащих по M_i ($i = 1, 2, \dots, N$) процессоров каждого типа со средним временем выполнения одной команды T_{0i} . Процессоры объединяются с оперативной памятью посредством N_1 шин. Время обслуживания запроса от процессора i -го типа равно τ_i . Предполагается, что интервал времени между двумя любыми смежными заявками подчиняется пуассоновскому закону распределения с параметром ν_i . Суммарный поток отказов от процессоров всех типов и шин интерфейса подчиняется так же пуассоновскому закону распределения с параметром λ_i . Кроме того, при оценке производительности вычислительной системы полагают, что интервал времени между двумя смежными обслуживаниями подчиняется экспоненциальному закону распределения с параметром μ_i , а время восстановления шин и процессоров i -го типа – экспоненциальному закону с параметром ξ_i .

Состояния, в которых может находиться рассматриваемая система, обозначим как $a_{n, m_1, m_2, \dots, m_N, j_1, j_2, \dots, j_N}^{k, l}$. При этом $(N_1 - n)$ шин интерфейса исправны и участвуют в вычислительном процессе, а n неисправны и восстанавливаются, $(M_1 - m_1)$ процессоров первого типа исправны и участвуют в вычислительном процессе, а m_1 неисправны и восстанавливаются, $(M_2 - m_2)$ процессоров второго типа исправны и участвуют в вычислительном процессе, а m_2 неисправны и восстанавливаются, ..., $(M_N - m_N)$ процессоров N -го типа исправны и участвуют в вычислительном процессе, а m_N неисправны и восстанавливаются. В системе находятся j_1 запросов от процессоров первого типа, j_2 запросов от процессоров второго типа, ..., j_N запросов

от процессоров N -го типа, k шин занято обслуживанием, а l запросов находятся в очередях на обслуживание.

В силу ординарности потоков обращений к памяти, обслуживания процессоров памятью, выходов из строя и восстановления компонентов аппаратного обеспечения переходы возможны только между состояниями, которые отличаются значением только одного индекса, причём этот индекс может либо увеличиться, либо уменьшиться на единицу.

Составляя систему уравнений Колмогорова–Чепмана [7] по общим правилам для систем массового обслуживания, получим систему линейных дифференциальных уравнений для вероятностей состояний, в которых может находиться система.

Приравнивая в этой системе производные нулю, получим систему линейных алгебраических уравнений для вероятностей состояний в стационарном режиме.

Решая систему одним из численных методов линейной алгебры, получим значения вероятностей различных состояний, которые могут быть использованы для определения любых характеристик производительности анализируемой системы [8].

Для того чтобы отказы элементов программного обеспечения можно было считать статистически независимыми, подобно отказам различных экземпляров аппаратуры, эти элементы должны быть разработаны независимо [9]. Такой подход к разработке критически важного программного обеспечения называется мультиверсионным программированием (*N-version programming*) [10]. Легко понять, что производительность программного обеспечения, разработанного с использованием данного подхода, возрастает с увеличением количества различных версий и повышением производительности среды их исполнения [11].

Очевидно, что за счёт увеличения количества дублирующих компонентов аппаратного и программного обеспечения производительность системы может быть доведена до любого заданного уровня [12]. Однако такие системы могут оказаться слишком дорогими в разработке и/или эксплуатации. Поэтому модели производительности должны быть дополнены моделями стоимости.

Стоимость создания аппаратного обеспечения сводится к суммированию стоимости компонентов. Модели оценки затрат на создание отказоустойчивого программного обеспечения учитывают затраты на разработку мультиверсионного ПО, трудозатраты персонала, занятого на различных этапах жизненного цикла программного обеспечения и т. п. [13; 14].

Построенные модели позволяют перейти к формализации задачи выбора оптимальных вариантов архитектуры многопроцессорных аппаратно-программных комплексов систем управления реального времени. При этом очевидны две группы критериев:

- критерии производительности, которые должны быть максимизированы (вероятность нахождения в состоянии, в котором производительность достаточна для выработки управляющего воздействия и т. п.);
- критерии стоимости, которые должны быть минимизированы (стоимость системы, стоимость разработки системы, стоимость эксплуатации, стоимость ремонта и т. д.).

При этом на переменные задачи будут наложены ограничения, например, по энергопотреблению, скорости и т. д. Для упрощения задачи критерии стоимости можно перевести в ограничения, так как для всех стоимостных характеристик системы, как правило, имеются верхние границы, заданные заказчиком системы управления. Выделив среди критериев производительности ведущий, получим задачу однокритериальной условной оптимизации с набором существенных ограничений, в которые перейдут остальные критерии. Кроме того, будет иметься набор естественных ограничений (например, количество компонентов аппаратного обеспечения является целочисленным и положительным).

Рассмотрим тип переменных нашей оптимизационной задачи. При этом будем полагать заданным максимальное количество типов процессоров N и версий программного обеспечения K , максимально и минимально возможное количество процессоров каждого типа и шин (для процессоров m_i^+ и m_i^- соответственно, $i = 1, \dots, N$, а для шин n^+ и n^-). Обозначим через m_i количество процессоров i -го типа, включаемых в структуру аппаратно-программного комплекса ($i = 1, \dots, N$), через n – количество шин, а через k – количество версий программного обеспечения. Не трудно увидеть, что переменные нашей оптимизационной задачи (k, m_i, n) являются целочисленными, т. е. мы имеем задачу дискретной оптимизации.

Приведем формальную запись поставленной задачи оптимизации структуры аппаратно-программного комплекса с мультиверсионным программным обеспечением для систем управления реального времени:

$$R_0(m_1, \dots, m_N, n, k) \rightarrow \max,$$

при условиях

$$R_l(m_1, \dots, m_N, n, k) \geq R_l^0, l = 1, \dots, L_R,$$

$$C_l(m_1, \dots, m_N, n, k) \leq C_l^0, l = 1, \dots, L_C,$$

$$m_i^- \leq m_i \leq m_i^+, i = 1, \dots, N,$$

$$n^- \leq n \leq n^+,$$

$$1 \leq k \leq K.$$

В данной задаче приняты следующие обозначения: R_0 – ведущий критерий оценки производительности; $R_l, l = 1, \dots, L_R$ – второстепенные критерии оценки производительности; $C_l, l = 1, \dots, L_C$ – критерии оценки стоимости; R_l^0, C_l^0 – предельные допустимые уровни критериев, переведённых в ограничения.

При проектировании оптимальной структуры АПК нельзя ориентироваться на максимальное быстродействие спецпроцессоров, а надо выбирать ее так, чтобы обеспечить максимальную производительность всего АПК в целом. Для формальной постановки задачи это означает, что величины среднего времени выполнения одной команды T_{0i} процессорами i -го типа не могут быть постоянными, а должны также быть включены в число переменных оптимизации. Более того, параметры системы ν_i и μ_i становятся функциями от T_{0i} , т. е. $\nu_i = \nu_i(T_{0i})$, $\mu_i = \mu_i(T_{0i})$. Это приводит к значительному усложнению оптимизационной задачи, превращая ее в двухуровневую иерархическую задачу:

$$(R_0^*(T_{01}, \dots, T_{0i}, T_{0N}), R_l^*(T_{01}, \dots, T_{0i}, T_{0N}), C_l^*(T_{01}, \dots, T_{0i}, T_{0N})) \rightarrow \text{extr},$$

где R_0^*, R_l^* и C_l^* – решение задачи оптимизации.

Прежде всего, нужно отметить, что пространство возможных решений является дискретным, так как конфигурация аппаратно-программного комплекса определяется количеством процессоров различных типов и шин оперативной памяти, которые могут быть только целыми числами. При этом мощность пространства поиска быстро растёт с увеличением количества типов процессоров.

Если приблизительно оценить мощность пространства оптимизации, то получим общее число возможных конфигураций более $1,6 \cdot 10^{20}$. При этом существенные ограничения не будут значительно сокращать количество поисковых точек.

Существенную проблему для решения получаемой задачи оптимизации создает способ вычисления целевых функций (критериев), которые в большинстве своем заданы алгоритмически.

Налицо все признаки сложной задачи оптимизации: алгоритмически заданные функции, разный тип переменных задачи, изменяемое количество искомых переменных, большая область поиска оптимального решения.

При решении подобных задач оптимизации хорошо зарекомендовали себя эволюционные алгоритмы оптимизации [15–18]. Поэтому исследование эффективности эволюционных алгоритмов при оптимизации структуры аппаратно-программных комплексов систем управления реального времени может быть указано в качестве возможного направления дальнейших исследований.

Заключение

Существующие модели производительности позволяют определять минимальную аппаратную конфигурацию многопроцессорного вычислительного комплекса. Предложенный в данной статье подход позволяет находить конфигурации, обладающие аппаратной избыточностью (по сравнению с минимальной конфигурацией), но, за счёт этого, имеющие большую вероятность нахождения в состояниях, обеспечивающих производительность, достаточную для достижения целей функционирования проектируемой системы управления реального времени. Описанный подход является более гибким, чем простое дублирование всех аппаратных компонентов минимальной конфигурации, что может быть использовано для уменьшения затрат на создание и эксплуатацию проектируемой системы управления.

Предложенная модель может быть использована для оптимизации производительности многопроцессорных аппаратно-программных комплексов систем управления реального времени. При этом нужно учитывать, что ресурсы, выделенные на создание и эксплуатацию аппаратно-программного комплекса, всегда ограничены. Поэтому целесообразно рассматривать задачу оптимизации производительности как многокритериальную: одним критерием будет производительность, а другим – затраты на создание аппаратно-программного комплекса.

Таким образом, в данной статье приведена постановка задачи оптимизации структуры аппаратно-программных комплексов с мультиверсионным программным обеспечением, предназначенных для систем управления реального времени. В дальнейшем предлагается исследовать эффективность использования эволюционных методов оптимизации для решения данной задачи.

Библиографические ссылки

1. Васильев В. А., Легков К. Е., Левко И. В. Системы реального времени и области их применения // Информатика и космос. 2016. № 3. С. 68–70.
2. Buttazzo G. Hard Real-Time Computing Systems: Predictable Scheduling Algorithms and Applications. New York, NY, Springer. 2011.
3. Sutter H. The free lunch is over: A fundamental turn toward concurrency in software // Dr. Dobbs's Journal. 2005. 30(3) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.gotw.ca/publications/concurrency-ddj.htm> (дата обращения: 11.03.2021).
4. Liu Wang, Xiao Li, Shanghong Li Research on the Performance of Robot Multiprocessor Control System Based on BS Structure Digital Media // Microprocessors and Microsystems. 2020. Vol. 75. P. 103067.
5. Ефимов С. Н., Терсков В. А. Реконфигурируемые вычислительные системы обработки информации и управления. Красноярск : КрИЖТ ИрГУПС, 2013. 249 с.

6. Костров Б. В., Мартышкин А. И. Исследование структурной организации и оценка производительности многопроцессорных вычислительных систем с общей шиной // Известия Тульского гос. ун-та. Технич. науки. 2018. Вып. 2. С. 152–162.
7. Вентцель А. Д. Курс теории случайных процессов. М. : Наука, 1996. 400 с.
8. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. М. : БИНОМ. Лаборатория знаний, 2004. 636 с.
9. Липаев В. В. Экономика производства программных продуктов. М. : СИНТЕГ, 2011. 358 с.
10. Использование метода роя частиц для формирования состава мультиверсионного программного обеспечения / И. В. Ковалев, Е. В. Соловьев, Д. И. Ковалев и др. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2013. № 3. С. 1–6.
11. К вопросу реализации мультиверсионной среды исполнения бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов средствами операционной системы реального времени / И. В. Ковалев, В. В. Лосев, М. В. Сарамуд и др. // Вестник СибГАУ. 2017. Т. 18, № 1. С. 58–61.
12. Efimov S. N., Tyurkin V. N., Dmitriev D. D., Terskov V. A. Methods of Assessing the Characteristics of the Multiprocessor Computer System Adaptation Unit // Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics. 2016. No. 9 (3). P. 288–295.
13. Глазова М. А. Модель СОСОМО II: анализ и пути усовершенствования // Экономика, статистика и информатика. 2008. № 3. С. 63–67.
14. Шеенок Д. А., Кукарцев В. В. Прогнозирование стоимости разработки систем с программной избыточностью // Известия Волгоградского гос. технич. ун-та. 2013. № 14 (117). С. 101–105.
15. Тархов Д. А., Радченко Д. С. Распределенные алгоритмы оптимизации // Современные информационные технологии и ИТ-образование. 2015. Том 11, № 2. С. 404–408.
16. Semenkina O. E., Popov E. A., Semenkin E. S. Cooperative self-configuring nature-inspired algorithm for a scheduling problem // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. P. 12080.
17. Goldberg D. E. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning, Reading, MA: Addison-Wesley Professional. 1989.
18. Полякова А. С., Липинский Л. В., Семенкин Е. С. Автоматизированная система формирования состава коллектива многокритериальным генетическим алгоритмом. М. : Роспатент. 2020. № государственной регистрации программы для ЭВМ RU 2020663770 от 22.10.2020.

References

1. Vasil'ev V. A., Legkov K. E., Levko I. V. [The real-time systems and applications]. *Informaciya i kosmos*. 2016, No. 3, P. 68–70. (In Russ.)
2. Buttazzo G. Hard Real-Time Computing Systems: Predictable Scheduling Algorithms and Applications. New York, NY, Springer. 2011.
3. Sutter H. The free lunch is over: A fundamental turn toward concurrency in software // *Dr. Dobbs's Journal*. 2005, No. 30 (3). Available at: <http://www.gotw.ca/publications/concurrency-ddj.htm> (accessed: 11.03.2021).
4. Liu Wang, Xiao Li, Shanghong Li Research on the Performance of Robot Multiprocessor Control System Based on BS Structure Digital Media. *Microprocessors and Microsystems*. 2020, Vol. 75, P. 103067.
5. Efimov S. N., Terskov V. A. *Rekonfiguriruyemye vychislitel'nye sistemy obrabotki informacii i upravleniya* [Reconfigurable computing systems for information processing and management]. Krasnoyarsk, KRIZHT IrGUPS Publ., 2013, 249 p.

6. Kostrov B. V., Martyshkin A. I. [Investigation of the structural organization and performance evaluation of multiprocessor computing systems with a common bus]. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*. 2018, Vol. 2, P. 152–162. (In Russ.)
7. Wentzel A. D. *Kurs teorii sluchajnyh processov* [Course of the theory of random processes]. Moscow, Nauka Publ., 1996, 400 p.
8. Bakhvalov N. S., Zhidkov N. P., Kobelkov G. M. *Chislennye metody* [Numerical methods]. Moscow, BINOM. Laboratoriya znaniy Publ., 2004, 636 p.
9. Lipaev V. V. *Ekonomika proizvodstva programmnyh produktov* [The economics of the software engineering]. Moscow, SINTEG Publ., 2011, 358 p.
10. Kovalev I. V., Solov'ev E. V., Kovalev D. I. et al. [Application of particle swarm optimization to design of N-version software composition]. *Pribory i sistemy. Upravlenie, kontrol', diagnostika*. 2013, No. 3, P. 1–6. (In Russ.)
11. Kovalev I. V., Losev V. V., Saramud M. V. et al. [On the issue of implementing a multiversion execution environment for on-board software of autonomous unmanned objects by means of a real-time operating system]. *Vestnik SibGAU*. 2017, Vol. 18, No. 1, P. 58–61. (In Russ.)
12. Efimov S. N., Tyapkin V. N., Dmitriev D. D., Terskov V. A. Methods of Assessing the Characteristics of the Multiprocessor Computer System Adaptation Unit. *Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics*. 2016, No. 9 (3), P. 288–295.
13. Glazova M. A. [COCOMO II Model: Analysis and Improvement]. *Ekonomika, statistika i informatika*. 2013, No. 14 (117), P. 101–105. (In Russ.)
14. Sheenok D. A., Kukarcev V. V. [Forecasting the cost of developing systems with software redundancy]. *Izvestiya Volgogradskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2018, Vol. 2, P. 152–162. (In Russ.)
15. Tarhov D. A., Radchenko D. S. [Distributed optimization algorithms]. *Sovremennye informacionnye tekhnologii i IT-obrazovanie*. 2015, Vol. 11, No. 2, P. 404–408. (In Russ.)
16. Semenkina O. E., Popov E. A., Semenkin E. S. Cooperative self-configuring nature-inspired algorithm for a scheduling problem. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021, P. 12080.
17. Goldberg D. E. *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*, Reading, MA: Addison-Wesley Professional. 1989.
18. Polyakova A. S., Lipinskij L. V., Semenkin E. S. *Avtomatizirovannaya sistema formirovaniya sostava kollektiva mnogokriterial'nym geneticheskim algoritmom* [An automated system for forming the composition of a team using a multicriteria genetic algorithm]. Moscow, Rospatent, 2020, No. gosudarstvennoj registracii programmy dlya EVM [state registration of a computer program] RU 2020663770. (In Russ.)

© Ефимов С. Н., Терсков В. А., Серикова О. Ю., Попова А. В., 2021

Ефимов Сергей Николаевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: efimov@bk.ru.

Терсков Виталий Анатольевич – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: terskovva@mail.ru.

Серикова Олеся Юрьевна – аспирант; Красноярский институт железнодорожного транспорта – филиал Иркутского государственного университета путей сообщения. E-mail: olesyaserik@mail.ru.

Попова Анастасия Валерьевна – магистрант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nasty.popowa@yandex.ru.

Efimov Sergei Nikolaevich – Cand. Sc., assistant professor, department of informational and control systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: efimov@bk.ru.

Terskov Vitalii Anatolyevich – Dr. Sc., professor, department of informational and control systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: terskovva@mail.ru.

Serikova Olesya Yuryevna – graduate student; Krasnoyarsk Institute of Railway Transport, branch of the Irkutsk State University of Communications. E-mail: olesyaserik@mail.ru.

Попова Анастасия Валерьевна – master's degree student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nasty.popowa@yandex.ru.

УДК 658.5:629.78

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-227-243

Для цитирования: Картамышев А. С., Черныш Б. А. Разработка эффективной системы информационной поддержки принятия управленческих решений на предприятиях ракетно-космической отрасли // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 227–243. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-227-243.

For citation: Kartamyshev A. S., Chernysh B. A. Development of an effective system of information support for management decision-making at the enterprises of the rocket and space industry. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 227–243. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-227-243.

Разработка эффективной системы информационной поддержки принятия управленческих решений на предприятиях ракетно-космической отрасли

А. С. Картамышев^{1*}, Б. А. Черныш²

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

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

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

В статье рассматривается роль информационных технологий на промышленных предприятиях ракетно-космической отрасли, приводятся результаты анализа научных источников по организации систем информационной поддержки для принятия управленческих решений, анализ существующих методик построения управленческого учета на предприятиях и способов его автоматизации. Делаются выводы о недостаточной проработанности изученных решений, как с точки зрения логики организации учета, так и с технической точки зрения. Определяются основные задачи системы информационной поддержки, методы формирования эффективного управленческого учета и цели его внедрения. Предлагается подход к созданию системы информационной поддержки в виде надстроенной управляющей базы данных в виде OLAP-решения, посредством которой интегрируются функциональные информационные системы и строится детализированный управленческий учет, связанный с бухгалтерским и налоговым учетами в единую систему в едином информационном пространстве. Описываются преимущества внедрения предлагаемой системы, позволяющей проводить всесторонний ретроспективный и оперативный анализ текущего состояния протекающих на предприятии процессов с денежной оценкой средствами SQL с высокой степенью доверия к данным. Оговариваются принципы создания элементов информационной системы для последующего эффективного план-факт анализа и выработки управленческих решений. Приводится схема организации единого информационного пространства и системы, обеспечивающей информационную поддержку процессов управления предприятием, рассматриваются основные информационные потоки. Описывается логика поддержания процесса формирования структурированного хранилища данных при автоматизации финансово-экономической части АСУП на базе представляемого способа организации данных, позволяющая увязать управленческий, бухгалтерский и налоговый учеты с одним источником актуальных данных, создавая при это эффективное OLAP-решение. Приводится наглядный пример организации данных в виде увязки средствами БД отражений первичных документов предлагаемым способом, обеспечивающим возможность оперативного анализа дебиторской и кредиторской задолженности и осуществления предварительного финансового контроллинга. Приводятся примеры интерфейсов пользователя из разработанной

системы информационной поддержки, построенной на описываемых способах организации данных. Делаются выводы об эффективности предлагаемого решения.

Ключевые слова: система информационной поддержки принятия управленческих решений, интеграция, единое информационное пространство, финансовый контроллинг, OLAP-решение.

Development of an effective system of information support for management decision-making at the enterprises of the rocket and space industry

A. S. Kartamyshev^{1*}, B. A. Chernysh²

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

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

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

The article examines the role of information technology at industrial enterprises of the rocket and space industry, provides the results of the analysis of scientific sources on the organization of information support systems for making management decisions, an analysis of existing methods for constructing management accounting at enterprises and methods of its automation. Conclusions are made about the insufficient elaboration of the studied solutions, both from the point of view of the logic of the organization of accounting, and from a technical point of view. The main tasks of the information support system, methods of forming effective management accounting and the goals of its implementation are determined. An approach to creating an information support system in the form of a built-in control database in the form of an OLAP solution is proposed, through which functional information systems are integrated, and detailed management accounting related to accounting and tax accounting is built into a single system in a single information space. The article describes the advantages of implementing the proposed system, which allows for a comprehensive retrospective and operational analysis of the current state of the processes occurring at the enterprise with a monetary value using SQL tools with a high degree of confidence in the data. The principles of creating elements of the information system for the subsequent effective plan-fact analysis and development of management decisions are discussed. A diagram of the organization of a single information space and a system that provides information support for enterprise management processes is given, the main information flows are considered. The logic of maintaining the process of forming a structured data warehouse is described, while automating the financial and economic part of the automated control system based on the presented method of organizing data, which allows you to link management, accounting and tax accounting with one source of relevant data, while creating an effective OLAP solution. An illustrative example of the organization of data in the form of linking the reflections of primary documents by means of a database using the proposed method, which provides the possibility of operational analysis of receivables and payables and the implementation of preliminary financial controlling, is given. Examples of user interfaces from the developed information support system based on the described methods of data organization are given. Conclusions are made about the effectiveness of the proposed solution.

Keywords: information support system for making management decisions, integration, unified information space, financial controlling, OLAP solution.

Введение

Применение информационных технологий (ИТ) на промышленных предприятиях для автоматизации процессов проектирования, управления производством, логистики, финансово-экономического и бухгалтерского характера является обязательным условием для осуществления хозяйственной деятельности (ХД). Успешная автоматизация системы управления предприятием повышает эффективность самого управления, дает рост производительности труда за счет ускорения обмена информацией в процессах согласования различных вопросов, перехода на цифровой (безбумажный) документооборот, уменьшения влияния человеческого фактора и возможности автоматизированного принятия типовых решений. Информационные системы (ИС) и протекающие на предприятиях процессы должны быть взаимообусловлены, потому как в настоящих условиях, обеспечение рабочего процесса и управленческого учета без информационной поддержки (ИП) невозможно. ИС обеспечивает выполнение поставленной цели с соблюдением многочисленных требований к процессу производства и учета, а не только фиксирует результаты бизнес-процессов (БП) [1].

Поиск решений для повышения эффективности управления предприятием ракетно-космической отрасли (РКО) в условиях государственного оборонного заказа и высокой неопределенности определил актуальность исследования в данной статье. Требуется эффективная информационная поддержка процесса управления для принятия обоснованных актуальных экономических решений на базе достоверной информации из различных источников, сформированной посредством учетно-аналитического обеспечения процессов управления, структурированная и поддерживаемая по определенным правилам.

Анализ исследований

Исследования, проведенные в рамках поставленной цели, показали, что предназначение ИП управления заключается в своевременном обеспечении потребителей надлежащей актуальной информацией в определенной предметной области в виде информационной продукции [2]. Учитывая, что предметные данные различных процессов распределены по своим функциональным ИС, а взгляд на управленческие решения проходит через призму анализа финансово-экономического состояния предприятия и протекающих процессов, становится необходимым развитие систем ИП управления, основанных на актуальных экономических данных, связанных в базе данных (БД) с процессом производства, доступных в любой момент времени. Требуется инструмент управления данными ХД, интегрированный с функциональными ИС, содержащими результаты этой деятельности, формируя тем самым управленческий учет (УУ) на предприятии [3].

Методология построения УУ в изученных источниках [4–14] в основном заключается в определении последовательности действий от аудита учета до рекомендаций по автоматизации описанных и регламентированных до этого процессов, позволяющих в итоге получать различные промежуточные срезы информации необходимой для принятия управленческих решений. Однако наглядно описанных решений организации ИП УУ на крупных предприятиях практически нет. Одним из самых важных выводов, сделанных в результате анализа, является необходимость наличия в УУ данных как о плановых показателях деятельности предприятия, так и о фактических в виде накопленных затрат при достижении требуемых результатов. Целью создания ИП УУ является управление затратами для контроля себестоимости продукции. Организация УУ должна базироваться на принципах управленческой политики и учитывать специфику предприятий.

Под автоматизацией УУ понимается способ технической систематизации информации в единую БД с обеспечением сбора, обработки и передачи требуемой информации, которая могла бы использоваться для составления как бухгалтерской, так и управленческой отчетности,

ее измерения и оценки полученных результатов. Анализ источников [4–14] в области автоматизации управленческого учета показал следующее.

1. Предлагаемые решения, основанные на данных бухгалтерского учета (БУ), являются неэффективными ввиду значительно запаздывания во времени информации о факте проведенных хозяйственных операций (ХО), недостаточной для управленческих умозаключений аналитики, отраженной в бухгалтерских проводках, и оторванных от объектов продажи данных о незавершенном производстве (НЗП), влияющих на себестоимость продукции. Общепринятый подход к организации УУ представлен на рис. 1.



Рис. 1. Общий подход к организации УУ

Fig. 1. General approach to the organization of management accounting

2. Проблему автоматизации УУ преимущественно пытаются решить путем создания в хозяйствующем субъекте параллельной БУ автономной системы УУ, что непременно приведет к расхождениям данных и недоверию к информации. Подобные решения требуют очень высокой квалификации сотрудников, обрабатывающих первичные документы, так как на них ложится ответственность за правильное разнесение первичных данных по регистрам УУ. На крупных промышленных предприятиях сотрудники, работающие с первичными документами, являются обычными регистраторами и при вводе документов в учетную систему такими компетенциями, как правило, не обладают.

3. Готовых решений, удовлетворяющих потребностям предприятий РКО, в исследуемых источниках не найдено, напротив, есть утверждение, что еще не разработано такое программное обеспечение (ПО), которое может быть адаптировано для ведения бухгалтерского, налогового и управленческого учетов одновременно, что вынуждает предприятия пользоваться целым набором инструментов, что часто неудобно ввиду несовместимости БД [14]. Среди множества разнообразных программ и локальных решений теряется видимость (прослеживаемость) целей УУ, этапы их достижения с привязкой к объектам контроля.

Большинство ученых, глубоко погружившихся в проблему организации УУ [4–14], приходят к выводу о необходимости выстраивания ИС и присущих им информационных потоков таким образом, чтобы хранимые данные можно было рассматривать как OLAP-систему и иметь возможность проводить постоянное сравнение текущих данных с плановыми значениями экономических показателей, привязанных к объектам контроля и учета. Однако и такой подход к автоматизации УУ может содержать в себе скрытые проблемы: перегружаться могут обработанные и консолидированные, а не первичные данные, что может привести к искажению информации, получаемой на основе создаваемых витрин данных. Вдобавок бухгалтерские данные формируются по правилам и для нужд БУ с недопустимым для оперативных решений опозданием. И, наконец, самым важным недостатком всех подходов к автоматизации УУ на основе бухгалтерских данных является то, что в БУ фиксируется факт уже состоявшихся ХО и красивые картинки в ВІ-системе покажут то, чего управленец не сделал, и будут использоваться им в лучшем случае только для подготовки решения на будущее, если создадутся такие же условия.

Для УУ наиболее важен один из главных принципов учета: наличие оперативной информации о реальном состоянии дел гораздо важнее, чем факт регистрации документа в учетной системе [8]. Автоматизация БУ и УУ не только в разы повышает эффективность работы бухгалтерии, но и позволяет снизить вероятность появления ошибок, повысить качество и оперативность составления отчетности за счет встраивания в программное обеспечение механизмов наглядного отражения ХО [9].

В качестве основных задач при автоматизации систем ИП управления предприятием РКО выделяются:

- оперативный анализ дебиторской и кредиторской задолженности;
- предварительный финансовый контроллинг (как на стадии согласования потребности платежа, так и на этапе создания платежного документа);
- оперативный налоговый учет;
- организация связанных управленческого, бухгалтерского и налогового учетов;
- управление себестоимостью продукции в виде учета, контроля и управления затратами на производство продукции, разложенными по структуре цены;
- связь управленческого учета с PDM и PLM системами учета технических результатов деятельности, что поможет детализировать незавершенное производство до объектов учета.

С целью соблюдения законодательства, обеспечения возможности управлять жизненным циклом (ЖЦ) производимых изделий и влияния на их экономику становится необходимым активно развивать системы ИП протекающих на предприятии процессов по предъявляемым к учету требованиям регламентирующих органов. Правила ведения раздельного управленческого, бухгалтерского и налогового учетов на предприятии определяют условия к функционалу автоматизированной системы управления предприятием (АСУП), к процессам структурирования, преобразования и хранения информации в виде, удовлетворяющем требованиям нормативных документов и контролирующих органов к отчетности предприятия, а также пригодном для анализа статистических данных. Инструмент учета и анализа данных о ХД должен иметь возможность интегрироваться с функциональными ИС, в которых планируются и учитываются результаты этой деятельности. Актуальная информация о любом обособленном элементе изделия должна быть доступна в различных разрезах в автоматизированном режиме. Такая интегрированная ИС должна «подружить» процессы разработки и производства техники с экономикой этих процессов и может использоваться на предприятиях в качестве PLM системы. Основные аспекты УУ представлены на рис. 2.

Вся цепочка процессов от заключения контракта до поставки готовой продукции сопровождается первичными документами, данные которых подлежат обязательному бухгалтерскому и налоговому учету. Качество информационной поддержки УУ зависит от создаваемой возможности с наименьшим временем анализировать данные этих документов в различных разрезах и в интересах логики потребителя информации. На больших предприятиях, с большим количеством первичных документов без эффективной системы УУ оперативно находить результаты на постоянно возникающие вопросы очень затруднительно.

Анализ стандартов, методов и опыта разработки средств ИП неизбежно приводит к пониманию необходимости перехода к процессному управлению [15–19]. Наиболее подходящей и практической технологией, сочетающейся с принципами CALS/ИПИ, являются методология описания информационных потоков в нотации IDEF0 и технология управления потоками работ Workflow, поддерживающая нотацию BPMN [19]. Решенным вопросом можно считать наличие инструментов описания БП, разрабатываемых в РФ с поддержкой интересующих нотаций, позволяющих создавать детализированные бизнес-модели и генерировать регламенты выполнения процессов охваченных направлений деятельности и должностные инструкции исполнителей.

С точки зрения методологии управления на основе использования принципов CALS/ИПИ и создания для этого ИП формируется понимание неразрывности УУ и системы менеджмента качества (СМК) предприятия [17]. Для однозначного понимания управленцами набора объектов контроля и экономических аспектов финансово-хозяйственной деятельности (ФХД), необходимо разрабатывать корпоративную систему управления предприятием в едином информационном пространстве (ЕИП) с применением одной управляющей БД, с однозначной идентификацией объектов учета и связанных с их ЖЦ первичных документов. Принцип организации информационных потоков между основными функциональными системами и потребителями информации, к которому нужно стремиться для целей УУ [18], показывает рис. 3.

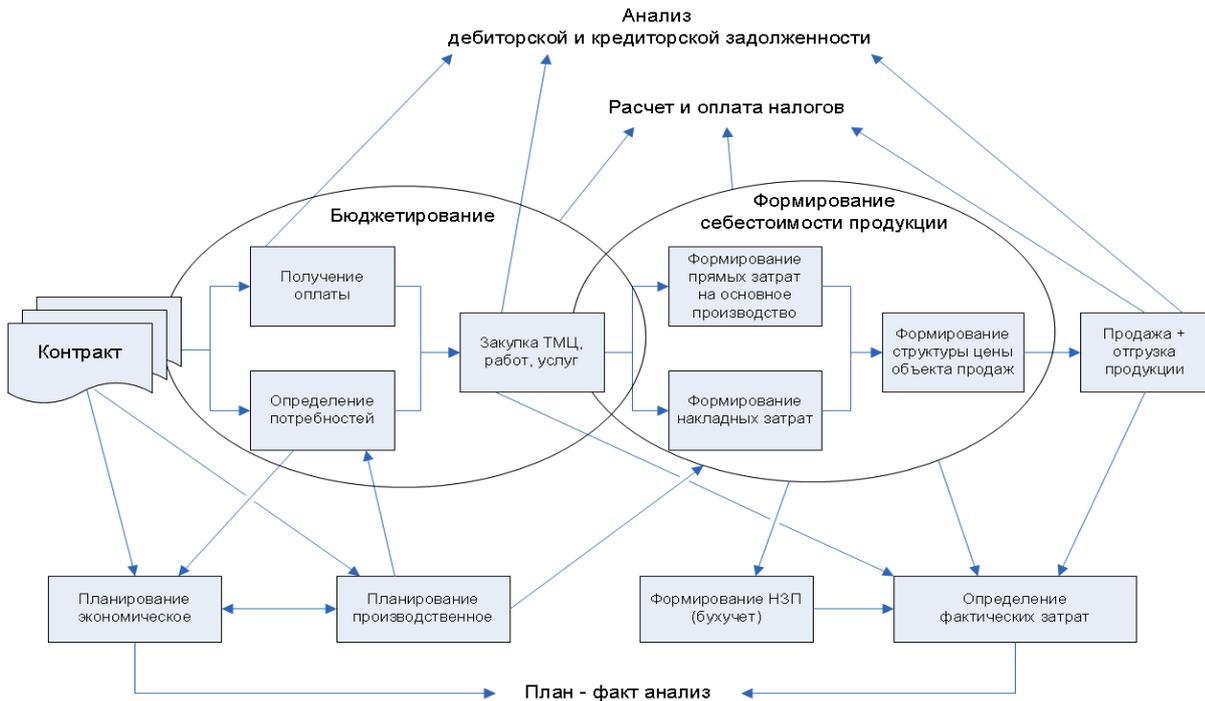


Рис. 2. Аспекты управленческого учета

Fig. 2. Aspects of management accounting

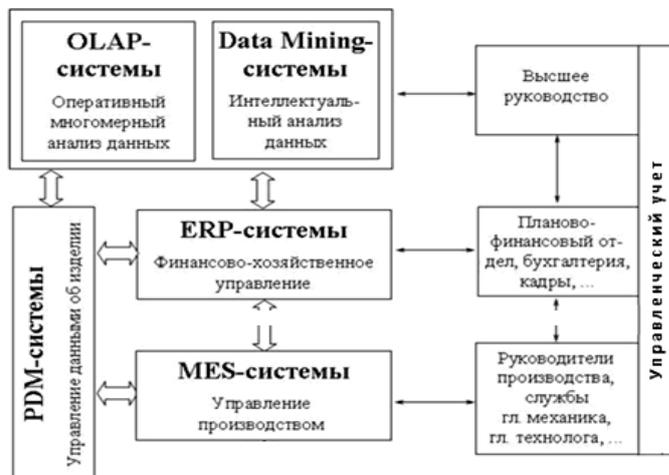


Рис. 3. Организация информационных потоков УУ как элемент СМК

Fig. 3. Organization of information flows of management accounting as an element of a quality management system

Разработка информационной поддержки УУ

Самым реалистичным и эффективным, и в то же время самым трудным способом создания ИП УУ является создание БД УУ в виде ЕИП, в котором будет организовано хранение и учет данных основных первичных документов сразу в виде OLAP-решения, исключающего консолидацию и перегрузку первичных данных, и этот же структурированный массив использовать для целей БУ и НУ. Реализация такого решения будет эффективна через настроенную БД и соответствующих целям УУ интерфейсов, обеспечивающих разрабатываемые для формирования УУ процессы и их информационные потоки. Формируемые посредством такого решения массивы данных легко интегрируются с необходимыми функциональными ИС на уровне БД, вследствие чего организуется увязка предметных ИС с экономической системой, на базе которой принимается большинство управленческих решений.

Управление предприятием, помимо технических аспектов, должно рассматриваться как система взаимосвязанных процессов, где в качестве контролируемых параметров выступают экономические показатели (прямые затраты, ФОТ, накладные расходы, бюджет, финансирование и т. п.). Результатом (обратной связью) на отклонение фактических показателей от плановых будет взвешенное управленческое решение. Для эффективного УУ необходимо разработать методологию хранения данных для оперативной аналитической деятельности и принятия взвешенных управленческих решений, а также прикладную функциональную модель процесса учета затрат на создание продукции с возможностью обеспечения предварительного, в большинстве случаев автоматизированного финансового контроля. Разрабатываемый подход к организации УУ на предприятиях РКО представлен на рис. 4.

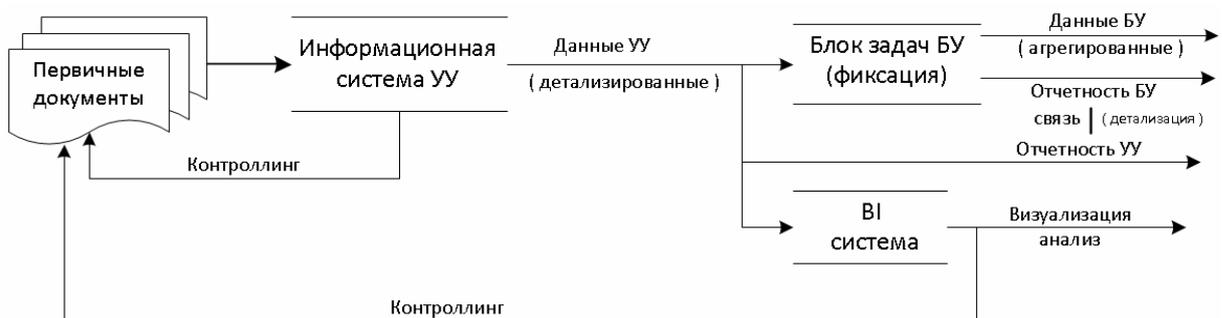


Рис. 4. Предлагаемый подход к организации УУ

Fig. 4. Proposed approach to organizing management accounting

Разработанная логика построения информационных систем распределяет всю тяжесть организации УУ между исполнителями, работающими с первичными документами, а настройка в виде предлагаемого ПО обеспечивает структурирование и хранение данных в БД по правилам, позволяющим формировать УУ и связанные с ним бухгалтерский и налоговый учеты, при этом не только не затрудняя работу пользователей системы, но и облегчая ее за счет предварительного автоматизированного контроллинга. Многие потенциальные ошибки исключаются на этапах ввода первичной информации и увязки данных в виде логически завершенных ХО. Результатом внедрения системы ИП УУ на предприятии, основанной на предлагаемом подходе, будет единая база структурированных данных о фактах проходящих ХО, пригодная для всестороннего оперативного анализа средствами SQL.

Реализация такого подхода возможна при формировании OLAP-решения, основанного на специально разработанном хранилище данных, отвечающем целям УУ. Наиболее эффективным

способом реализации видится разработка ROLAP системы с хранением актуальных данных в таблицах БД [20]. Логическую структуру БД необходимо разработать таким образом, чтобы на этом же решении осуществить интеграцию функциональных систем, что также является наиболее эффективным способом интеграции ИС. Для формирования актуального набора данных, доступного в любой момент времени, целесообразней использовать инкрементальное обновление данных, изменяемых в OLTP-системе [21]. Такой подход способствует созданию структурированного хранилища подготовленных к управленческому анализу данных до их попадания в систему БУ.

Для обеспечения возможности измерения контролируемых параметров УУ, в первичных документах необходимо вводить аналитические маркеры, выбираемые из разрабатываемых для целей УУ справочников, соответствующих логике фиксируемых первичными документами БП. В качестве основы для формирования OLAP-куба для основных внешних первичных финансовых документов наиболее эффективно использовать архитектуру хранилища с измерениями по схеме «снежинка», в которой необходимо создать таблицы фактов, обеспечивающих физическую организацию данных и организовать связи первичных документов, соответствующие логике фиксируемых БП. Для увязки с OLTP-системами собственной разработки также рационально использовать нормализованные хранилища данных в одной РСУБД. Первостепенное внимание при разработке хранилища данных заслуживают метаданные – информация о структуре, размещении и трансформации данных, благодаря которым обеспечивается эффективное взаимодействие различных компонентов хранилища.

Управленческое решение, как правило, есть реакция на сравнение показателей, характеризующих процесс. Для УУ это сравнение планируемых величин процесса производства с фактическими накопленными данными результатов ХД. Для удобства, оперативности, прослеживаемости и возможности автоматизированного анализа проходящих процессов целесообразно строить системы планирования по таким же принципам и в ЕИП с системой сбора факта, на одной и той же нормативно-справочной информации (НСИ). Системы должны обеспечивать возможность проведения оперативного и автоматизированного план-факт анализа. Придерживаясь мнения, что стоимость продукции формируют процессы, становится очевидным развивать и совершенствовать БП для устранения информационных разрывов, формируя корневую модель (без разрывов и потери информации) и базис для регламентации БП, что неизбежно приводит к росту производительности труда, эффективности управления и снижению затрат на производство.

Для планирования, поддающегося средствами SQL оперативному анализу, систему управления проектами целесообразно строить в ЕИП в виде центрального узла, интегрированного со всеми учетными системами, что позволяет увязать все работы, выполняемые на предприятии с понятием проекта, которое должно проходить через всё ПО и лечь в основу управления ХД. Именно работа из рабочего плана проекта должна являться связующим элементом во всех БП, а её стоимостные атрибуты должны стать основанием для системы УУ. Связав работы с объектами продаж (объектами учета) можно получить возможность оперативно управлять сроками изготовления продукции, оценивать ресурсы, прогнозировать перспективу деятельности подразделений, а также оценивать рентабельность как по отдельным проектам, так и в масштабах предприятия, что повышает эффективность и прозрачность в сфере управления.

Данные в АСУП во всех ее учетных системах должны быть связаны для формирования основного информационного потока, схема которого представлена на рис. 5.

Применяя определенные методики структурирования данных, на основе кодирования аналитической информации об объекте контроля в ЕИП подготавливаются данные, пригодные для

автоматизированного контроля, повышается их связанность и прослеживаемость, что способствует снижению времени их анализа, повышению качества и актуальности вырабатываемых решений и эффективности управления в целом.



Рис. 5. Схема основного информационного потока в АСУП

Fig. 5. Diagram of the main information flow in the automated control system

На рис. 6 изображена упрощённая схема организации ЕИП для системы ИП, где каждый процесс организуется с помощью разработанного ПО, внедрение которого позволяет автоматизировать основные информационные потоки, контролируемые в УУ, и тем самым обеспечить эффективность процесса управления предприятием. Внедрение таких процессов и ПО, организующего представленные информационные потоки в ЕИП, дает возможность проведения в любой момент времени оперативного план-факт анализа и генерации любой детализированной отчетности, соответствующей официальному бухгалтерскому и налоговому учету.

Для поддержания процесса формирования структурированного хранилища данных при автоматизации финансово-экономической части АСУП на базе представляемого способа организации данных, разработаны основные программные модули «Покупки» и «Продажи», в которых вводятся, регистрируются и учитываются все первичные финансовые документы, сопровождающие товарно-денежные отношения с контрагентами, а также осуществляется упреждающий контроль правомерности расходования денежных средств. Основной целью этих модулей является создание и поддержание ЕИП посредством связи отражений первичных документов между собой в таблицах БД и маркирование полученных строк аналитическими признаками. Документы связываются по принципу принадлежности друг другу, где один документ является основанием для порождения другого, либо документы являются двумя сторонами одной финансово-хозяйственной операции (ФХО). Документы увязываются как полностью, так и частично на сумму, отождествляющую вес в денежном выражении той или иной ФХО [22].

Актуальные связи документов хранятся в таблицах БД и поддерживаются набором правил и ограничений, соответствующих разработанной логике через интерфейсы пользователей. Логика работы программных средств, обеспечивающих структурирование информации, организацию и поддержание связей данных описываемым способом для сущностей «Покупка» и «Продажа», представлена на рис. 7 и 8 соответственно.

Связывая в рамках разработанного способа отражения первичных документов по покупкам и продажам, получаем выстроенный детализированный УУ в рамках движения денежных средств до проведения финансовых операций по БУ. Связь между покупками и продажами осуществляется посредством увязки договора с заказчиком с договорами на поставку товаров, работ, услуг через открытый заказ в интегрированной системе управления проектами [22]. В БУ происходит фиксирование тех же ФХО с той же аналитикой со связкой с первичными документами. При применении разработанного способа связи первичных финансовых документов, отпадает необходимость строить УУ в части анализа дебиторской и кредиторской задол-

женности на бухгалтерских проводках, как это организовано в большинстве экономических систем. Актуальные данные доступны для анализа сразу после связи документов и могут изменяться до проведения документов по БУ.

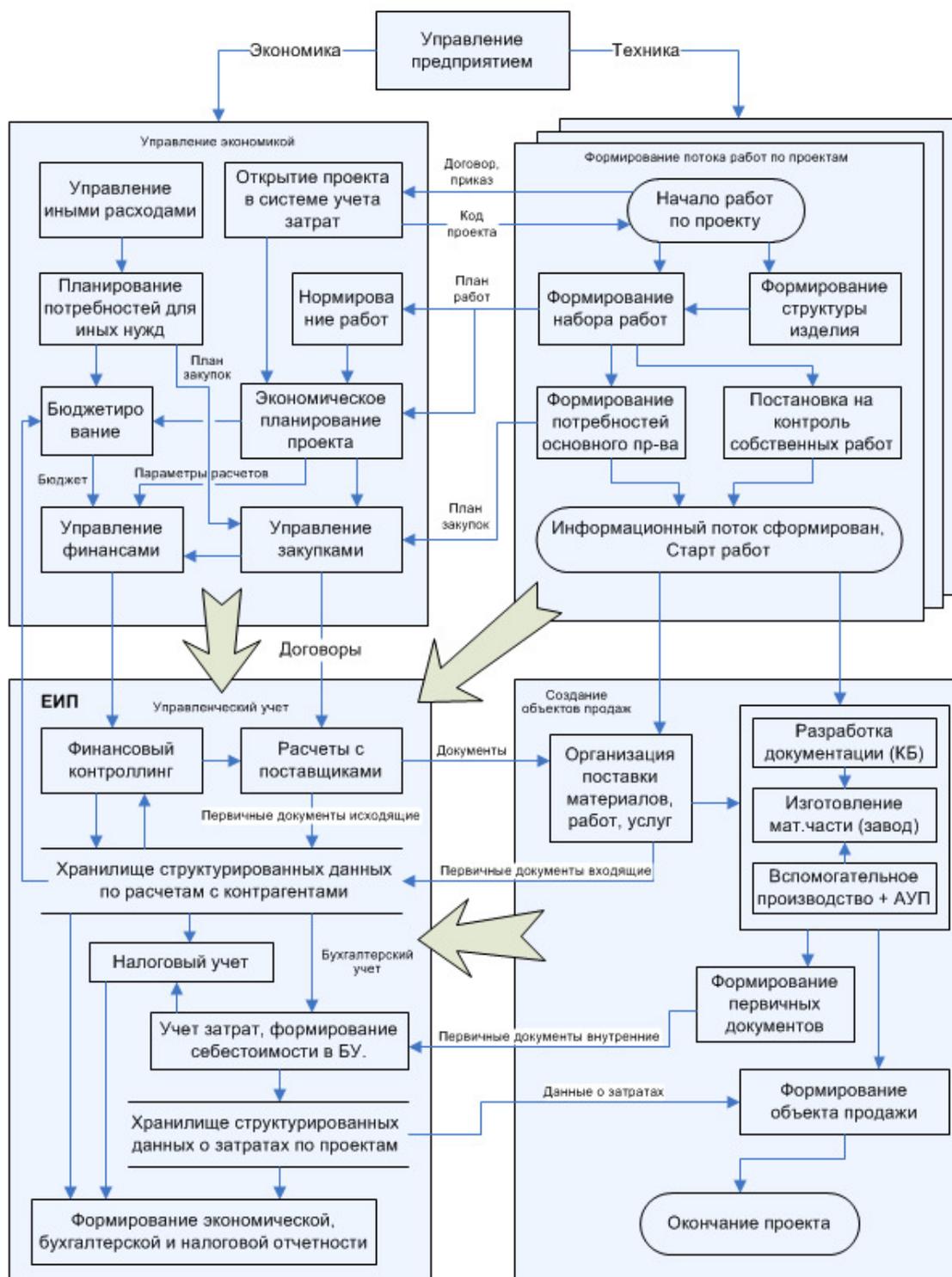


Рис. 6. Схема организации системы ИП процессов управления предприятием

Fig. 6. Organization diagram of the information support system for enterprise management processes

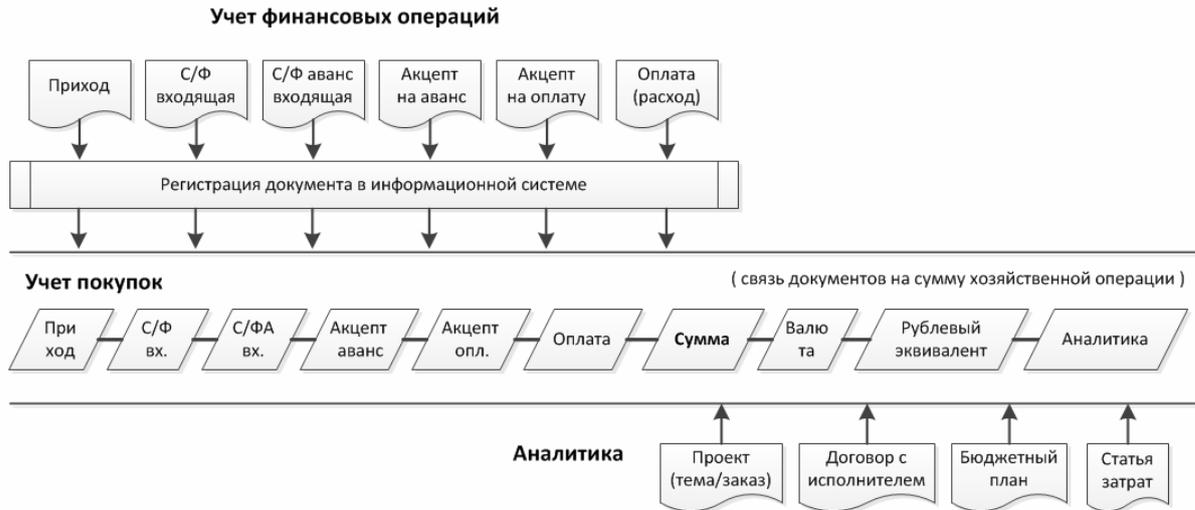


Рис. 7. Связь первичных документов для сущности «Покупка»

Fig. 7. Linking primary documents for the Purchase entity

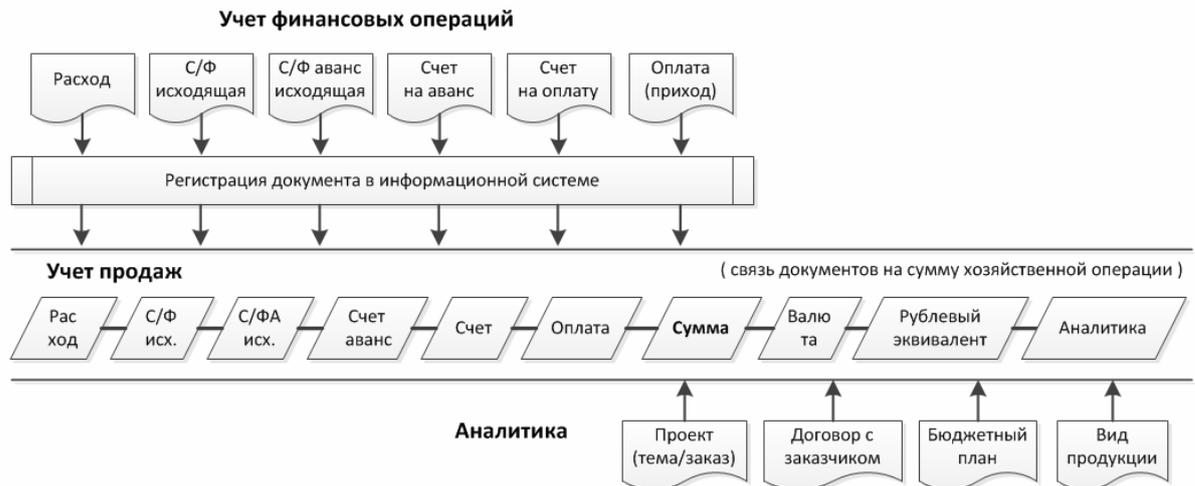


Рис. 8. Связь первичных документов для сущности «Продажа»

Fig. 8. Linking primary documents for the Sale entity

Так как первичные документы, являющиеся основаниями для бухгалтерских проводок, связаны между собой на уровне БД, то и в БУ отпадает необходимость держать в каждой проводке полный набор аналитик, характеризующих ФХО. Эти данные легко найти и проанализировать в поддерживаемом описываемым способом многомерном массиве, являющемся основой OLAP системы. При таком подходе актуальность данных поддерживается в одном месте, там, где рождается первичный документ и генерируется информационный поток, логика которого поддерживается разработанными системными и пользовательскими приложениями.

Разработанная система увязывает управленческий, бухгалтерский и налоговый учеты, в основе которых лежат детализированные данные о ФХО с необходимой аналитикой и фиксированные связи между ними, образуя многомерный массив структурированных данных или OLAP решение. В результате формируется ЕИП, содержащее актуальную и непротиворечивую информацию о состоянии всех ФХО, имеющих в своем основании хотя бы один из перечисленных первичных документов.

ЕИП, образуемое программными модулями «Продажи» и «Покупки», представляет собой хранилище структурированных данных, соответствующих первичным документам, детализированных до логически завершённых операций и имеющих жесткие связи между собой в виде внешних ключей в таблице БД. Пример организации данных в рамках отдельного процесса поставки произведенной продукции (Продажа) в виде структурированного массива представлен на рис. 9.

Т/Н	дата	С/Ф	дата	С/Ф-А	дата	Счет	дата	Счет-А	дата	Оплата	дата	Аналитика	Сумма	Валюта	В рублях
								1	15.12.2017			a	1	Е	75
										2	15.01.2018	a	1	Е	75
			3		15.01.2018							a	1	Е	75
			3		15.01.2018			1	15.12.2017	2	15.01.2018	a	1	Е	75
4	10.04.2018											a	3	Е	225
		5	15.04.2018									a	3	Е	225
4	10.04.2018	5	15.04.2018									a	3	Е	225
							6	20.04.2018				a	2	Е	150
										7	25.04.2018	a	2	Е	150
							6	20.04.2018		7	25.04.2018	a	2	Е	150
4	10.04.2018	5	15.04.2018	3	15.01.2018			1	15.12.2017	2	15.01.2018	a	1	Е	75
4	10.04.2018	5	15.04.2018				6	20.04.2018		7	25.04.2018	a	2	Е	150

Рис. 9. Пример связи первичных документов для сущности «Продажа» в рамках сквозного процесса поставки произведенной продукции

Fig. 9. An example of the relationship of primary documents for the entity Sale in the framework of the end-to-end delivery process of manufactured products

Упреждающий контроль расхода ДС осуществляется в документах типа «Акцепт» в модуле «Покупки», где автоматически проверяются на правомерность все характеристики будущего платежа: статья бюджетного плана, цель платежа, остаток по договору, ИГК, банковские реквизиты, ограничения учетной политики и различные настраиваемые условия. Акцепт – это внутренний документ предприятия, выступает в роли интегратора процесса по расходованию ДС и его можно «нагружать» любыми проверками. В свою очередь, при подготовке платежного документа по статьям бюджетного планирования, требующим обязательного наличия согласованного зарегистрированного акцепта, производится контроль этого бюджетного правила. ПО не разрешит зарегистрировать в системе платежный документ, не удовлетворяющий бюджетным правилам.

На формах ввода финансовых документов содержатся все необходимые справочники УУ для маркирования данных первичных документов признаками УУ для последующих аналитических задач в образуемом многомерном массиве структурированных данных. Интерфейс пользователя для работы с данными финансовых документов структурированных и связанных в виде OLAP-решения представлен на рис. 10. В этом приложении производится анализ взаимоотношений с контрагентами, оценивается дебиторская и кредиторская задолженность.

Благодаря такой организации данных автоматически собирается бюджет предприятия на определенную дату, который можно сравнить с его плановыми значениями (рис. 11).

ПО, обеспечивающее правила структурирования и хранения данных, состоит из двух классов. Это класс для поддержания логики записи и обработки данных о самих первичных документах и связях между ними и класс по поддержанию логики записи и обработки данных о НДС в учитываемых документах, образуя тем самым налоговый учет. Технически разработанное ПО поддерживает в актуальном состоянии многомерный массив данных, распределенный по нескольким таблицам в БД, каждая из которых отвечает за необходимое отображение одних и тех же данных о произошедших операциях для различных целей учета и анализа. Набор реквизитов в различных таблицах БД определяется самой хранимой сущностью, техническими полями для осуществления способа связи данных и дополнительными полями для орга-

низации и поддержки правил, заложенных в учетной политике предприятия. Дополнительные реквизиты в таблицах БД по учету НДС могут изменяться в зависимости от выбранной учетной политики, при этом часть ПО, отвечающего за расчет книги покупок и книги продаж, можно дорабатывать для соответствия принятым правилам учета на предприятии. В результате в таблицах БД собираются и хранятся всегда актуальные данные о первичных финансовых документах и данные о связке этих документов, отражающие ХО, формируя тем самым УУ, и связанные с ними данные о НДС, рассчитанные по правилам учетной политики, формирующие НУ.

The screenshot shows a software interface for searching purchase documents. It features a menu bar, a search bar, and a large data table. The table has multiple columns for document details, including document type, date, amount, and tax status. There are also various filters and search options available.

Рис. 10. Форма для работы в финансовой OLAP-системе АСУП

Fig. 10. Form for working in the financial OLAP-system

The screenshot shows a software interface for analyzing the enterprise budget. It features a menu bar, a search bar, and a large data table. The table is organized into quarters and months, with columns for code, name, year, and quarterly data. There are also various filters and search options available.

Код	Наименование	Год	I Квартал			II Квартал			III Квартал			
			Январь	Февраль	Март	Апрель	Май	Июнь	Июль			
03	Материалы	2 155 650 000	788 580 000	337 600 000	328 150 000	122 830 000	389 400 000	180 750 000	90 300 000	118 350 000	469 300 000	103 550 000
03.01	Газы	105 000 000	26 250 000	5 000 000	16 250 000	5 000 000	26 250 000	5 000 000	5 000 000	5 000 000	26 250 000	5 000 000
03.02	Черные металлы	60 000 000	14 700 000	4 900 000	4 900 000	14 700 000	4 900 000	4 900 000	4 900 000	4 900 000	14 700 000	4 900 000
03.03	Цветные металлы	350 000 000	176 380 000	76 300 000	40 350 000	59 730 000	69 350 000	11 350 000	9 550 000	48 450 000	76 750 000	9 550 000
03.04	Кабельная продукц	140 000 000	35 100 000	11 700 000	11 700 000	11 700 000	35 100 000	11 700 000	11 700 000	11 700 000	35 100 000	11 700 000
03.05	Ксенон	928 000 000	414 000 000	200 000 000	214 000 000	100 000 000	100 000 000	100 000 000	100 000 000	100 000 000	142 000 000	100 000 000
03.06	Неметаллические н	465 000 000	100 500 000	33 500 000	33 500 000	33 500 000	111 000 000	37 000 000	37 000 000	37 000 000	143 000 000	67 000 000

Рис. 11. Форма анализа бюджета предприятия в АСУП

Fig. 11. Form of analysis of the enterprise budget in the automated control system

В свою очередь бухгалтерские проводки на зависимых участках учета формируются на основании данных из подготовленных таблиц связей первичных документов и связанных с ними таблиц, учитывающих распределение НДС. Это позволяет проводить анализ деятельности предприятия через финансово-экономическое отражение БП в реальном времени, что повышает прозрачность и точность в управлении. Создается аналитическая база для принятия своевременных и обоснованных управленческих решений, а также осуществляется предварительный финансовый контроль на правомерность осуществления финансовых операций и их характеристик. Образуется возможность автоматизированного решения многих типовых финансово-экономических операций, вследствие чего экономятся временные ресурсы, повышается мобильность и эффективность управления. Сформированное и поддерживаемое таким способом ЕИП является единым источником данных актуальной и непротиворечивой информации для различного рода отчетности в различные контролирующие организации.

Заключение

Проведенные исследования показали, что существующие подходы к автоматизации УУ включают преимущественно в создании автономных систем УУ, работающих параллельно БУ, что непременно приведет к расхождениям данных и недоверию к информации. Самым эффективным, по нашему мнению, способом создания ИП УУ является создание БД УУ в виде ЕИП, в котором хранение и учет данных основных первичных документов организованы в виде OLAP-решения, исключающего консолидацию и перегрузку первичных данных, при этом тот же структурированный массив используется для целей БУ и НУ. Предложенный подход реализован посредством специально разработанного хранилища данных, отвечающего целям УУ. Разработана ROLAP система с хранением актуальных данных в таблицах БД. Для поддержания процесса формирования структурированного хранилища данных на базе представляемого способа организации данных разработаны программные модули, в которых вводятся, регистрируются и учитываются все первичные финансовые документы, сопровождающие товарно-денежные отношения с контрагентами, а также осуществляется упреждающий контроль правомерности расходования денежных средств. Разработанная система увязывает управленческий, бухгалтерский и налоговый учеты, в основе которых лежат детализированные данные о ФХО с необходимой аналитикой и фиксированные связи между ними, образуя многомерный массив структурированных данных. В результате формируется ЕИП, содержащее актуальную и непротиворечивую информацию о состоянии всех ФХО, создается аналитическая база для принятия своевременных и обоснованных управленческих решений и автоматизированного финансового контроллинга.

Библиографические ссылки

1. Салихзянова Н. А., Галлямова Д. Х. Роль информационных систем в эффективном управлении современным предприятием // Вестник Казан. технол. ун-та. 2012. № 4. С. 170–172.
2. Волкова В. Н., Голуб Ю. А. Информационная система, к вопросу определения понятия // Прикладная информатика. 2009. № 5(23). С. 112–120.
3. Картамышев А. С., Черныш Б. А. Информационная поддержка управления предприятием в условиях гособоронзаказа. // Инновационные технологии и технические средства специального назначения : тр. XII общерос. науч.-практ. конф. СПб. : Балтийский гос. техн. ун-т «Военмех», 2020. С. 264–270.
4. Бухгалтерский учет, налогообложение, аудит в РФ [Электронный ресурс]. URL: https://www.audit-it.ru/terms/accounting/upravlencheskiy_uchet.html (дата обращения: 21.08.2020).

5. Авдеева Е. А. Автоматизация управленческого учета на сельскохозяйственных предприятиях оренбургской области // Вестник ОГУ. 2006. № 13(63). С. 38–43.
6. Кияметдинова Н. И. Автоматизация управленческого учета, учет себестоимости при помощи программного продукта «1С: Управление производственным предприятием» // Информационные технологии в науке, управлении, социальной сфере и медицине : сб. науч. тр. II Междунар. конф. Томск : Нац. исслед. Томский политех. ун-т, 2015. С. 259–261.
7. Куджева А. А., Костюкова Е. И. Автоматизация системы управленческого учета в России // Новая наука: теоретический и практический взгляд. 2016. № 117-1. С. 73–76.
8. Никитин В. Автоматизация управленческого учета: как не выбросить деньги на ветер // Финансовый директор. 2013. № 2. С. 26–31.
9. Симонян С. Р., Крамских А. С. Выбор инструмента автоматизации управленческого учета // Россия молодая : сб. материалов VIII Всерос. науч.-практ. конф. молодых ученых с междунар. участием. Кемерово : Кузбасский гос. техн. ун-т им. Т. Ф. Горбачева, 2016. 210 с.
10. Маленкова Л. А., Тынчерова В. Р. Современные информационные технологии как средства автоматизации управленческого учета // Информационные технологии в управлении, обучении, правоохранительной деятельности : сб. материалов IV Междунар. электронной науч. конф. Вологда : Вологодский ин-т права и экономики Федер. службы исполнения наказаний, 2015. С. 68–72.
11. Богатый Д. В. Развитие методики управленческого учета и контроля в коммерческих организациях: автореферат диссертации. Ростов-на-Дону : Ростовский гос. эконом. ун-т, 2014. 287 с.
12. Гарифуллин К. М. Организация хозяйственного учета в условиях информационного общества // Социально-экономические явления и процессы. 2013. № 7(53). С. 29–34.
13. Яргулова А. Управленческий учет: опыт экономически развитых стран. М. : Финансы и статистика, 1991. 237 с.
14. Котова К. Ю., Лукина П. И. Совершенствование процессов информационного обеспечения и автоматизации управленческого учета // Экономические исследования и разработки. 2016. № 5. С. 166–181.
15. TADVISER. Государство. Бизнес. ИТ [Электронный ресурс]. URL: http://www.tadviser.ru/index.php/Статья:CALS_Непрерывная_информационная_поддержка_поставок_и_жизненного_цикла_изделия (дата обращения: 03.02.2020).
16. Кондратьев В. В., Кузнецов М. Н. Показываем бизнес-процессы. М. : Эксмо, 2007. 352 с.
17. Лютов А. Г., Чугунова О. И. Компьютерная система управления качеством на основе CALS-технологий для автоматизированных производств // Вестник УГАТУ. 2011. № 45. С. 27–35.
18. Управление производством. Информационные системы в промышленности [Электронный ресурс]. URL: http://www.up-pro.ru/library/information_systems/production/promyshennost-is.html (дата обращения: 24.09.2020).
19. Доросинский Л. Г., Зверева О. М. Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделия. Ульяновск : Зebra, 2016. 243 с.
20. OLTP и OLAP технологии [Электронный ресурс]. URL: https://life-prog.ru/1_759_OLTP-i-OLAP-tehnologii.html (дата обращения: 01.03.2018).
21. Корпоративный менеджмент. Введение в OLAP и многомерные базы данных [Электронный ресурс]. URL: <https://www.cfin.ru/itm/olap/intro.shtml> (дата обращения: 18.09.2020).
22. Картамышев А. С., Способ организации данных при формировании многомерного массива актуальной аналитической информации в автоматизированной системе управления предприятием // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 1. С. 170–179.

References

1. Salichzyanova N. A., Gallyamova D. H. [The role of information systems in the effective management of a modern enterprise]. *Vestnik Kazanskogo tehnologicheskogo universiteta*. 2012, No. 4, P. 170–172. (In Russ.)
2. Volkova V. N., Golub Y. A. [Information system, to the question of the definition of the concept]. *Prikladnaja informatika*. 2009, No. 5(23), P. 112–120. (In Russ.)
3. Kartamyshv A. S., Chernysh B. A. [Information support for enterprise management in the context of the state defense order]. *Trudy XII obshherossiyskoj nauchno-prakticheskoy konferencii "Innovacionnye tehnologii i tehnicheckie sredstva special'nogo naznachenija"*. [Proc. of the XII All-Russian Scientific and Practical Conference "Innovative Technologies and Special Purpose Equipment"]. St. Petersburg, 2020, P. 264–270. (In Russ.)
4. *Buhgalterskiy uchet, nalogooblozhenie, audit v RF*. [Accounting, taxation, audit in the Russian Federation] (In Russ.). Available at: https://www.audit-it.ru/terms/accounting/upravlencheskiy_uchet.html (accessed: 21.08.2020).
5. Avdeeva E. A. [Automation of management accounting at agricultural enterprises of the orenburg region]. *Vestnik OGU*. 2006, No. 13(63), P. 38–43. (In Russ.)
6. Kiyametdiniva N. I. [Automation of management accounting, cost accounting using the software product "1C: Manufacturing Enterprise Management"]. *Sbornik nauchnyh trudov II Mezhdunarodnoy konferencii "Informacionnye tehnologii v nauke, upravlenii, social'noy sfere i medicine"*. [Proc. of the II International conference "Information technologies in science, management, social sphere and medicine"]. Tomsk, 2015, P. 259–261. (In Russ.)
7. Kudzheva A. A., Kostyukova E. I. [Automation of the management accounting system in Russia]. *Novaya nauka: teoreticheskii i prakticheskii vzglyad*. 2016, No. 117-1, P. 73–76. (In Russ.)
8. Nikitin V. [Automation of management accounting: how not to waste money]. *Finansovyy director*. 2013, No. 2, P. 26–31. (In Russ.)
9. Simonyan S. R., Kramskih A. S. [Choosing a management accounting automation tool]. *Sbornik materialov VIII vserossiyskoj, nauchno-prakticheskoy konferencii molodyh uchenyh. S mezhdunarodnym uchastiem "Rossiya molodaya"*. [Collection of materials of the VIII all-Russian scientific and practical conference of young scientists. With international participation "Young Russia"] Kemerovo, 2016, 210 p. (In Russ.)
10. Malenkova L. A., Tyncherova V. R. [Modern information technologies as a means of automating management accounting]. *Informacionnye tehnologii v upravlenii, obuchenii, pravoohranitel'noy deyatel'nosti. Sbornik materialov IV mezhdunarodnoy elektronnoy nauchnoy konferencii* [Information technology in management, training, law enforcement. Collection of materials of the IV international electronic scientific conference]. Vologda, 2015, P. 68–72. (In Russ.)
11. Bogatyy D. V. *Razvitie metodiki upravlencheskogo ucheta i kontrolya v kommercheskih organizatsiyah: avtoreferat dissertatsii*. [Development of methods of management accounting and control in commercial organizations: thesis abstract]. Rostov-on-Don, 2014, 287 p.
12. Garifullin K. M. [Organization of business accounting in the information society]. *Social'no-ekonomicheskije javleniya i processy*. 2013, No. 7(53), P. 29–34. (In Russ.)
13. Yargulova A. *Upravlencheskiy uchet: opyt jekonomicheskii razvityh stran* [Management accounting: experience of economically developed countries]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1991, 237 p.
14. Kotova K. Y., Lukina P. I. [Improving the processes of information support and automation of management accounting]. *Ekonomicheskije issledovaniya i razrabotki*. 2016, No. 5, P. 166–181. (In Russ.)

15. TADVISER. *Gosudarstvo. Biznes. IT* [State. Business. IT] (in Russ.). Available at: http://www.tadviser.ru/index.php/Статья:CALC_Непрерывная_информационная_поддержка_пост_авок_и_жизненного_цикла_изделия (accessed: 03.02.2020).
16. Kondratyev V. V., Kuznetsov M. N. Pokazyvaem biznes-processy [We show business processes]. Moscow, Jeksmo Publ., 2007, 352 p.
17. Lyutov A. G., Chugunova O. I. [Computerized quality management system based on CALS technologies for automated production]. *Vestnik UGATU*. 2011, No. 45, P. 27–35. (In Russ.)
18. *Upravlenie proizvodstvom. Informacionnye sistemy v promyshlennosti* [Production Management. Information systems in industry]. (In Russ.) Available at: http://www.up-pro.ru/library/information_systems/production/promyshlennost-is.html (accessed: 24.09.2020).
19. Dorosinskiy L. G., Zvereva O. M. *Informacionnye tehnologii podderzhki zhiznennogo cikla izdelija* [Information technology to support the product life cycle]. Ulyanovsk, Zebra, 2016, 243 p.
20. *OLTP i OLAP tehnologii* [OLTP and OLAP technologies]. (In Russ.) Available at: https://life-prog.ru/1_759_OLTP--i-OLAP-tehnologii.html (accessed 01.03.2018).
21. *Korporativnyi menedzhment. Vvedenie v OLAP i mnogomernye bazy dannyh* [Corporate management. Introduction to OLAP and multidimensional databases]. (In Russ.) Available at: <https://www.cfin.ru/itm/olap/intro.shtml> (accessed: 18.09.2020).
22. Kartamyshev A. S. [A method for organizing data in the formation of a multidimensional array of relevant analytical information in an automated enterprise management system] *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. Vol. 17, No. 1. P. 170–179.

© Картамышев А. С., Черныш Б. А., 2021

Картамышев Александр Сергеевич – начальник группы автоматизации задач управления в Обществе; АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: kartam@iss-reshetnev.ru.

Черныш Борис Александрович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: borisblack@mail.ru.

Kartamyshev Alexandr Sergeevich – Chief of control process automation group in the Company; JSC Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: kartam@iss-reshetnev.ru.

Chernysh Boris Aleksandrovich – postgraduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: borisblack@mail.ru.

УДК 539.3

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-244-260

Для цитирования: Матвеев А. Д. Метод фиктивных дискретных моделей в расчетах тел с неоднородной регулярной структурой // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 244–260. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-244-260.

For citation: Matveev A. D. The method of fictitious discrete models in calculations bodies with an inhomogeneous regular structure. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 244–260. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-244-260.

Метод фиктивных дискретных моделей в расчетах тел с неоднородной регулярной структурой

А. Д. Матвеев

Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 630036, г. Красноярск, Академгородок, стр. 50/44
E-mail: mtv241@mail.ru

В расчетах на прочность упругих композитных конструкций (пластины, балки, оболочки), которые широко применяются в авиационной и ракетно-космической технике, с помощью метода конечных элементов (МКЭ) важно знать погрешность решения. Для анализа погрешности решения необходимо использовать последовательность приближенных решений, построенных по МКЭ с применением процедуры измельчения для базовых дискретных моделей (БМ), которые учитывают в рамках микроподхода неоднородную, микронеоднородную структуру конструкций (тел). Дискретные модели, полученные путем измельчения БМ, имеют высокую размерность, что затрудняет для них применение МКЭ. Кроме того, существуют БМ композитных тел (КТ), например, БМ тел с микронеоднородной структурой, которые имеют такую высокую размерность, что реализация МКЭ для таких БМ, в силу ограниченности ресурсов ЭВМ, практически невозможна. Для решения данных проблем здесь предлагается в расчетах КТ по МКЭ использовать фиктивные дискретные модели.

В данной работе предлагается метод фиктивных дискретных моделей (МФДМ) для расчета на прочность упругих тел с неоднородной, микронеоднородной регулярной структурой. МФДМ реализуется с помощью МКЭ с применением скорректированных условий прочности, которые учитывают погрешность приближенных решений. В основе метода лежит следующее положение. Считаем, что БМ КТ порождают решения, которые мало отличаются от точных. В силу сходимости МКЭ такие БМ для КТ всегда существуют. Расчет КТ по МФДМ сводится к построению и расчету на прочность фиктивных дискретных моделей (ФМ), размерности которых меньше размерности БМ. ФМ отражают: форму, характерные размеры, крепление, нагружение и вид неоднородной структуры КТ и распределение модулей упругости, отвечающее БМ КТ. Последовательность, состоящая из ФМ, сходится к БМ, т. е. предельная ФМ совпадает с БМ. Сходимость такой последовательности обеспечивает равномерную сходимость напряжений ФМ к соответствующим напряжениям БМ. Реализация МКЭ для ФМ с применением многосеточных конечных элементов приводит к большой экономии ресурсов ЭВМ, что позволяет использовать МФДМ для расчетов на прочность тел с микронеоднородной регулярной структурой. Расчет на прочность КТ по МФДМ требует в $10^3 \div 10^6$ раз меньше объема памяти ЭВМ, чем аналогичный расчет с использованием БМ КТ, и не содержит процедуру измельчения БМ. Приведенный пример расчета на прочность балки с неоднородной регулярной волокнистой структурой по МФДМ показывает его высокую эффективность. Применение скорректированных условий прочности позволяет использовать

в расчетах КТ на прочность приближенные решения с большой погрешностью, что приводит к повышению эффективности МФДМ.

Ключевые слова: упругость, композиты, скорректированные условия прочности, фиктивные дискретные модели, многосеточные конечные элементы.

The method of fictitious discrete models in calculations bodies with an inhomogeneous regular structure

A. D. Matveev

Institute of Computational Modeling
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: mtv241@mail.ru

In calculations for the strength of elastic composite structures (plates, beams, shells), which are widely used in aviation and rocket and space technology, using the finite element method (FEM), it is important to know the error of the solution. To analyze the error of the solution, it is necessary to use a sequence of approximate solutions constructed according to the FEM using the grinding procedure for discrete basic models (BM), which take into account the inhomogeneous, micro-inhomogeneous structure of structures (bodies) within the micro-approach. Discrete models obtained by grinding BM have a high dimension, which makes it difficult for them to use FEM. In addition, there are BM of composite bodies (CB), for example, BM of bodies with a micro-inhomogeneous structure, which have such a high dimensionality that the implementation of FEM for such BM, due to the limited computer resources, is almost impossible. To solve these problems, it is proposed to use fictitious discrete models in the calculations of the CB according to the FEM.

In this paper, we propose a method of fictitious discrete models (MFDM) for calculating the strength of elastic bodies with an inhomogeneous, micro-inhomogeneous regular structure. MFDM is implemented using FEM with the use of adjusted strength conditions that take into account the error of approximate solutions. The method is based on the following statement. We believe that BM CB generates solutions that differ little from the exact ones. Due to the convergence of the FEM, such BM for CB always exist. The calculation of CB according to MFDM is reduced to the construction and calculation of the strength of fictitious discrete models (FM), the dimension of which is less than the dimension of the BM. FM reflects: the shape, characteristic dimensions, attachment, loading, and appearance of the heterogeneous structure of the CB, and the distribution of elastic modulus corresponding to the BM of the CB. The sequence consisting of the FM converges to the BM, i.e. the limiting FM coincides with the BM. The convergence of such a sequence ensures uniform convergence of the FM stresses to the corresponding BM stresses. The implementation of FEM for FM with the use of multigrid finite elements leads to a large saving of computer resources, which allows the use of MFDM for strength calculations of bodies with a micro-inhomogeneous regular structure. The calculation of the strength of CB according to MFDM requires $10^3 \div 10^6$ less computer memory than a similar calculation using BM CB, and does not contain a procedure for grinding BM. The given example of calculating the strength of a beam with an inhomogeneous regular fiber structure according to the MFDM shows its high efficiency. The use of adjusted strength conditions allows us to use approximate solutions with a large error in the calculations of CB for strength, which leads to an increase in the efficiency of MFDM.

Keywords: elasticity, composites, adjusted strength conditions, fictitious discrete models, multigrid finite elements.

Введение

В современной авиационной и ракетно-космической технике широко применяются композитные конструкции (пластины, балки, оболочки), особенно, конструкции, имеющие микронеоднородную волокнистую структуру. Расчет на прочность конструкции – один из важнейших на этапе эскизного проектирования, которое является технико-экономическим обоснованием проекта конструкции. Как правило, расчет на статическую прочность упругой конструкции (тела) V_0 определенного класса (например, авиационных конструкций) проводится по запасам прочности [1–3] и сводится к определению максимального эквивалентного напряжения конструкции. В этом случае для тела V_0 заданные условия (по запасам) прочности имеют вид $n_1 \leq n_0 \leq n_2$, где n_1, n_2 заданы; n_0 – коэффициент запаса тела V_0 , $n_0 = \sigma_T / \sigma_0$; σ_T – предел текучести (предельное напряжение) [1]; σ_0 – максимальное эквивалентное напряжение тела, отвечающее точному решению задачи упругости (построенному для тела V_0). Для напряжений, которые определяются приближенно, используются скорректированные условия прочности [4], учитывающие погрешность напряжений. При анализе напряженно-деформированного состояния (НДС) упругих тел активно используется метод конечных элементов (МКЭ) [5–11]. Базовые дискретные модели (БМ) тел, которые учитывают их неоднородную, микронеоднородную структуру в рамках микроподхода [12], имеют очень высокую размерность.

Рассмотрим основные трудности реализации расчета композитных тел (КТ) с помощью МКЭ. Для анализа погрешности приближенного решения необходимо использовать последовательность решений, построенных по МКЭ с помощью процедуры измельчения (в рамках микроподхода) композитных дискретных моделей. Применение процедуры измельчения приводит к резкому увеличению размерностей дискретных моделей. Метод многосеточных конечных элементов (ММКЭ) [13–19] эффективно используется для решения задач теории упругости [20–23], в котором используются многосеточные конечные элементы (МнКЭ) [24–29]. Поскольку при построении n -сеточного конечного элемента (КЭ) используется не одна, а n вложенных сеток ($n \geq 2$), то ММКЭ можно считать обобщением МКЭ, т. е. МКЭ – частный случай ММКЭ. Отсюда следует, что если в расчетах тел по МКЭ применяются МнКЭ, то в этом случае, по сути, реализуется ММКЭ. Неоднородные, микронеоднородные структуры в многосеточных дискретных моделях учитываются в рамках микроподхода. МнКЭ порождают дискретные модели малой размерности. Однако, например, БМ тел с микронеоднородной регулярной структурой имеют такую высокую размерность, что реализация МКЭ для таких БМ с применением МнКЭ, в силу ограниченности ресурсов ЭВМ, затруднительна. Для решения данной проблемы здесь при расчете на прочность КТ по МКЭ предлагается использовать фиктивные дискретные модели. Отметим, что существующие приближенные подходы и методы расчета КТ имеют сложные формулировки, являются трудоемкими и труднореализуемыми для КТ сложной формы [30–38].

В данной работе предлагается метод фиктивных дискретных моделей (МФДМ) для расчета на прочность тел с неоднородной, микронеоднородной регулярной структурой, который реализуется с помощью ММКЭ с применением скорректированных условий прочности. Введем следующее определение.

Определение 1. Дискретные модели, построенные для КТ V , будем называть фиктивными моделями (ФМ), если эти ФМ обладают следующими свойствами.

1. Неоднородные структуры ФМ отличаются от неоднородной структуры БМ КТ V .
2. ФМ отражают форму, характерные размеры, крепление, нагружение и вид неоднородной структуры КТ V , а также распределение модулей упругости, отвечающее БМ КТ V .
3. Последовательность, состоящая из ФМ, сходится к БМ КТ V , т. е. предельная ФМ последовательности совпадает с БМ КТ V .

4. Размерности ФМ меньше размерности БМ КТ V , кроме предельной ФМ, размерность которой равна размерности БМ КТ V .

Отметим, что свойства 3, 4 являются важными для практики.

В данной работе в качестве ФМ рассматриваются масштабированные композитные дискретные модели, размерности которых меньше размерности БМ КТ. Предлагаемые ФМ, образованные с помощью масштабированной регулярной ячейки КТ, имеют такие же характерные размеры, форму, крепления и нагружения как БМ, но неоднородные структуры ФМ отличаются от неоднородной структуры БМ. Рассматриваемые ФМ отражают вид неоднородной структуры БМ и распределение модулей упругости, отвечающее БМ. В расчетах используется последовательность ФМ, которая сходится к БМ, т. е. предельная ФМ этой последовательности совпадает с БМ. Сходимость такой последовательности (см. свойство 3 в определении 1) обеспечивает сходимость напряжений ФМ к соответствующим напряжениям БМ. Расчеты показывают равномерную монотонную сходимость максимальных эквивалентных напряжений ФМ к максимальному эквивалентному напряжению БМ КТ. Реализация МФДМ требует в $10^3 \div 10^6$ раз меньше объема памяти ЭВМ, чем аналогичный расчет с использованием БМ КТ, и не требует измельчения БМ КТ. Реализация МКЭ для ФМ с применением МнКЭ приводит к большой экономии ресурсов ЭВМ, что позволяет использовать МФДМ для расчетов на прочность тел с микронеоднородной регулярной структурой. Приведенный пример расчета балки с неоднородной регулярной волокнистой структурой по МФДМ показывает его высокую эффективность. Применение скорректированных условий прочности позволяет использовать в расчетах КТ на прочность приближенные решения с большой погрешностью, что приводит к повышению эффективности МФДМ. При расчете КТ сложной формы по МФДМ целесообразно использовать ФМ с переменными характерными размерами.

1. Основные положения метода фиктивных дискретных моделей. МФДМ применяется для КТ, которые удовлетворяют следующим основным положениям.

Положение 1. КТ состоят из разномодульных изотропных однородных тел, связи между которыми идеальны, т. е. на общих границах разномодульных изотропных однородных тел функции перемещений и напряжений являются непрерывными.

Положение 2. Перемещения, деформации и напряжения разномодульных изотропных однородных тел отвечают соотношениям Коши и закону Гука трехмерной линейной задачи теории упругости [39].

Положение 3. Приближенные решения, которые отвечают БМ КТ, мало отличаются от точных. Такие приближенные решения будем считать точными. Отметим, что в силу сходимости МКЭ такие БМ для КТ всегда существуют.

2. Теорема метода фиктивных дискретных моделей. В МФДМ используются скорректированные условия прочности, которые учитывают погрешность приближенных решений.

Теорема. Пусть для коэффициента запаса n_0 упругого тела V_0 заданы условия прочности

$$n_1 \leq n_0 \leq n_2, \quad (1)$$

где n_1, n_2 – заданы; $n_1 > 1$, $n_0 = \sigma_T / \sigma_0$; σ_T – предельное напряжение тела V_0 ; σ_0 – максимальное эквивалентное напряжение тела V_0 , которое отвечает точному решению задачи теории упругости, построенному для тела V_0 .

Пусть коэффициент запаса n_b тела V_0 , отвечающий приближенному решению задачи теории упругости, удовлетворяет скорректированным условиям прочности

$$\frac{n_1}{1-\delta_\alpha} \leq n_b \leq \frac{n_2}{1+\delta_\alpha}. \quad (2)$$

Тогда коэффициент запаса n_0 тела V_0 , отвечающий точному решению задачи теории упругости, удовлетворяет заданным условиям прочности (1), где $n_b = \sigma_T / \sigma_b$; σ_b – максимальное эквивалентное напряжение тела V_0 , отвечающее приближенному решению задачи теории упругости, построенному для тела V_0 , и найденное с такой погрешностью δ_b , что

$$|\delta_b| \leq \delta_\alpha < C_\alpha = \frac{n_2 - n_1}{n_1 + n_2}, \quad (3)$$

где δ_α – верхняя оценка относительной погрешности δ_b ; δ_α – задано, погрешность δ_b для напряжения σ_b определяется по формуле $\delta_b = (\sigma_0 - \sigma_b) / \sigma_0$.

Отметим, что если тело V_0 состоит из пластичных материалов, то σ_T – предел текучести. Из (3) следует, что если $n_2 - n_1$ мало, то σ_b необходимо определять с малой погрешностью δ_b . Доказательство теоремы изложено в работе [4].

3. Реализация метода фиктивных дискретных моделей. Для простоты изложения, не теряя общности суждений, основные процедуры реализации МФДМ рассмотрим на примере балки V_0 с неоднородной регулярной структурой размерами $H \times L \times H$, где $H = 96h$, $L = 1152h$, h – задано, балка расположена в декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$ (рис. 1).

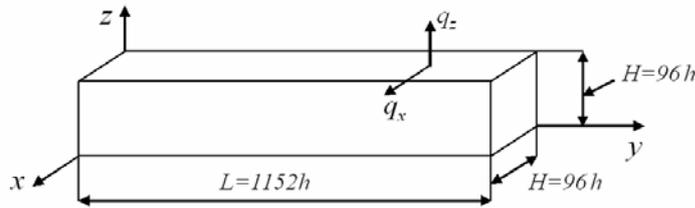


Рис. 1. Размеры балки (тела) V_0 (модели R_n)

Fig. 1. Dimensions of the beam (body) V_0 (model R_n)

Регулярная ячейка G_0 балки V_0 имеет форму куба со стороной $6h$ (рис. 2). Ячейка G_0 расположена в локальной декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$, $i, j, k = 1, \dots, 7$. Волокна сечением $h \times h$ расположены вдоль оси Oy , сечения волокон в плоскости Oxz закрашены (рис. 2). Итак, балка армирована продольными непрерывными волокнами. При $y = 0$ балка закреплена, при $z = H$ имеет нагружение q_x, q_z . Для балки V_0 заданы условия прочности (1).

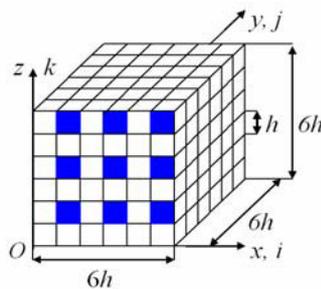


Рис. 2. Регулярная ячейка G_0

Fig. 2. Regular cell G_0

Изотропные однородные волокна имеют одинаковые модули упругости. Считают, что если толщина волокон меньше 0,5 мм, то эти волокна образуют микрооднородную волокнистую структуру.

3.1. Базовая дискретная модель композитного тела V_0 . БМ R_0 КТ V_0 , которая состоит из односеточных конечных элементов (1сКЭ) V_j^h 1-го порядка формы куба со стороной h (в которых реализуется трехмерное НДС [39]), учитывает в рамках микроподхода неоднородную структуру КТ V_0 и порождает равномерную (базовую) сетку с шагом h размерности $97 \times 1153 \times 97$ с общим числом узловых неизвестных МКЭ равным $N_0 = 32517504$, ширина ленты системы равнений (СУ) МКЭ равна $b_0 = 28524$. Так как БМ R_0 имеет высокую размерность (свыше 32 млн неизвестных МКЭ) и учитывая, что $h/H \ll 1$ ($h/H = h/(96h) = 0,0104 \ll 1$), то считаем, что максимальное эквивалентное напряжение, отвечающее БМ R_0 , мало отличается от точного, полож. 3 ММДМ для БМ R_0 выполняется (см. п. 1). На рис. 2 показана базовая сетка регулярной ячейки G_0 .

3.2. Масштабированные композитные дискретные модели. Следуя МФДМ, для КТ V_0 (см. рис. 1) определяем последовательность ФМ. В качестве ФМ используем масштабированные композитные дискретные модели R_n , которые образуют последовательность $\{R_n\}_{n=1}^{16}$. Модель R_n , $n=1, \dots, 16$, имеет такие же характерные размеры, форму, закрепление и нагружение как БМ R_0 (рис. 1). Дискретная модель R_n , состоящая из 1сКЭ V_e^n 1-го порядка формы куба со стороной h_n (в 1сКЭ V_e^n реализуется трехмерное НДС), имеет равномерную сетку с шагом h_n размерности $n_1^{(n)} \times n_2^{(n)} \times n_3^{(n)}$, где

$$n_1^{(n)} = 6n + 1, \quad n_2^{(n)} = 12 \times 6n + 1, \quad n_3^{(n)} = 6n + 1, \quad n = 1, \dots, 16. \quad (4)$$

Шаги узловой сетки модели R_n по осям Ox , Oy , Oz соответственно равны $h_x^{(n)} = H / (6n)$, $h_y^{(n)} = L / (72n)$, $h_z^{(n)} = H / (6n)$. Так как $L = 12H$, то $h_n = h_x^{(n)} = h_y^{(n)} = h_z^{(n)}$. В силу (4) имеем

$$h_n = \beta_n h, \quad n = 1, \dots, 16, \quad (5)$$

где β_n – коэффициент масштабности, $\beta_n = 16/n$, при $n = 1, \dots, 15$ имеем $\beta_n > 1$, т. е. $h_n > h$, при $n \rightarrow 16$ имеем $\beta_n \rightarrow 1$, $\beta_{16} = 1$, $h_{16} = h$.

Согласно (4), модель R_n состоит из конечного числа одинаковых по форме тел G_n размерами $6h_n \times 6h_n \times 6h_n$, $n = 1, \dots, 16$ (рис. 3). КТ G_n расположено в локальной декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$. Тело G_n имеет такое же число волокон (сечением $h_n \times h_n$) и такое же их взаимное расположение, как регулярная ячейка G_0 (рис. 2). На рис. 3 сечения волокон ячейки G_n в плоскости Oxz закраснены, $i, j, k = 1, \dots, 7$. Волокна и связующий материал КТ G_n и G_0 имеют одинаковые модули упругости.

Введем следующие определения, которые используются при построении масштабированных композитных дискретных моделей.

Определение 2. Будем говорить, что трехмерное упругое тело G образовано путем масштабирования упругого трехмерного тела G^0 с коэффициентом масштабности $p > 0$, если любой

точке $A \in G^0$ отвечает такая единственная точка $B \in G$, что $x_B = px_A$, $y_B = py_A$, $z_B = pz_A$, где x_A, y_A, z_A (x_B, y_B, z_B) – координаты точки A (точки B), отвечающие декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$. И наоборот, если любой точке $B \in G$ отвечает такая единственная точка $A \in G^0$, что $x_A = x_B / p$, $y_A = y_B / p$, $z_A = z_B / p$. Модули упругости в точках $A \in G^0$, $B \in G$ одинаковы.

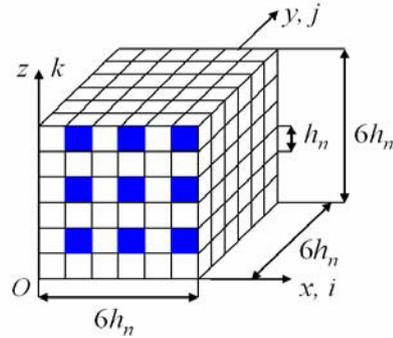


Рис. 3. Регулярная ячейка G_n

Fig. 3. Regular cell G_n

Определение 3. Трехмерное упругое тело G , полученное путем масштабирования заданного (базового) упругого трехмерного тела G^0 с заданным коэффициентом масштабности p , будем называть масштабированным. Связь между масштабированным телом G и базовым телом G^0 представляется в виде $G = p G^0$, где p – коэффициент масштабности.

Итак, в силу (5) КТ G_n образуется путем масштабирования регулярной ячейки G_0 БМ КТ V_0 с коэффициентом масштабности β_n (см. определение 2), т. е. тело G_n является масштабированной регулярной ячейкой (см. определение 3). Формы и неоднородные структуры тел G_n и G_0 геометрически подобны, т. е. отличаются только масштабностью (рис. 2, 3, где $h_n > h$, при $n = \overline{1,15}$). Тогда, учитывая (5) и что волокна и связующий материал КТ G_n и G_0 имеют одинаковые модули упругости, связь между телами G_n , G_0 представляется в виде (см. определение 3).

$$G_n = \beta_n G_0, \quad (6)$$

где $\beta_n = 16/n$; $n = 1, \dots, 16$, при $n \rightarrow 16$ имеем $\beta_n \rightarrow 1$, $\beta_{16} = 1$.

Поскольку в регулярной ячейке G_0 учитывается неоднородная структура, то в силу (6) и в КТ G_n также учитывается неоднородная структура с помощью 1сКЭ V_e^n формы куба со стороной h_n . Модель R_n , которая в силу (5), (6) образуется с помощью масштабированной регулярной ячейки G_n , будем называть масштабированной. Отметим, что КТ G_n , по сути, является регулярной ячейкой модели R_n . Так как в регулярной ячейке G_n учитывается неоднородная структура, то, следовательно, и в модели R_n учитывается неоднородная структура. Для модели R_n отметим следующие свойства, которые показывают основные достоинства МФДМ.

1. Размерность модели R_n , при $n \leq 15$, в силу (4) меньше размерности БМ R_0 . Поэтому реализация МКЭ для модели R_n (при $n \leq 15$) требует меньше ресурсов ЭВМ, чем для БМ R_0 .

2. При построении масштабированных композитных дискретных моделей R_n не используется процедура измельчения БМ КТ.

Отметим, что модели R_n , $n = \overline{1,15}$, по сути, являются фиктивными дискретными моделями.

3.3. Сходимость последовательности масштабированных дискретных моделей. Покажем, что последовательность $\{R_n\}_{n=1}^{16}$, состоящая из масштабированных дискретных моделей R_n , при $n \rightarrow 16$ сходится к БМ R_0 . Согласно (5), (6) при $n=16$ ($h_{16} = h$, $\beta_{16} = 1$, $G_{16} = G_0$) дискретные модели R_{16} , R_0 совпадают, т. е. $R_{16} = R_0$. Так как модель R_{16} , как и БМ R_0 , имеет высокую размерность, т. е. имеет $N_0 = 32517504$ узловых неизвестных МКЭ, и учитывая, что $h \ll H$ ($h/H = h/(96h) = 0,0104$), то считаем, что максимальное эквивалентное напряжение σ_{16} модели R_{16} мало отличается от точного напряжения σ_0 КТ V_0 . Тогда полагаем $\sigma_0 = \sigma_{16}$, т. е. положение 3 МФДМ для БМ R_0 выполняется (см. п. 1). В силу (5), (6) при $n \rightarrow 16$ (при $\beta_n \rightarrow 1$) имеем $G_n \rightarrow G_0$. Отсюда, учитывая, что КТ G_n , G_0 есть регулярные ячейки соответственно моделей R_n , R_0 и что эти модели имеют одинаковую форму и характерные размеры, получаем

$$R_n \rightarrow R_0 \quad \text{при } n \rightarrow 16. \quad (7)$$

Согласно (7), при $n \rightarrow 16$ (с учетом, что $R_{16} = R_0$) имеем $\sigma_n \rightarrow \sigma_{16}$ или (с учетом равенства $\sigma_0 = \sigma_{16}$) $\sigma_n \rightarrow \sigma_0$, где σ_n – максимальное эквивалентное напряжение дискретной модели R_n . Пусть $\delta_\sigma = |\sigma_n - \sigma_{n-1}|/\sigma_n$ малая величина и $|\delta_n| \leq \delta_\alpha$, где δ_n – относительная погрешность для напряжения σ_n , т. е. $\delta_n = (\sigma_0 - \sigma_n)/\sigma_0$, δ_α задано, $\delta_\alpha < C_\alpha$ (см. (3)), $n = 2, 3, \dots$. Тогда принимаем $\sigma_b = \sigma_n$. Пусть коэффициент запаса n_b (где $n_b = \sigma_T/\sigma_b$, с учетом, что $\sigma_b = \sigma_n$, имеем $n_b = \sigma_T/\sigma_n$), отвечающий приближенному решению задачи упругости, удовлетворяет скорректированным условиям прочности (2). Тогда коэффициент запаса n_0 КТ V_0 , отвечающий точному решению задачи упругости, удовлетворяет заданным условиям прочности (1) (см. теорему в п. 2). Для понижения размерности модели R_n используются МКЭ.

4. Результаты численных экспериментов. Рассмотрим модельную задачу расчета на прочность консольной балки V_0 с неоднородной регулярной волокнистой структурой размерами $96h \times 1152h \times 96h$ (рис. 1). Регулярная ячейка G_0 балки показана на рис. 2. Для коэффициента запаса n_0 балки заданы условия прочности

$$1,8 \leq n_0 \leq 3,4. \quad (8)$$

Для модельной задачи имеем следующие исходные данные:

$$h = 0,2083; \quad \sigma_T = 4,5; \quad E_c = 1, \quad E_v = 10, \quad \nu_c = \nu_v = 0,3, \quad (9)$$

где E_c , E_v (ν_c , ν_v) – модули Юнга (коэффициенты Пуассона) соответственно связующего материала и волокна; σ_T – предел текучести волокна; на поверхности $z = H$, $0,5L \leq y \leq L$ действуют нагрузки $q_z = q_x = 0,00075$ (рис. 1).

В расчетах используем двухсеточные КЭ (2сКЭ). Основные положения построения 2сКЭ рассмотрим на примере 2сКЭ $V_d^{(2)}$ размерами $6h \times 6h \times 6h$ (рис. 4), который состоит из одной

регулярной ячейки G_0 (рис. 2). Двухсеточный КЭ $V_d^{(2)}$ расположен в локальной декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$. При построении 2сКЭ $V_d^{(2)}$ используем две вложенные сетки: равномерную мелкую сетку h_d с шагом h размерности $7 \times 7 \times 7$ и крупную – H_d размерности $2 \times 3 \times 2$. По осям Ox , Oz сетка H_d имеет шаг $6h$, по оси Oy – шаг $3h$. На рис. 4 показаны сетки h_d и H_d , узлы крупной сетки H_d отмечены точками (12 узлов). Мелкая сетка h_d порождена базовым разбиением R_d 2сКЭ $V_d^{(2)}$, которое состоит из 1сКЭ V_j^h 1-го порядка формы куба со стороной h (в которых реализуется трехмерное НДС, $j=1, \dots, M$, M – общее число 1сКЭ V_j^h , $M = 216$) и учитывает неоднородную структуру 2сКЭ $V_d^{(2)}$.

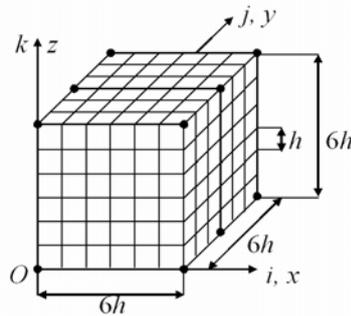


Рис. 4. Мелкая и крупная сетки 2сКЭ $V_d^{(2)}$

Fig. 4. Small and large grids 2gFE $V_d^{(2)}$

На разбиении R_d с помощью метода конденсации [10] строим суперэлемент V_S . Полную потенциальную энергию Π_d разбиения R_d 2сКЭ $V_d^{(2)}$ представим в виде

$$\Pi_d = \frac{1}{2} \mathbf{q}_S^T [K_S] \mathbf{q}_S - \mathbf{q}_S^T \mathbf{F}_S, \quad (10)$$

где T – транспонирование; $[K_S]$ – матрица жесткости (размерности 654×654); \mathbf{F}_S , \mathbf{q}_S – векторы узловых сил и перемещений (размерности 654) суперэлемента V_S .

Базисную функцию $N_{ijk}(x, y, z)$ для узла i, j, k крупной сетки H_d с помощью полиномов Лагранжа запишем в форме $N_{ijk} = L_i(x)L_j(y)L_k(z)$, где

$$L_i(x) = \prod_{\alpha=1, \alpha \neq i}^2 \frac{x - x_\alpha}{x_i - x_\alpha}, \quad L_j(y) = \prod_{\alpha=1, \alpha \neq j}^3 \frac{y - y_\alpha}{y_j - y_\alpha}, \quad L_k(z) = \prod_{\alpha=1, \alpha \neq k}^2 \frac{z - z_\alpha}{z_k - z_\alpha},$$

где x_i, y_j, z_k – координаты узла i, j, k сетки H_d в системе координат $Oxyz$; i, j, k – координаты целочисленной системы координат ijk , введенной для узлов крупной сетки H_d ; $i, k = 1, 2$, $j = 1, 2, 3$ (рис. 4).

Обозначим: $N_\beta = N_{ijk}$, $u_\beta = u_{ijk}$, $v_\beta = v_{ijk}$, $w_\beta = w_{ijk}$, где u_{ijk} , v_{ijk} , w_{ijk} – значения перемещений u, v, w в узле i, j, k сетки H_d ; $i, k = 1, 2$; $j = 1, 2, 3$; $\beta = 1, \dots, 12$. Тогда аппроксимирующие функции перемещений $u^{(2)}$, $v^{(2)}$, $w^{(2)}$ 2сКЭ $V_d^{(2)}$ запишем в виде

$$u^{(2)} = \sum_{\beta=1}^{12} N_\beta u_\beta, \quad v^{(2)} = \sum_{\beta=1}^{12} N_\beta v_\beta, \quad w^{(2)} = \sum_{\beta=1}^{12} N_\beta w_\beta. \quad (11)$$

Обозначим через \mathbf{q}_d вектор узловых перемещений сетки H_d (размерности 36), т. е. вектор узловых неизвестных 2сКЭ $V_d^{(2)}$. Используя (11), вектор \mathbf{q}_S узловых перемещений суперэлемента V_S выражаем через вектор \mathbf{q}_d , т. е.

$$\mathbf{q}_S = [A_S^d] \mathbf{q}_d, \quad (12)$$

где $[A_S^d]$ – прямоугольная матрица (размерности 654×36).

Подставляя (12) в (10), из условия $\partial \Pi_d / \partial \mathbf{q}_d = 0$, получаем $[K_d] \mathbf{q}_d = \mathbf{F}_d$, где

$$[K_d] = [A_S^d]^T [K_S] [A_S^d], \quad \mathbf{F}_d = [A_S^d]^T \mathbf{F}_S, \quad (13)$$

где $[K_d]$ – матрица жесткости (размерности 36×36) и \mathbf{F}_d – вектор узловых сил (размерности 36) 2сКЭ $V_d^{(2)}$.

Решение, построенное для крупной сетки H_d 2сКЭ $V_d^{(2)}$, с помощью формулы (12) проецируется на сетку суперэлемента V_S , а затем, по процедурам метода конденсации [10] проецируется на мелкую сетку h_d , что дает возможность вычислять напряжения в любом 1сКЭ V_j^h базового разбиения R_d 2сКЭ $V_d^{(2)}$.

На базе модели R_n строим двухсеточную дискретную модель R_n^o , которая состоит из композитных 2сКЭ типа $V_d^{(2)}$ размерами $6h_n \times 6h_n \times 6h_n$, $n = 1, \dots, 12$. Для двухсеточной модели R_n^o определяем (по 4-й теории прочности [1]) максимальное эквивалентное напряжение σ_n^o , $n = \overline{1, 12}$. Результаты расчетов представлены в табл. 1, где σ_n^o – максимальное эквивалентное напряжение модели R_n^o ; N_n^o и b_n^o – размерность и ширина ленты СУ МКЭ модели R_n^o , $n = 5, \dots, 12$, относительная погрешность δ_n (в процентах) определяется по формуле

$$\delta_n(\%) = 100 \% \times |\sigma_n^o - \sigma_{n-1}^o| / \sigma_n^o, \quad n = 6, \dots, 12. \quad (14)$$

Анализ результатов показывает равномерную монотонную сходимость напряжений σ_n^o , $n = 5, \dots, 12$, и относительных погрешностей $\delta_n(\%)$, $n = 6, \dots, 12$.

Таблица 1

Результаты расчетов для моделей $R_5^o - R_{12}^o$

n	R_n^o	σ_n^o	$\delta_n(\%)$	N_n^o	b_n^o	n	R_n^o	σ_n^o	$\delta_n(\%)$	N_n^o	b_n^o
5	R_5^o	1,476	–	12960	240	9	R_9^o	1,819	4,01	64800	636
6	R_6^o	1,576	6,34	21168	321	10	R_{10}^o	1,888	3,65	87120	765
7	R_7^o	1,665	5,34	32256	414	11	R_{11}^o	1,952	3,28	114048	906
8	R_8^o	1,746	4,64	46656	519	12	R_{12}^o	2,012	2,98	146016	1059

Отметим, что БМ R_0 порождает максимальное эквивалентное напряжение σ_0 КТ V_0 , которое мало отличается от точного. Напряжение σ_0 считаем точным (см. положение 3 п. 1). Согласно расчетам $\sigma_{16}^o = 2,140$, где σ_{16}^o – максимальное эквивалентное напряжение модели R_{16}^o . Имеем $R_{16} = R_0$ (см. п. 3.3). Двухсеточная модель R_{16}^o построена на базе модели R_{16} с применением 2сКЭ $V_d^{(2)}$ (рис. 4). Так как размеры 1сКЭ БМ R_0 малы, то и размеры 2сКЭ модели R_{16}^o также малы, поэтому принимаем $\sigma_{16}^o = \sigma_0 = 2,140$.

Расчеты показывают, что если $\delta_n(\%) \leq 3\%$ (см. (14)), то погрешность максимального эквивалентного напряжения σ_n^o модели R_n^o не более 10 %. Так как напряжения $\sigma_{12}^o = 2,012$ и $\sigma_{11}^o = 1,952$ отличаются на $\delta_{12}(\%) = 2,98\%$ (см. табл. 1), т. е. имеем $\delta_{12}(\%) \leq 3\%$, то погрешность напряжения σ_{12}^o не более 10 %. Отметим, что напряжение σ_{12}^o отличается от напряжения σ_0 на 5,98 %. Будем считать, что верхняя оценка для погрешности напряжения σ_{12}^o равна 10 %. Тогда принимаем $\delta_\alpha = 0,1$, $\sigma_b = \sigma_{12}^o = 2,012$. Условие (3) выполняется, т. е. имеем неравенство $\delta_\alpha = 0,1 < C_\alpha = 0,3$. Подставляя $\delta_\alpha = 0,1$, $n_1 = 1,8$, $n_2 = 3,4$ в (2), получаем скорректированные условия прочности для КТ V_0 в виде

$$2 \leq n_b \leq 3, \quad (15)$$

где n_b – коэффициент запаса КТ V_0 , отвечающий приближенному решению задачи упругости,

$$n_b = \sigma_T / \sigma_b. \quad (16)$$

Используя в (16) $\sigma_T = 4,5$, $\sigma_b = 2,012$, находим коэффициент запаса n_b для КТ V_0 .

$$n_b = \sigma_T / \sigma_b = 4,5 / 2,012 = 2,24. \quad (17)$$

Итак, коэффициент запаса $n_b = 2,24$ КТ V_0 (отвечающий приближенному решению задачи упругости) удовлетворяет скорректированным условиям прочности (15). Тогда, согласно теореме п. 2, коэффициент запаса n_0 КТ V_0 (отвечающий точному решению задачи упругости) удовлетворяет заданным условиям прочности (8). Отметим, что БМ R_0 КТ V_0 имеет свыше 32 млн узловых неизвестных МКЭ, что затрудняет реализовать МКЭ с применением 1сКЭ 1-го порядка формы куба со стороной h для построения решения для БМ R_0 , которое считаем точным (см. положение 3 п. 1 и п. 3.1). В расчете на прочность по МФДМ композитной балки V_0 (см. рис. 1) используем модель R_{12}^o , которая имеет $N_{12}^o = 146016$ узловых неизвестных МКЭ и ширина ленты СУ МКЭ которой равна $b_{12}^o = 1059$ (см. табл. 1). Дискретная модель R_{12}^o требует в $k_1 = \frac{N_0 \times b_0}{N_{12}^o \times b_{12}^o} = \frac{32517504 \times 28524}{146016 \times 1059} = 5998,34$ раз меньше объема памяти ЭВМ, т. е. почти в 6×10^3 раз меньше, чем БМ R_0 (см. п. 3.1), что показывает высокую эффективность МФДМ.

5. Применение в МФДМ приближенных решений с большой погрешностью. Рассмотрим случай расчета КТ на прочность по МФДМ, когда возможно применение упругих приближенных решений с большой погрешностью на примере расчета КТ V_0 (см. п. 4). Расчеты показывают, что если $\delta_n(\%) \leq 5\%$ (см. (14)), то погрешность максимального эквивалентного напряжения σ_n^o модели R_n^o не более 25 %. Так как напряжения $\sigma_8^o = 1,746$ и $\sigma_7^o = 1,665$ отличаются на $\delta_8(\%) = 4,64\%$ (см. табл. 1), т. е. $\delta_8(\%) \leq 5\%$, то погрешность напряжения σ_8^o не более 25 %. В самом деле, напряжение σ_8^o отличается от напряжения $\sigma_0 = 2,140$ на 18,41 %. Будем считать, что верхняя оценка для погрешности напряжения σ_8^o равна 25 %. Тогда принимаем $\delta_\alpha = 0,25$, $\sigma_b = \sigma_8^o = 1,746$. Условие (3) выполняется, т. е. имеем $\delta_\alpha = 0,25 < C_\alpha = 0,3$. Подставляя $\delta_\alpha = 0,25$, $n_1 = 1,8$, $n_2 = 3,4$ в (2), получаем следующие скорректированные условия прочности для КТ V_0

$$2,4 \leq n_b \leq 2,7. \quad (18)$$

Используя в (16) $\sigma_T = 4,5$, $\sigma_b = 1,746$, находим коэффициент запаса n_b для КТ V_0

$$n_b = \sigma_T / \sigma_b = 4,5 / 1,746 = 2,58. \quad (19)$$

Коэффициент запаса $n_b = 2,58$ КТ V_0 (отвечающий приближенному решению задачи упругости) удовлетворяет скорректированным условиям прочности (18). Тогда коэффициент запаса n_0 КТ V_0 (отвечающий точному решению задачи упругости) удовлетворяет заданным условиям прочности (8) (см. п. 2). В данном случае при расчете на прочность КТ V_0 по МФДМ используем модель R_8^o , которая имеет $N_8^o = 46656$ неизвестных МКЭ и ширина ленты СУ МКЭ которой равна $b_8^o = 519$. Модель R_8^o требует в $k_2 = \frac{N_0 \times b_0}{N_8^o \times b_8^o} = \frac{32517504 \times 28524}{46656 \times 519} = 38304,76$ раз меньше объема памяти ЭВМ, т. е. почти в 38×10^3 раз меньше, чем БМ R_0 .

Итак, показано, что при расчете КТ V_0 возможно применение упругих приближенных решений с большой погрешностью. В данном случае в расчетах используем напряжение σ_8^o модели R_8^o , погрешность $\varepsilon_8 = 18,41\%$ которого больше погрешности $\varepsilon_{12} = 5,98\%$ напряжения σ_{12}^o модели R_{12}^o , что приводит к повышению эффективности МФДМ (коэффициент k_2 в 6,38 раз больше коэффициента k_1). Это связано с тем, что размерность и ширина ленты СУ МКЭ модели R_8^o меньше размерности и ширины ленты СУ МКЭ модели R_{12}^o (см. табл. 1). На основании полученных результатов в приведенном примере можно сделать следующий вывод. Применение в МФДМ дискретных моделей КТ, максимальные эквивалентные напряжения которых имеют большую погрешность, приводит к повышению эффективности МФДМ.

6. Фиктивные модели с переменными характерными размерами. При расчете КТ сложной формы по МФДМ целесообразно использовать ФМ с переменными характерными размерами. Краткую суть таких ФМ, не теряя общности суждений, для простоты изложения, рассмотрим на примере балки $V_0^{(1)}$ сложной формы, т. е. с постоянным поперечным сечением сложной формы (типа двутавровой балки) (рис. 5). Балка $V_0^{(1)}$ расположена в декартовой прямоугольной системе координат $Oxyz$, ось Oy параллельна оси балки. Пусть балка армирована непрерывными продольными волокнами сечением $h \times h$, т. е. которые параллельны оси Oy , где $h = L_0 / N$, N – задано; L_0 – длина балки $V_0^{(1)}$. БМ $R_0^{(1)}$ балки $V_0^{(1)}$ состоит из КЭ V_e 1-го порядка формы куба со стороной h , которая учитывает неоднородную структуру балки и порождает приближенное решение, мало отличающееся от точного. Такое приближенное решение считаем точным (см. положение 3 п. 1). ФМ $R_n^{(1)}$ балки отличаются от ее БМ $R_0^{(1)}$ лишь только одним (переменным) характерным размером L_n (вдоль оси Oy) (рис. 5). ФМ $R_n^{(1)}$ имеет крепление и такой же характер нагружения как БМ $R_0^{(1)}$ балки $V_0^{(1)}$.

Характерный размер L_n ФМ $R_n^{(1)}$ определяем по формуле

$$L_n = L_0 n / N = hn, \quad (20)$$

где $n = n_0, \dots, N$; $n_0 > 2$, n_0 – задано.

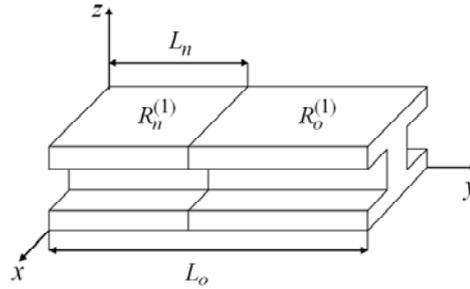


Рис. 5. Балка $V_0^{(1)}$

Fig. 5. Beam $V_0^{(1)}$

ФМ $R_n^{(1)}$ имеет такую же неоднородную структуру как БМ $R_0^{(1)}$, т. е. ФМ $R_n^{(1)}$ армирована непрерывными продольными волокнами сечением $h \times h$ и имеет такое же распределение волокон в сечении как БМ $R_0^{(1)}$ балки $V_0^{(1)}$. Неоднородные структуры ФМ $R_n^{(1)}$ и в БМ $R_0^{(1)}$ учитываются с помощью КЭ V_e 1-го порядка формы куба со стороной h . Из выше изложенного, учитывая, что, согласно (20) $L_n \rightarrow L_0$ при $n \rightarrow N$, следует

$$R_n^{(1)} \rightarrow R_0^{(1)} \quad \text{при } n \rightarrow N. \quad (21)$$

Из выполнения (21) получаем

$$\sigma_n^{(1)} \rightarrow \sigma_0^{(1)} \quad \text{при } n \rightarrow N, \quad (22)$$

где $\sigma_n^{(1)}$ ($\sigma_0^{(1)}$) – максимальное эквивалентное напряжение, отвечающее ФМ $R_n^{(1)}$ (отвечающее БМ $R_0^{(1)}$ балки $V_0^{(1)}$).

Поскольку ФМ $R_n^{(1)}$ и БМ $R_0^{(1)}$ балки состоят из КЭ V_e 1-го порядка формы куба со стороной h и поперечные сечения этих моделей одинаковы, то сечения ФМ $R_n^{(1)}$ и БМ $R_0^{(1)}$ содержат одинаковое число узлов, которое обозначим через N_0 . Тогда общее число узлов M_0 БМ $R_0^{(1)}$ равно $M_0 = N_0(N+1)$, общее число узлов M_n ФМ $R_n^{(1)}$ – $M_n = N_0(n+1)$. При $n_0 \leq n < N$ получаем, что $M_n < M_0$, т. е. размерность ФМ $R_n^{(1)}$ меньше размерности БМ $R_0^{(1)}$. При $n = N$ имеем $M_N = M_0$, т. е. размерности ФМ $R_N^{(1)}$ и БМ $R_0^{(1)}$ совпадают. Итак, показано, что при расчете композитной балки $V_0^{(1)}$ (рис. 5) сложной формы по МФДМ целесообразно использовать ФМ $R_n^{(1)}$ с переменным характерным размером L_n , что приводит к экономии ресурсов ЭВМ.

Заключение

Предложен метод фиктивных дискретных моделей для расчета на статическую прочность упругих тел с неоднородной, микронеоднородной регулярной структурой. Предлагаемый метод сводится к построению и расчету на прочность фиктивных дискретных моделей, размерности которых меньше размерностей базовых дискретных моделей композитных тел, и реализуется с помощью МКЭ с применением скорректированных условий прочности, которые учитывают погрешность приближенных решений. Реализация МКЭ для фиктивных дискретных моделей с применением многосеточных конечных элементов обеспечивает большую экономию ресурсов ЭВМ, что позволяет использовать предлагаемый метод для расчетов на прочность тел

с микронеоднородной регулярной структурой. Реализация метода фиктивных дискретных моделей требует меньше ресурсов ЭВМ, чем реализация МКЭ для базовых дискретных моделей. При построении фиктивных дискретных моделей не используется процедура измельчения базовых моделей. Расчеты показывают высокую эффективность предлагаемого метода в расчетах на прочность тел с неоднородной регулярной волокнистой структурой. Применение скорректированных условий прочности позволяет использовать в расчетах приближенные решения с большой погрешностью, что приводит к повышению эффективности метода фиктивных дискретных моделей.

Библиографические ссылки

1. Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. Киев : Наук. думка, 1975. 704 с.
2. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.
3. Москвичев В. В. Основы конструкционной прочности технических систем и инженерных сооружений. Новосибирск : Наука, 2002. 106 с.
4. Матвеев А. Д. Расчет упругих конструкций с применением скорректированных условий прочности. // Известия АлтГУ. Математика и механика. 2017. № 4. С. 116–119. Doi: 10.14258/izvasu(2017)4-21.
5. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L., Zhu J. Z. The finite element method: its basis and fundamentals. Oxford: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2013. 715 p.
6. Голованов А. И., Тюленева О. И., Шигабутдинов А. Ф. Метод конечных элементов в статике и динамике тонкостенных конструкций. М. : Физматлит, 2006. 392 с.
7. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. М. : Стройиздат, 1982. 448 с.
8. Образцов И. Ф., Савельев Л. М., Хазанов Х. С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов. М. : Высшая школа, 1985. 392 с.
9. Секулович М. Метод конечных элементов. М. : Стройиздат, 1993. 664 с.
10. Норри Д., Ж. де Фриз. Введение в метод конечных элементов: М. : Мир, 1981. 304 с.
11. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М. : Мир, 1975. 542 с.
12. Фудзии Т., Дзако М. Механика разрушения композиционных материалов. М. : Мир, 1982. 232 с.
13. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов в расчетах трехмерных однородных и композитных тел // Учен. зап. Казан. ун-та. Серия: Физ.-мат. науки. 2016. Т. 158, кн. 4. С. 530–543.
14. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов в расчетах композитных пластин и балок. // Вестник КрасГАУ. 2016. № 12. С. 93–100.
15. Matveev A. D. Multigrid finite element method in stress of three-dimensional elastic bodies of heterogeneous structure // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2016. Vol. 158, No. 1. Art. 012067. P. 1–9.
16. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов в расчетах композитных пластин и балок сложной формы. // Вестник КрасГАУ. 2017. № 11. С. 131–140.
17. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов. // Вестник КрасГАУ. 2018. № 2. С. 90–103.
18. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов в расчетах композитных оболочек вращения и двоякой кривизны // Вестник КрасГАУ. 2018. № 3. С. 126–137.

19. Матвеев А. Д. Метод многосеточных конечных элементов в решении физических краевых задач // Информационные технологии и математическое моделирование. Красноярск, 2017. С. 27–60.
20. Работнов Ю. Н. Механика деформированного твердого тела. М. : Наука, 1988. 711 с.
21. Демидов С. П. Теория упругости. М. : Высшая школа, 1979. 432 с.
22. Тимошенко С. П., Дж. Гудьер. Теория упругости. М. : Наука, 1979. 560 с.
23. Безухов Н. И. Основы теории упругости, пластичности и ползучести. М. : Высшая школа, 1968. 512 с.
24. Матвеев А. Д. Некоторые подходы проектирования упругих многосеточных конечных элементов // Деп. в ВИНТИ. 2000. № 2990–В00. 30 с.
25. Матвеев А. Д. Смешанные дискретные модели в анализе упругих трехмерных неоднородных тел сложной формы. // Вестник ПНИПУ. Механика. 2013. № 1. С. 182–195.
26. Матвеев А. Д. Многосеточное моделирование композитов нерегулярной структуры с малым коэффициентом заполнения. // Прикладная механика и техническая физика. 2004. № 3. С. 161–171.
27. Матвеев А. Д. Построение сложных многосеточных конечных элементов с неоднородной и микрон неоднородной структурой // Известия АлтГУ. Серия: Математика и механика. 2014. № 1/1. С. 80–83. Doi: 10.14258/izvasu(2014)1.1-18.
28. Матвеев А. Д. Метод образующих конечных элементов // Вестник КрасГАУ. 2018. № 6. С. 141–154.
29. Матвеев А. Д. Построение многосеточных конечных элементов для расчета оболочек, пластин и балок на основе образующих конечных элементов // Вестник ПНИПУ. Механика. 2019. № 3. С. 48–57. Doi: 10/15593/perm.mech/2019.3.05.
30. Голушко С. К., Немировский Ю. В. Прямые и обратные задачи механики упругих композитных пластин и оболочек вращения. М. : Физматлит, 2008. 432 с.
31. Немировский Ю. В., Резников Б. С. Прочность элементов конструкций из композитных материалов. Новосибирск : Наука ; Сибирское отделение, 1984. 164 с.
32. Кравчук А. С., Майборода В. П., Уржумцев Ю. С. Механика полимерных и композиционных материалов. М. : Наука. 1985. 201 с.
33. Алфутов Н. А., Зиновьев А. А., Попов Б. Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1984. 264 с.
34. Победря Б. Е. Механика композиционных материалов. М. : МГУ, 1984. 336 с.
35. Андреев А. Н., Немировский Ю. В. Многослойные анизотропные оболочки и пластины. Изгиб, устойчивость, колебания. Новосибирск : Наука, 2001. 288 с.
36. Ванин Г. А. Микромеханика композиционных материалов. Киев : Наукова думка, 1985. 302 с.
37. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 269 с.
38. Механика композитных материалов и элементов конструкций. Т. 3. Прикладные исследования / А. Н. Гузь, И. В. Игнатов, А. Г. Гирченко и др. Киев : Наукова думка, 1983. 262 с.
39. Самуль В. И. Основы теории упругости и пластичности. М. : Высшая школа, 1982. 264 с.

References

1. Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* [Hand book of resistance materials']. Kiev, Nauk. Dumka Publ., 1975, 704 p.

2. Birger I. A., Shorr B. F., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detalej mashin* [Calculation of the strength of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1993, 640 p.
3. Moskvichev V. V. *Osnovy konstrukcionnoy prochnosti tekhnicheskikh sistem i inzhenernykh sooruzheniy* [Fundamentals of structural strength of technical systems and engineering structures]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2002, 106 p.
4. Matveev A. D. [Calculation of elastic structures using the adjusted terms of strength]. *Izvestiya AltGU*. 2017, No. 4, P. 116–119 (In Russ.). Doi: 10.14258/izvasu(2017)4-21.
5. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L., Zhu J. Z. *The finite element method: its basis and fundamentals*. Oxford: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2013, 715 p.
6. Golovanov A. I., Tiuleneva O. I., Shigabutdinov A. F. *Metod konechnykh elementov v statike i dinamike tonkostennykh konstruksii* [Finite element method in statics and dynamics of thin-walled structures]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 392 p.
7. Bate K., Vilson E. *Chislennyye metody analiza i metod konechnykh elementov* [Numerical analysis methods and finite element method]. Moscow, Stroiizdat Publ., 1982, 448 p.
8. Obratsov I. F., Savel'ev L. M., Khazanov Kh. S. *Metod konechnykh elementov v za-dachakh stroitel'noi mekhaniki letatel'nykh apparatov* [Finite element method in problems of aircraft structural mechanics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1985, 392 p.
9. Sekulovich M. *Metod konechnykh elementov* [Finite element method]. Moscow, Stroiizdat Publ., 1993, 664 p.
10. Norri D., de Friz Zh. *Vvedenie v metod konechnykh elementov* [Introduction to the finite element method]. Moscow, Mir Publ., 1981, 304 p.
11. Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [Finite element method in engineering]. Moscow, Mir Publ., 1975, 544 p.
12. Fudzii T., Dzako M. *Mekhanika razrusheniya kompozitsionnykh materialov* [Fracture mechanics of composite materials]. Moscow, Mir Publ., 1982, 232 p.
13. Matveev A. D. [The method of multigrid finite elements in the calculations of three-dimensional homogeneous and composite bodies]. *Uchen. zap. Kazan. un-ta. Seriya: Fiz.-matem. Nauki*. 2016, Vol. 158, Iss. 4, P. 530–543 (In Russ.).
14. Matveev A. D. [Multigrid method for finite elements in the analysis of composite plates and beams]. *Vestnik KrasGAU*. 2016, No. 12, P. 93–100 (In Russ.).
15. Matveev A. D. Multigrid finite element method in stress of three-dimensional elastic bodies of heterogeneous structure. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 2016, Vol. 158, No. 1, Art. 012067, P. 1–9.
16. Matveev A. D. [Multigrid finite element Method in the calculations of composite plates and beams of irregular shape]. *The Bulletin of KrasGAU*. 2017, No. 11, P. 131–140 (In Russ.).
17. Matveev A. D. [Multigrid finite element Method]. *The Bulletin of KrasGAU*. 2018, No. 2, P. 90–103 (In Russ.).
18. Matveev A. D. [The method of multigrid finite elements of the composite rotational and bi-curved shell calculations]. *The Bulletin of KrasGAU*. 2018, No. 3, P. 126–137 (In Russ.).
19. Matveev A. D. [Method of multigrid finite elements to solve physical boundary value problems]. Information technologies and mathematical modeling. Krasnoyarsk, 2017. P. 27–60.
20. Rabotnov Y. N. [Mechanics of a deformed solid]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 711 p.
21. Demidov S. P. *Teoriya uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1979. 432 p.
22. Timoshenko S. P., Dzh. Gud'er. *Teoriya uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 560 p.
23. Bezuhov N. I. *Osnovy teorii uprugosti, plastichnosti i polzuchesti* [Fundamentals of the theory of elasticity, plasticity and creep]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1968, 512 p.

24. Matveev A. D. [Some approaches of designing elastic multigrid finite elements]. *VINITI Proceedings*. 2000, № 2990-B00, P. 30 (In Russ.).
25. Matveev A. D. [Mixed discrete models in the analysis of elastic three-dimensional inhomogeneous bodies of complex shape]. *Vestnik PNIPU. Mekhanika*. 2013, No. 1, P. 182–195 (In Russ.).
26. Matveev A. D. [Multigrid modeling of composites of irregular structure with a small filling ratio]. *J. Appl. Mech. Tech. Phys.* 2004, No. 3, P. 161–171 (In Russ.).
27. Matveev A. D. [The construction of complex multigrid finite element heterogeneous and micro-inhomogeneities in structure]. *Izvestiya AltGU*. 2014. № 1/1, P. 80–83. Doi: 10.14258/izvasu(2014)1.1-18.
28. Matveev A. D. [Method of generating finite elements]. *The Bulletin of KrasGAU*. 2018, No. 6, P. 141–154 (In Russ.).
29. Matveev A. D. [Construction of multigrid finite elements to calculate shells, plates and beams based on generating finite elements]. *PNRPU Mechanics Bulletin*. 2019, No. 3, P. 48–57 (In Russ.). Doi: 10/15593/perm.mech/2019.3.05.
30. Golushko S. K., Nemirovskij Y. V. *Pryamye i obratnye zadachi mekhaniki uprugih kompozitnyh plastin i obolochek vrashcheniya* [Direct and inverse problems of mechanics of elastic composite plates and shells of rotation]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 432 p.
31. Nemirovskij Y. V., Reznikov B. S. *Prochnost' elementov konstrukcij iz kompozitnyh materialov* [Strength of structural elements made of composite materials]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1984, 164 p.
32. Kravchuk A. S., Majboroda V. P., Urzhumcev Y. S. *Mekhanika polimernyh i kompozicionnyh materialov* [Mechanics of polymer and composite materials]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 201 p.
33. Alfutov N. A., Zinov'ev A. A., Popov B. G. *Raschet mnogosloynnyh plastin i obolochek iz kompozicionnyh materialov* [Calculation of multilayer plates and shells made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 264 p.
34. Pobedrya B. E. *Mekhanika kompozicionnyh materialov* [Mechanics of composite materials]. Moscow, MGU Publ., 1984, 336 p.
35. Andreev A. N., Nemirovskij Y. V. *Mnogosloynnye anizotropnye obolochki i plastiny. Izgib, ustojchivost', kolebaniya* [Multilayer anisotropic shells and plates. Bending, stability, vibration]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2001, 288 p.
36. Vanin G. A. *Mikromekhanika kompozicionnyh materialov* [Micromechanics of composite materials]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1985, 302 p.
37. Vasil'ev V. V. *Mekhanika konstrukcij iz kompozicionnyh materialov* [Mechanics of structures made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 269 p.
38. Guz' A. N., Ignatov I. V., Girchenko A. G. et al. [Mechanics of composite materials and structural elements]. *Prikladnye issledovaniya*. 1983, Vol. 3, 262 p.
39. Samul' V. I. *Osnovy teorii uprugosti i plastichnosti* [Fundamentals of the theory of elasticity and plasticity]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1982, 264 p.

© Матвеев А. Д., 2021

Матвеев Александр Данилович – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: mtv241@mail.ru.

Matveev Alexander Danilovich – Cand. Sc., associate Professor, senior researcher, Institute of computational modeling SB RAS. E-mail: mtv241@mail.ru.

УДК 621.791.722

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-261-274

Для цитирования: Программная система математического моделирования процесса электронно-лучевой сварки / А. В. Мурыгин, В. С. Тынченко, С. О. Курашкин и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 261–274. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-261-274.

For citation: Murygin A. V., Tynchenko V. S., Kurashkin S. O., Bocharov A. N., Petrenko V. E. Software system for mathematical simulation of the electronic beam welding process. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 261–274. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-261-274.

Программная система математического моделирования процесса электронно-лучевой сварки*

А. В. Мурыгин, В. С. Тынченко**, С. О. Курашкин, А. Н. Бочаров, В. Е. Петренко

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

**E-mail: vadimond@mail.ru

В рамках настоящего исследования предложена программная система моделирования распределения температурного поля в установившемся режиме процесса электронно-лучевой сварки тонкостенных конструкций аэрокосмического назначения. Целью создания такой программной системы является повышение качества управления процессом электронно-лучевой сварки и, соответственно, снижение количества дефектов в сварных соединениях тонкостенных конструкций. Программная система имеет модельную структуру и реализует предложенные ранее авторами модели распределения энергии. В качестве средств реализации программы были выбраны системы управления базами данных MySQL и программирования Embarcadero RAD Studio. Центральным звеном системы выступает база данных, позволяющая хранить и обрабатывать информацию как по математическому моделированию, так и по результатам имитационных и натурных экспериментов. В статье описана структура разработанной программной системы, а также представлены алгоритмы работы ее составных модулей. Система предоставляет пользователю возможность не только проводить моделирование по заданным технологическим параметрам (скорость сварки, ускоряющее напряжение, ток пучка, граничные условия, время моделирования, материал изделия), но и визуализировать результаты и сохранять их в единой базе данных. Применение предложенной системы позволяет не только минимизировать затраты предприятия на отработку технологических параметров установившегося режима для процесса электронно-лучевой сварки, но и создать гибкую информационную базу для сбора экспериментальной информации с целью дальнейшей автоматизации и интеллектуализации технологического процесса создания неразъемных соединений в рамках Индустрии 4.0.

Ключевые слова: электронно-лучевая сварка, моделирование, технологические параметры, программа, оптимизация, распределение энергии.

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ, Правительства Красноярского края и Краевого фонда науки в рамках научного проекта № 20-48-242917 «Модели и методы управления процессом электронно-лучевой сварки тонкостенных конструкций».

The reported study was funded by Russian Foundation for Basic Research, Government of Krasnoyarsk Territory, Krasnoyarsk Regional Fund of Science, to the research project: “Models and methods for controlling the process of electron beam welding of thin-walled structures”, project No. 20-48-242917.

Software system for mathematical simulation of the electronic beam welding process

A. V. Murygin, V. S. Tynchenko*, S. O. Kurashkin, A. N. Bocharov, V. E. Petrenko

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

Within the framework of this study, a software system for modeling the distribution of the temperature field in the steady-state mode of the electron-beam welding process for thin-walled aerospace structures is proposed. The purpose of creating such a software system is to improve the quality of control of the electron-beam welding process and, accordingly, to reduce the number of defects in welded joints of thin-walled structures. The software system has a model structure and implements the energy distribution models proposed earlier by the authors. The MySQL database management system and the Embarcadero RAD Studio programming system were chosen as the means of implementing the program. The central link of the system is a database that allows you to store and process information both on mathematical modeling and on the results of simulation and field experiments. The article describes the structure of the developed software system, and also presents algorithms for the operation of its constituent modules. The system provides the user with the opportunity not only to carry out simulation according to the specified technological parameters (welding speed, accelerating voltage, beam current, boundary conditions, simulation time, product material), but also to visualize the results and save them in a single database. The use of the proposed system allows not only to minimize the costs of the enterprise for the development of technological parameters of the steady state for the electron-beam welding process, but also to create a flexible information base for collecting experimental information with the aim of further automating and intellectualizing the technological process of creating permanent joints in the framework of Industry 4.0.

Keywords: electron-beam welding, modelling, technological parameters, software, optimisation, normal distribution law.

Введение

Основой электронно-лучевой сварки является использование тепловой энергии, выделяющейся при торможении остросфокусированного потока электронов, ускоренных до высоких уровней энергии.

Рассматривается процесс электронно-лучевой сварки в целом в работах [1–3], где авторами предлагается проведение исследований на различных металлах и в различных отраслях машиностроения. Широкие возможности электронно-лучевой сварки позволяют использовать данную технологию для производств различных видов продукции. Например, авторами работ [4–6] технология электронно-лучевой сварки используется для получения канала подогрева лопаток входного направляющего аппарата газовых турбин, а также определяются оптимальные варианты конструктивного строения сварного соединения в зависимости от величины припуска на механическую обработку.

Проведенные в работах [7–9] исследования показали, что при электронно-лучевой сварке монокристаллов вольфрама обеспечиваются условия для эпитаксиальной кристаллизации материала шва, в результате чего его параметры соответствует параметрам свариваемых монокристаллов. После сваривания стыков с использованием электроискровой резки от заготовки отделяют технологические участки. Таким образом, получается полая моногранная трубка, которая в дальнейшем используется для производства катода термоэмиссионного преобразователя.

В настоящее время для дальнейшего повышения качества технологического процесса электронно-лучевой сварки многими авторами было проведено математическое моделирование данного технологического процесса в разных режимах и с разными материалами. Например, авторы работ [10–12] рассматривали многокритериальную оптимизацию процесса электронно-лучевой сварки с использованием экспериментальных данных, полученных на основе реальных точных моделей процесса электронно-лучевой сварки, которые описывают зависимость геометрии сварных швов на нержавеющей стали от параметров режима электронно-лучевой сварки. В свою очередь, авторы работ [13–15] исследовали процессы формирования канала проплавления при электронно-лучевой сварке с полным проплавлением материала.

В рамках данного исследования предложена динамическая математическая модель, позволяющая описать формирование обратного валика сварного шва в зависимости от параметров технологического процесса электронно-лучевой сварки. Математическая модель процессов испарения, конденсации, а также диффузии сплава АМг-6 при электронно-лучевой сварке с динамическим позиционированием электронного пучка описана в работах [16–18]. Разработанная модель позволяет прогнозировать химический состав сварных швов при электронно-лучевой сварке.

Верификация модели проведена путем сопоставления с результатами анализа химического состава зон проплавления в материале. Развитие технологии электронно-лучевой сварки, разработка новых методов управления данным технологическим процессом породили широкий диапазон режимов воздействия пучка электронов на поверхность свариваемых деталей. В работах [19–21] представлено дифференциальное уравнение теплопроводности, которое является математической моделью целого класса явлений теплопроводности.

Авторами работ [22–24] разработана математическая модель сканирующей электронно-лучевой сварки, которая позволила моделировать динамику технологического процесса и получить критерий его оптимизации.

Математическое обеспечение программной системы

Предложенная в исследовании программная система позволяет проводить расчет распределения температурного поля при заданных параметрах процесса, таких как:

1. Скорость сварки.
2. Ускоряющее напряжение и ток пучка.
3. Рассматриваемая координатная область (пределы координат и шаг сетки).
4. Время воздействия.
5. Материал изделия.

В качестве входных данных для модели используются все вышеописанные параметры, хранящиеся в базе данных, а выходом являются векторные зависимости температур в зависимости от координат и времени. Кроме того, полученные данные в ходе моделирования при необходимости могут быть использованы для оптимизации параметров процесса электронно-лучевой сварки (ЭЛС) в рамках исследуемого режима. Для этого предусмотрена возможность как экспорта данных, так и интеграции в программную систему модуля для оптимизации.

В соответствии с рис. 1 точечный источник теплоты постоянной мощности q движется с постоянной скоростью v прямолинейно из точки O_0 в направлении оси x . С момента движения источника прошло время t_n и он находится в точке O . Вместе с источником теплоты перемещается подвижная система координат, начало которой совпадает с местоположением источника теплоты, т. е. с точкой O [25].

В качестве основных формул при расчете температурного поля [25] используются выражения, описывающие действия мгновенного точечного источника по поверхности полубесконечного тела (1) и линейного источника в бесконечной пластине (2):

$$T_1(x, y, z, q, v, t) = T_H + \frac{2q}{c\rho\sqrt{(4\pi a)^3}} e^{-\frac{vt}{2a}} \int_0^t e^{-\frac{v^2\tau}{4a} - \frac{x^2+y^2+z^2}{4a\tau}} \frac{d\tau}{\tau^{3/2}}, \quad (1)$$

где x, y, z – координаты рассматриваемой точки в пространстве; q – эффективная мощность электронного луча; v – скорость сварки; t – время, отсчитываемое от момента прохождения источника через сечение, в котором находится рассматриваемая точка; T_H – начальная температура изделия; $c\rho$ – теплоемкость материала; a – коэффициент температуропроводности; $\tau = t - t'$ – длительность распространения теплоты в подвижной системе координат; t – текущий момент времени; t' – некоторый момент времени после начала нагрева, в котором источник теплоты находится в точке O' с координатами $(vt', 0, 0)$ (рис. 1).

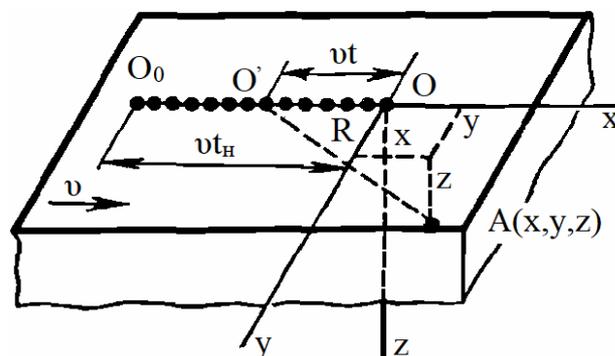


Рис. 1. Схема движения непрерывно действующего точечного источника на поверхности полубесконечного тела мощностью q , перемещающегося со скоростью v

Fig. 1. Scheme of motion of a continuously acting point source on the surface of a semi-infinite body of power q , moving with speed v

В соответствии с рис. 2, линейный источник теплоты мощностью q с равномерным распределением её по толщине пластины движется с постоянной скоростью v . Граничные плоскости $z = 0$ и $z = \delta$ отдают теплоту в окружающую среду, температуру которой T_H принимает равной начальной температуре тела [25].

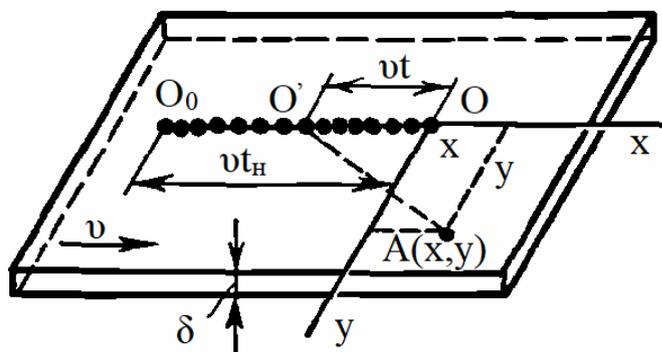


Рис. 2. Схема движения непрерывно действующего линейного источника в бесконечной пластине мощностью q , перемещающегося со скоростью v

Fig. 2. The scheme of motion of a continuously operating linear source in an infinite plate of power q , moving with a speed v

$$T_2(x, y, q, v, t) = T_n + \frac{q}{4\pi\lambda\delta} e^{-\frac{vx}{2a}t} e^{-\frac{v^2\tau}{4a} - \frac{2\lambda\tau}{c\rho\delta} - \frac{x^2+y^2}{4a\tau}} \frac{d\tau}{\tau}, \quad (2)$$

где δ – толщина изделия; λ – коэффициент теплопроводности; t – время распространения теплоты.

В настоящей работе применяется модель мощности, представляющая из себя функцию (3), записанную в следующем виде:

$$Q = I \cdot U \cdot \eta \cdot 0,24, \quad (3)$$

где U – ускоряющее напряжение; I – ток пучка; η – КПД.

Комплексный быстродвижущийся источник был подобран как объединение двух источников – точечного и линейного, эквивалентных реальным, имеющим место в литературе [25]. Вычисление значения функционала выполняется для области, размеры которой сопоставимы с размерами канала проплавления.

Данные формулы позволяют при их сложении (суперпозиции источников) в процессе вычисления описать характер распределение тепловой энергии после воздействия электронного луча.

Алгоритм расчета модели представлен на рис. 3.

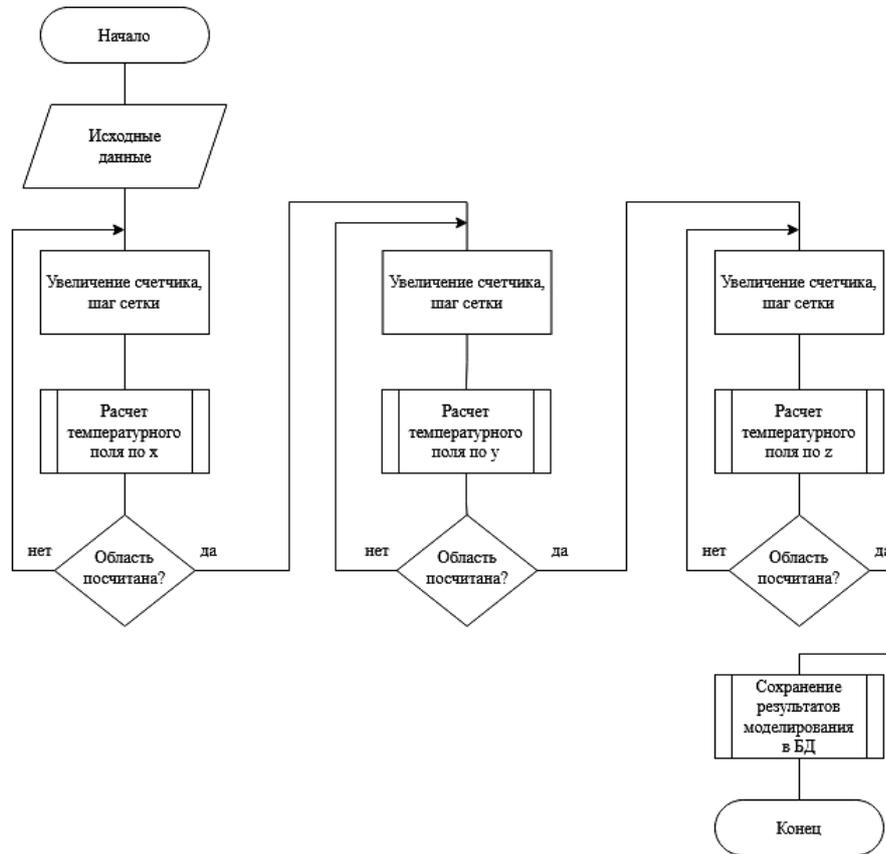


Рис. 3. Алгоритм математического моделирования теплового поля

Fig. 3. Algorithm for mathematical modeling of the thermal field

На начальном этапе алгоритма, представленного на рис. 3, принимаются исходные данные из соответствующей записи в базе данных. Далее производится последовательный расчет температурного поля по трем координатным осям, полученные результаты записываются в базу данных и остаются доступны для дальнейшего анализа и использования.

На рис. 4 представлена блок-схема подпроцесса расчёта поля в одной координате. Его циклическое использование по всем направлениям позволяет получить температурное поле.

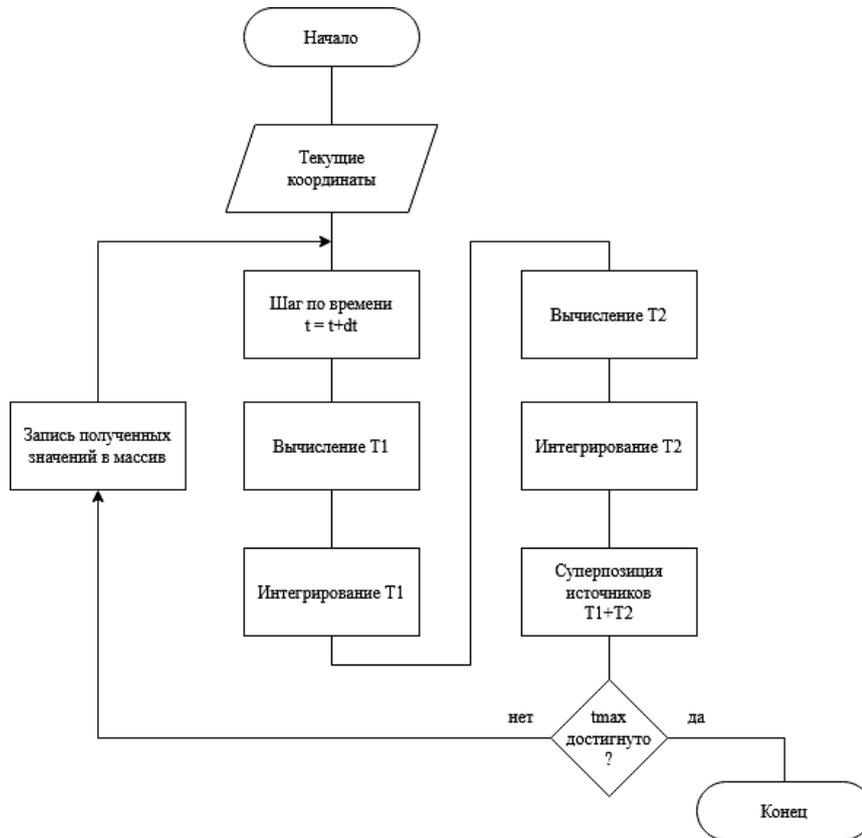


Рис. 4. Алгоритм подпроцесса расчета температурного поля в рамках одной координаты

Fig. 4. Algorithm for the sub-process of calculating the temperature field within one coordinate

Внутри программной системы доступно отображение результатов моделирования в графическом виде, которое можно осуществлять по принципу назначения осей и соответствующему созависимому значению.

Данный модуль программной среды позволяет оценить оператору целесообразность тех или иных технологических режимов, что, в свою очередь, сильно облегчает задачу поисковых исследований на натуральных экспериментах.

Проектирование программного обеспечения

Программная система математического моделирования процесса электронно-лучевой сварки разработана на языке C++ и представляет собой Windows-приложение, работа которого возможна в среде операционных систем Windows 7/8/10. Структурная схема программной системы показана на рис. 5.

Программная система состоит из 6 модулей, осуществляющих следующие функции:

1. Модуль математического моделирования реализует модель процесса электронно-лучевой сварки.

2. Модуль редактирования параметров модели осуществляет ввод и редактирование физических параметров материалов, параметров процесса ЭЛС и параметров изделия.

3. Модуль импорта данных имитационного моделирования осуществляет ввод данных и графиков моделирования, осуществленных в сторонних программных продуктах имитационного моделирования, Comsol Multiphysics и Ansys.

4. Модуль импорта данных натурального эксперимента осуществляет ввод результатов натуральных экспериментов, проведенных на электронно-лучевой установке, включающих фотографии шлифов, описание дефектов сварки и т. д.

5. Модуль графики осуществляет графическое построение результатов математического моделирования процесса ЭЛС.

6. Модуль просмотра данных осуществляет отображение и редактирование результатов имитационного моделирования и натуральных экспериментов.

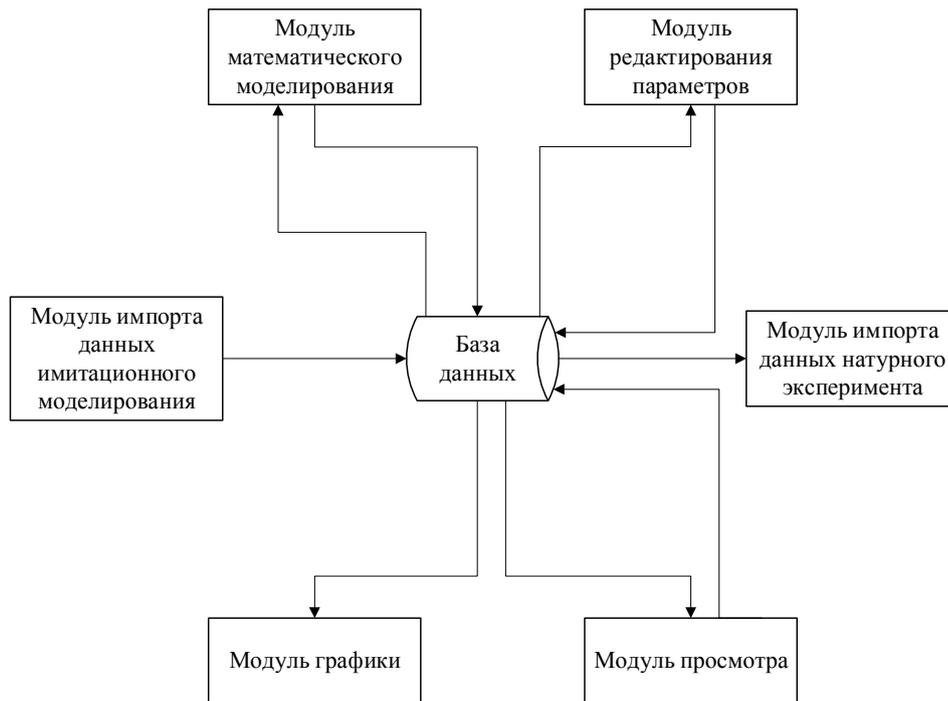


Рис. 5. Структурная схема программной системы математического моделирования процесса ЭЛС

Fig. 5. Block diagram of the software system for mathematical modeling of the EBW process

Блок-схема работы программной системы показана на рис. 6.

Центральным объектом системы является эксперимент, который может быть представлен как результат математической модели, имитационного моделирования и натуральных экспериментов. Работа в программной системе начинается с создания эксперимента и определения его параметров (свойства материала, параметры процесса ЭЛС, параметры изделия). Также можно работать с экспериментами, которые уже есть в системе, редактируя их параметры.

После сохранения параметров эксперимента необходимо выбрать одно из действий: начать математическое моделирование процесса ЭЛС, загрузить данные имитационного моделирования и натурального эксперимента, редактировать и просматривать уже полученные данные. В результате выполнения действий идет постоянное взаимодействие с базой данных.

По окончании всех манипуляций с экспериментами и их результатами необходимо выйти из системы.

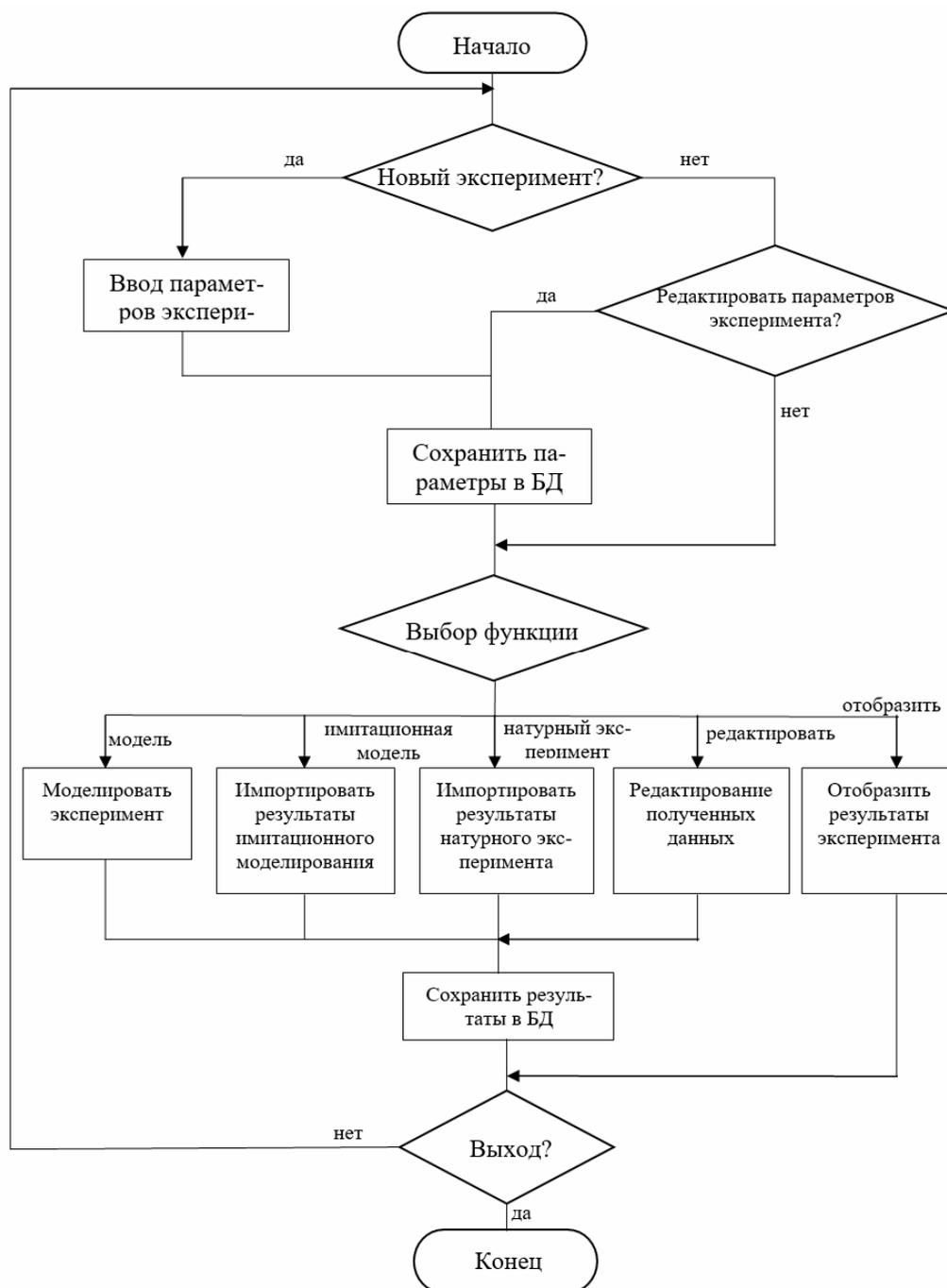


Рис. 6. Блок-схема работы программной системы моделирования ЭЛС

Fig. 6. Block diagram of the EBW simulation software system

Информационное обеспечение программной системы

Центром программной системы является база данных, в которой хранятся данные по всем проведенным исследованиям ЭЛС, параметры модели, данные, полученные в результате сторонних исследований. В качестве СУБД используется MySQL [26; 27]. Структурная схема базы данных показана на рис. 7.

Центральной связующей таблицей является таблица *experiment*. Физические параметры материалов, параметры процесса ЭЛС и параметры изделия хранятся в таблицах *material*, *techprocess* и *workpiece*, соответственно. Данные параметры описывают эксперимент и исполь-

зуются для математического моделирования процесса. Таблицы modeling и data_modeling предназначены для хранения результатов математического моделирования процесса ЭЛС, а таблицы simulation и data_simul предназначены для хранения результатов имитационного моделирования, проведенного в сторонних программных продуктах. Таблица practise хранит результаты натуральных экспериментов.

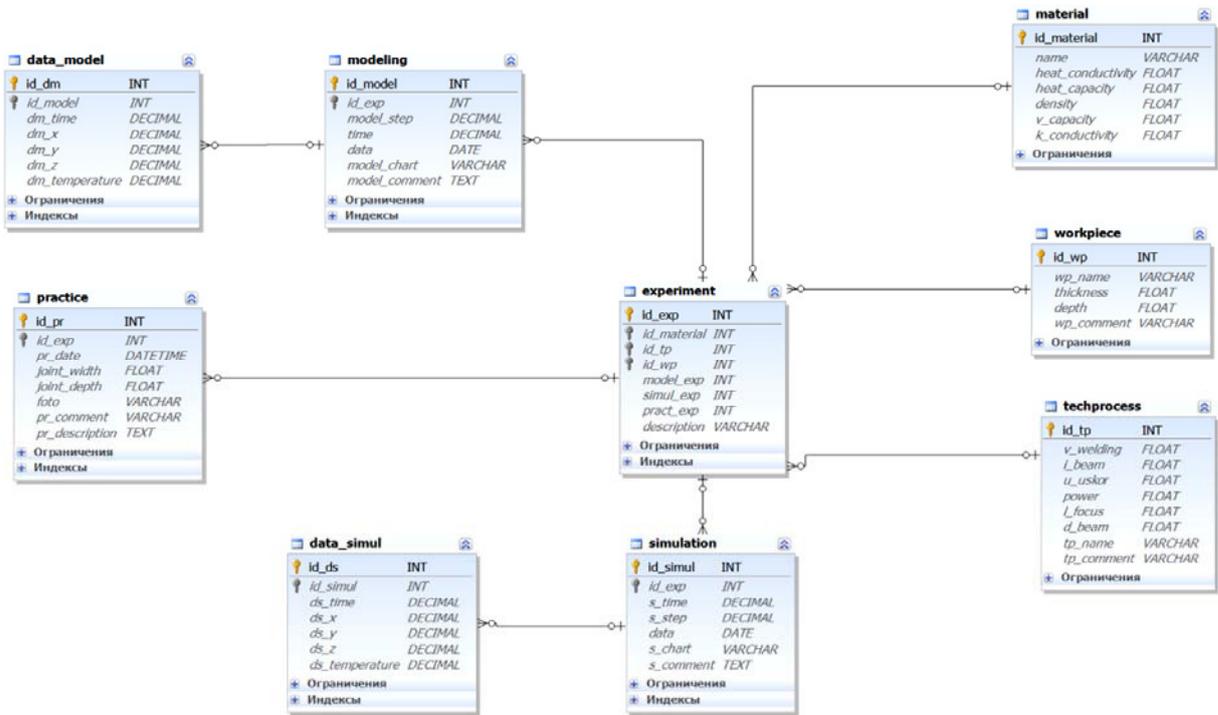


Рис. 7. Структурная схема базы данных программной системы моделирования ЭЛС

Fig. 7. Block diagram of the database of the EBW modeling software system

Описание работы программной системы

На рис. 8 показана основная форма программной системы математического моделирования процесса ЭЛС.

Основная форма имеет четыре вкладки: планирование эксперимента, моделирование, имитационное моделирование, натуральный эксперимент. Работа программной системы начинается с основной вкладки – планирование эксперимента. Данная вкладка предназначена для управления процессом моделирования. Здесь создаются новые эксперименты или отображаются старые, отображаются параметры экспериментов и задаются новые условия моделирования.

Данная вкладка разбита на три основных блока: материал, техпроцесс, изделие. В данных блоках заданы физические параметры материала изделия, параметры процесса ЭЛС и непосредственно параметры самого изделия. Заданные параметры затем будут использованы для моделирования процесса ЭЛС.

В каждом блоке присутствует блок кнопок для задания новых материалов, процессов и изделий. Серый цвет надписей показывает, что блоки находятся в режиме отображения информации. Черный цвет сигнализирует о вводе условий эксперимента. В нижней части экранной формы расположен список экспериментов, параметры которых отображаются выше. Блок кнопок позволяет создавать, удалять, сохранять и редактировать условия эксперимента. Блок «Состояние эксперимента» отображает наполненность эксперимента, т. е. было ли проведено моделирование, загружены ли данные имитационного моделирования и натурального эксперимента.

Файл Помощь

Планирование эксперимента | Моделирование | Имитационное моделирование | Натурный эксперимент

Материал

не выбран

vt14

Теплопроводность

Удельная теплоемкость

Плотность

Объемная теплоемкость

Коэффициент температуропроводности

Техпроцесс

не выбран

результатов моделирования

Скорость сварки

Ток Сварки

Ускоряющее напряжение

Энергия

Фокусное расстояние

Диаметр луча

Натурный эксперимент основанный на результатах математического и имитационного моделирования

Изделие

не выбрано

Имитационный диск из Vt14

Толщина изделия

Глубина проплавления

Диск из титанового сплава (Vt14) диаметром 15см

Материал	Техпроцесс	Изделие	Описание эксперимента
Материал1	процесс1	изделие1	
Материал2			

Рис. 8. Основная форма программной системы математического моделирования ЭЛС

Fig. 8. The main form of the software system for mathematical modeling of EBW

Заключение

В рамках настоящего исследования предложена программная система моделирования распределения температурного поля в установившемся режиме процесса электронно-лучевой сварки тонкостенных конструкций аэрокосмического назначения. Программная система имеет модельную структуру и реализует предложенные ранее авторами модели распределения энергии. Центральным звеном системы выступает база данных, позволяющая хранить и обрабатывать информацию как по математическому моделированию, так и по результатам имитационных и натуральных экспериментов. Применение предложенной системы позволяет не только минимизировать затраты предприятия на отработку технологических параметров установившегося режима для процесса электронно-лучевой сварки, но и создать гибкую информационную базу для сбора экспериментальной информации с целью дальнейшей автоматизации и интеллектуализации технологического процесса создания неразъемных соединений в рамках Индустрии 4.0.

Библиографические ссылки

1. Yunlian Q., Ju D., Quan H., Liying Z. Electron beam welding, laser beam welding and gas tungsten arc welding of titanium sheet // Materials Science and Engineering A. 2000. Vol. 280, No. 1. P. 177–181.

2. Саломатова Е. С. Электронно-лучевая сварка – от изобретения до наших дней // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Машиностроение, материаловедение. 2013. № 1. С. 74–87.
3. Пермяков Г. Л., Ольшанская Т. В., Беленький В. Я., Трушников Д. Н. Моделирование электронно-лучевой сварки для определения параметров сварных соединений разнородных материалов // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Машиностроение, материаловедение. 2013. № 4. С. 48–58.
4. Шаронов Н. И. Применение электронно-лучевой сварки в турбостроении // Науч.-технич. ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. 2010. № 3 (106). С. 170–175.
5. Denlinger E. R. Thermo-mechanical modeling of large electron beam builds // Thermo-Mechanical Modeling of Additive Manufacturing. – Butterworth-Heinemann. 2018. Vol. 150, No. 2. P. 167–181.
6. Raj R. A., Anand M. D. Modeling and prediction of mechanical strength in electron beam welded dissimilar metal joints of stainless steel 304 and copper using grey relation analysis // Int. J. Eng. Technol. 2018. Vol. 7, No. 1. P. 198–201.
7. Ластовирия В. Н., Новокрещенов В. В., Родякина Р. В. Использование электронно-лучевой сварки для создания термоэмиссионных преобразователей (ТЭП) из монокристаллов вольфрама // Глобальная ядерная безопасность. 2015. № 3 (16). С. 27–35.
8. Chowdhury S., Yadaiah N., Khan S. M., Ozah R., Das B., Muralidhar M. A perspective review on experimental investigation and numerical modeling of electron beam welding process // Materials Today: Proceedings. 2018. Vol. 5, No. 2. P. 4811–4817.
9. Wang J., Hu R., Chen X., Pang S. Modeling fluid dynamics of vapor plume in transient keyhole during vacuum electron beam welding // Vacuum. 2018. Vol. 157, No. 1. P. 277–290.
10. Младенов Г., Колева Е., Беленький В. Я., Трушников Д. Н. Моделирование и оптимизация электронно-лучевой сварки сталей // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Машиностроение, материаловедение. 2014. Т. 16. № 4. С. 7–21.
11. Kanigalpula P. K. C., Jaypuria S., Pratihari D. K., Jha M. N. Experimental investigations, input-output modeling, and optimization of spiking phenomenon in electron beam welding of ETP copper plates // Measurement. 2018. Vol. 129, No. 1. P. 302–318.
12. Luo M., Hu R., Liu T., Wu B., Pang S. Optimization possibility of beam scanning for electron beam welding: Physics understanding and parameters selection criteria // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2018. Vol. 127, No. 1. P. 1313–1326.
13. Беленький В. Я., Трушников Д. Н., Пискунов А. Л., Лялин А. Н. Динамическая модель электронно-лучевой сварки со сквозным проплавлением // Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Машиностроение, материаловедение. 2011. Т. 13. № 3 (5). С. 72–84.
14. Das D., Pratihari D. K., Roy G. G. Cooling rate predictions and its correlation with grain characteristics during electron beam welding of stainless steel // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2018. Vol. 97, No. 5-8. P. 2241–2254.
15. Tadano S., Hino T., Nakatani Y. A modeling study of stress and strain formation induced during melting process in powder-bed electron beam melting for Ni superalloy // Journal of Materials Processing Technology. 2018. Vol. 257, No. 1. P. 163–169.
16. Саломатова Е. С., Трушников Д. Н., Цаплин А. И. Моделирование процессов испарения при электронно-лучевой сварке с динамическим позиционированием электронного пучка // Известия Тульского гос. ун-та. Технические науки. 2015. № 6-2. С. 124–133.
17. Węglowski M. S., Włacha S., Phillips A. Electron beam welding—Techniques and trends—Review // Vacuum. 2016. Vol. 130, No. 1. P. 72–92.

18. Trushnikov D. N., Belenki'y V. Y., Mladenov G. M., Portnov N. S. Secondary Emission signal for weld formation monitoring and control in electron beam welding (EBW) // *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*. 2012. Vol. 43, No. 10. P. 892–897.
19. Ольшанская Т. В., Федосеева Е. М., Колева Е. Г. Построение тепловых моделей при электронно-лучевой сварке методом функций Грина // *Вестник Пермского нац. исслед. политехнич. ун-та. Машиностроение, материаловедение*. 2017. Т. 19, № 3. С. 49–74.
20. Трушников Д. Н., Беленький В. Я. Исследование формирования сигнала вторичного тока в плазме при электронно-лучевой сварке с осцилляцией электронного пучка // *Сварочное производство*. 2012. № 11. С. 9–13.
21. Nishimura F., Nakamura H., Takahashi H., Takamoto T. Development of a new investment for high-frequency induction soldering // *Dental materials journal*. 1992. Vol. 11, No. 1. P. 59–69.
22. Wang D., Wang S., Zhang W. Numerical Simulation and Experimental Investigation on Ti70 Titanium Alloy Electron-Beam-Welded Joint // *Transactions of the Indian Institute of Metals*. 2020. Vol. 73, No. 9. P. 2361–2369.
23. Lanin V. L., Sergachev I. I. Induction devices for assembly soldering in electronics // *Surface engineering and applied electrochemistry*. 2012. Vol. 48, No. 4. P. 384–388.
24. Moghaddam M., Mojallali H. Neural network based modeling and predictive position control of traveling wave ultrasonic motor using chaotic genetic algorithm // *International Review on Modelling and Simulations*. 2013. Vol. 6, No. 2. P. 370–379.
25. Коновалов А. В. Теория сварочных процессов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2007. 752 с.
26. MySQL [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mysql.com/> (дата обращения 01.05.2021).
27. MySQL для больших данных / Ш. Чаллавала, Дж. Лакхатария, Ч. Мехта, К. Патель. М. : ДМК Пресс, 2018. 226 с.

References

1. Yunlian Q., Ju D., Quan H., Liying Z. Electron beam welding, laser beam welding and gas tungsten arc welding of titanium sheet. *Materials Science and Engineering A*. 2000. Vol. 280, No. 1. P. 177–181.
2. Salomatova E. S. [Electron beam welding - from invention to the present day]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2013. No. 1. P. 74–87. (In Russ.)
3. Permyakov G. L., Olshanskaya T. V., Belenkiy V. Ya., Trushnikov D. N. [Simulation of electron beam welding to determine the parameters of welded joints of dissimilar materials]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2013, No. 4, P. 48–58. (In Russ.)
4. Sharonov N. I. [Application of electron-beam welding in turbine construction]. *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti SPbPU. Natural and engineering sciences*. 2010, No. 3 (106), P. 170–175. (In Russ.)
5. Denlinger E. R. Thermo-mechanical modeling of large electron beam builds. *Thermo-Mechanical Modeling of Additive Manufacturing*. – Butterworth-Heinemann. 2018, Vol. 150, No. 2, P. 167–181.
6. Raj R. A., Anand M. D. Modeling and prediction of mechanical strength in electron beam welded dissimilar metal joints of stainless steel 304 and copper using grey relation analysis. *Int. J. Eng. Technol*. 2018, Vol. 7, No. 1, P. 198–201.

7. Lastoviryia V. N., Novokreshchenov V. V., Rodyakina R. V. [The use of electron beam welding to create thermoemission converters (TEC) from tungsten single crystals]. *Global Nuclear Safety*. 2015, No. 3 (16), P. 27–35. (In Russ.)
8. Chowdhury S., Yadaiah N., Khan S. M., Ozah R., Das B., Muralidhar M. A perspective review on experimental investigation and numerical modeling of electron beam welding process. *Materials Today: Proceedings*. 2018, Vol. 5, No. 2, P. 4811–4817.
9. Wang J., Hu R., Chen X., Pang S. Modeling fluid dynamics of vapor plume in transient keyhole during vacuum electron beam welding. *Vacuum*. 2018, Vol. 157, No. 1, P. 277–290.
10. Mladenov G., Koleva E., Belenky V. Ya., Trushnikov D. N. [Modeling and optimization of electron beam welding of steels]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2014, Vol. 16, No. 4, P. 7–21. (In Russ.)
11. Kanigalpula P. K. C., Jaypuria S., Pratihari D. K., Jha M. N. Experimental investigations, input-output modeling, and optimization of spiking phenomenon in electron beam welding of ETP copper plates. *Measurement*. 2018, Vol. 129, No. 1, P. 302–318.
12. Luo M., Hu R., Liu T., Wu B., Pang S. Optimization possibility of beam scanning for electron beam welding: Physics understanding and parameters selection criteria. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2018, Vol. 127, No. 1, P. 1313–1326.
13. Belenky V. Ya., Trushnikov D. N., Piskunov A. L., Lyalin A. N. [Dynamic model of electron beam welding with through penetration]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2011, Vol. 13, No. 3 (5), P. 72–84. (In Russ.)
14. Das D., Pratihari D. K., Roy G. G. Cooling rate predictions and its correlation with grain characteristics during electron beam welding of stainless steel. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2018, Vol. 97, No. 5-8, P. 2241–2254.
15. Tadano S., Hino T., Nakatani Y. A modeling study of stress and strain formation induced during melting process in powder-bed electron beam melting for Ni superalloy. *Journal of Materials Processing Technology*. 2018, Vol. 257, No. 1, P. 163–169.
16. Salomatova E. S., Trushnikov D. N., Tsaplin A. I. [Simulation of evaporation processes in electron beam welding with dynamic positioning of the electron beam]. *Izvestiya Tula State University. Technical science*. 2015, No. 6-2, P. 124–133. (In Russ.)
17. Węglowski M. S., Błacha S., Phillips A. Electron beam welding—Techniques and trends—Review. *Vacuum*. 2016, Vol. 130, No. 1, P. 72–92.
18. Trushnikov D. N., Belenkiy V. Y., Mladenov G. M., Portnov N. S. Secondary Emission signal for weld formation monitoring and control in electron beam welding (EBW). *Materialwissenschaft und Werkstofftechnik*. 2012, Vol. 43, No. 10, P. 892–897.
19. Olshanskaya T. V., Fedoseeva E. M., Koleva E. G. [Construction of thermal models in electron beam welding by the method of Green's functions]. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2017, Vol. 19, No. 3, P. 49–74. (In Russ.)
20. Trushnikov D. N., Belenkiy V. Ya. [Investigation of the formation of a secondary current signal in plasma during electron beam welding with electron beam oscillation]. *Welding production*. 2012, No. 11, P. 9–13. (In Russ.)
21. Nishimura F., Nakamura H., Takahashi H., Takamoto T. Development of a new investment for high-frequency induction soldering. *Dental materials journal*. 1992, Vol. 11, No. 1, P. 59–69.
22. Wang D., Wang S., Zhang W. Numerical Simulation and Experimental Investigation on Ti70 Titanium Alloy Electron-Beam-Welded Joint. *Transactions of the Indian Institute of Metals*. 2020, Vol. 73, No. 9, P. 2361–2369.

23. Lanin V. L., Sergachev I. I. Induction devices for assembly soldering in electronics. *Surface engineering and applied electrochemistry*. 2012, Vol. 48, No. 4, P. 384–388.
24. Moghaddam M., Mojallali H. Neural network based modeling and predictive position control of traveling wave ultrasonic motor using chaotic genetic algorithm. *International Review on Modelling and Simulations*. 2013, Vol. 6, No. 2, P. 370–379.
25. Konovalov A. V. *Teoriya svarochnykh protsessov* [Theory of welding processes]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2007, 752 p.
26. MySQL. Available at: <https://www.mysql.com/> (accessed 01.05.2021).
27. Challawala Sh., Lakhataria J., Mehta Ch., Patel K. *MySQL dlya bol'shikh dannykh* [MySQL for Big Data]. Moscow, DMK Press Publ., 2018, 226 p.

© Мурыгин А. В., Тынченко В. С., Курашкин С. О.,
Бочаров А. Н., Петренко В. Е., 2021

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

Тынченко Вадим Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vadimond@mail.ru.

Курашкин Сергей Олегович – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: scorpion_ser@mail.ru.

Бочаров Алексей Николаевич – кандидат технических наук, доцент кафедры информационно-управляющих систем; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sibalexbo@gmail.com.

Петренко Вячеслав Евгеньевич – аспирант; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dpbra@inbox.ru.

Murygin Aleksandr Vladimirovich – Dr. Sc., Professor, Head of the Information-Control Systems Department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: avm514@mail.ru.

Tynchenko Vadim Sergeevich – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Information-Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vadimond@mail.ru.

Kurashkin Sergei Olegovich – post-graduate student, Department of Information-Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: scorpion_ser@mail.ru.

Bocharov Aleksey Nikolaevich – Ph. D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Information-Control Systems; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sibalexbo@gmail.com.

Petrenko Vyacheslav Evgenievich – graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: dpbra@inbox.ru.

УДК 681.518.5:004.421.4

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-275-287

Для цитирования: Подкопаев А. В., Подкопаев И. А. Централизованный адаптивный алгоритм процедуры оптимального условного поиска места отказа динамических систем // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 275–287. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-275-287.

For citation: Podkopaev A. V., Podkopaev I. A. Centralized adaptive algorithm for the procedure of optimal conditional search for the place of failure of dynamic systems. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 275–287. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-275-287.

Централизованный адаптивный алгоритм процедуры оптимального условного поиска места отказа динамических систем

А. В. Подкопаев^{1*}, И. А. Подкопаев²

¹Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
Российская Федерация, 394064, г. Воронеж, ул. Старых большевиков, 54а

²Государственный летно-испытательный центр имени В. П. Чкалова
Российская Федерация, 141110, Московская область, г. Щелково-10, войсковая часть 27237

*E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru

Современные и перспективные динамические системы комплексов авиационного вооружения Воздушно-космических сил (далее – системы) характеризуются усложнением структуры и повышением требований к надежности и эффективности функционирования. Более того, системы поколения 4++ и 5 достаточно уникальны и (или) малосерийны, а составляющие их элементы в своей основе миниатюрны и дороги, поэтому необходимым условием при выполнении требований контролепригодности к системам и составляющим элементам является максимально возможное сохранение качества исходного базиса при неизбежной новой трактовке дополнительной информации. Дальнейшее внедрение в практику решения задач технической диагностики (ТД) технологий искусственного интеллекта позволяет получать адекватные результаты практически с любой точностью. Достоверность результатов будет определяться исключительно пунктуальностью задания данных и полнотой математического описания систем, процессов и событий рассматриваемой предметной области. Поэтому следует ожидать, что дальнейшее развитие теории и практики ТД будет идти по пути более глубокого изучения физических процессов, происходящих в системах, и более точного математического задания процедур поиска места отказа систем. Целью работы установлена разработка взаимосвязанной совокупности математических и логических блок-схем получения и применения диагностических знаний в программно-математическом обеспечении современных и перспективных бортовых средств контроля технического состояния (ТС) систем. Приоритетным направлением в подобных исследованиях является дифференцированная селекция апробированных методов ТД с выбором соответствующего математического и алгоритмического аппарата прямого вероятностного моделирования систем. Представлена блок-схема и рассмотрен вариант практического приложения разработанного алгоритма последовательного распознавания отказов систем (далее – алгоритм, если из контекста изложения материала ясно, что речь идет именно о разработанном алгоритме). С применением алгоритма отсутствует необходимость в декомпозиции систем, а потенциал многократных повторений результатов случайного процесса смены ТС систем предопределяет возможность получения больших выборок с высокой точностью программной компиляции.

Ключевые слова: элементарная проверка, диагностический признак (ДП), вероятность класса ТС системы, метод поиска места отказа системы, метод принятия решения, средний риск принятия решения технического диагностирования.

Centralized adaptive algorithm for the procedure of optimal conditional search for the place of failure of dynamic systems

A. V. Podkopaev^{1*}, I. A. Podkopaev²

¹Air Force Military educational and scientific center

“Air Force academy named after professor N. E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”
54a, Starykh bol'shevikov St., Voronezh, 394064, Russian Federation

²State flight test center named after V. P. Chkalov
military unit 27237, Moscow region, Shchelkovo-10, 141110, Russian Federation

*E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru

Modern and promising dynamic systems of aviation weapon systems of the Aerospace Forces (hereinafter for brevity in the text – the system) are characterized by a more complex structure and increased requirements for reliability and efficiency of functioning. Moreover, systems of generation 4 ++ and 5 are quite unique and (or) small-scale, and their constituent elements are basically miniature and expensive, therefore, a prerequisite for fulfilling the requirements for traceability to systems and constituent elements is the maximum possible preservation of the quality of the initial basis with the inevitable new interpretation of additional information. Further introduction of artificial intelligence technologies into the practice of solving problems of technical diagnostics makes it possible to obtain adequate results with almost any accuracy. The reliability of the results will be determined solely by the punctuality of the data assignment and the completeness of the mathematical description of systems, processes and events in the subject area under consideration. Therefore, it should be expected that the further development of the theory and practice of technical diagnostics will follow the path of a deeper study of the physical processes occurring in systems, and a more accurate mathematical specification of procedures for finding the place of failure of systems. The aim of the work is to establish the development of an interconnected set of mathematical and logical block diagrams for obtaining and applying diagnostic knowledge in the software and mathematical support of modern and advanced onboard means of monitoring the technical state of systems. The priority direction in such studies is the differentiated selection of approved methods of technical diagnostics with the choice of the appropriate mathematical and algorithmic apparatus for direct probabilistic modeling of systems. A block diagram is presented and a variant of the practical application of the developed algorithm for sequential recognition of system failures (hereinafter referred to as an algorithm, if it is clear from the context of the presentation of the material that it is the developed algorithm) is considered. By using the algorithm, there is no need for decomposition of systems, and the potential for multiple repetitions of the results of a random process of changing the technical states of systems predetermines the possibility of obtaining large samples with high accuracy of software compilation.

Keywords: elementary check, diagnostic sign, probability of a class of the technical condition of the system, method for finding the place of a system failure, decision method, average risk of making a technical diagnosis decision.

Введение

Программы Министерства обороны Российской Федерации, направленные на повышение качества управления ТС образцов вооружения и военной (специальной) техники применяются при поддержании и восстановлении исправного (работоспособного) состояния различных

типов систем. Вместе с тем анализ свойств систем вида [1; 2], результаты научных исследований теории, методов и средств определения ТС систем [3; 4] показали, что сложность систем достигла в настоящее время такого уровня, при котором в большинстве случаев отдельный человек-эксперт или группа экспертов не в состоянии полно и точно обрабатывать объемы информации о неоднородных процессах, происходящих при функционировании, повреждениях и отказах систем. Следовательно, дальнейшее развитие ТД как необходимой составляющей процесса управления ТС систем представляется расширением базы теоретических основ и их практических приложений, ориентированных на частичную или полную передачу аналитических функций эксперта от человека-оператора машине.

Важная роль при этом отводится совершенствованию алгоритмов, обеспечивающих максимальную автоматизацию оптимальных операций поиска места отказа систем.

Алгоритмы вероятностного моделирования задач комбинационного и последовательного распознавания отказов систем разработаны весьма детально и рассмотрены в специальной литературе, например [5; 6]. Отметим и полезный обзор современных результатов в предметной области. Так, в статьях [7; 8] предложены алгоритмы идентификации дефектов и оценки их влияния на безопасность эксплуатации систем с использованием правил логического вывода и формального концептуального анализа; в работе [9] разработаны алгоритмы ТД компрессоров авиационных газотурбинных двигателей с использованием параметров, обладающих высокой чувствительностью к изменениям ТС объекта контроля; в труде [10] приведены оригинальные алгоритмы индивидуальной и групповой диагностик функционирования информационно-измерительных комплексов учета электроэнергии; публикация [11] аргументирует возможность применения достижений нейросетевых технологий в алгоритмах ТД цифровых систем.

С учетом актуализации стратегии управления ТС по состоянию и смешанной стратегии управления ТС, а также процессов повышения значений коэффициента готовности систем военного назначения, [2] в качестве наиболее естественной, практически осуществимой формы, удовлетворяющей современным требованиям, обусловим целесообразность дальнейшего совершенствования процедуры распознавания отказов разработкой алгоритма, обладающего свойствами централизованности и адаптации. Блок «принятие решения» такого алгоритма рассматривается как центральный, обеспечивающий функции регулятора при применении предлагаемого алгоритма по назначению. Свойство адаптации отражает то обстоятельство, что формирование ветвей подобного алгоритма осуществляется, исходя из возможных структур систем, а связи между ветвями процедуры условного поиска места отказа систем реализуются на основе оптимального сочетания всех алгоритмических блоков.

Представление исходных данных и основного результата

При реализации структуры и содержания алгоритма задействован аппарат теории распознавания образов и осуществлено применение инструментов прямого вероятностного (имитационного) моделирования, при которых алгоритм воспроизводит, имитирует реальные действия человека, являющиеся случайно зависимыми от вида априорной информации и структуры системы.

Исходя из классических формулировок задачи оптимального поиска места отказа систем [12], синтезированный алгоритм представлен в виде блок-схемы операторов, отдельные из которых отображают достаточно крупную группу элементарных арифметических и логических операций, как показано на рис. 1.

Разработанный алгоритм функционирует на основе исходных данных, систематизируемых в операторе 2.

Исследуемая система, относящаяся к классу динамических систем, представляется в так называемой теории систем моделью «вход – состояние – выход» [12–14].

$$E = (T, X, Y, Z, A, F), \quad (1)$$

где T – множество моментов времени t ; X – множество входных сигналов системы x ; Y – множество выходных сигналов системы y ; Z – множество переменных состояния системы z ; A – оператор выходов, описывающий механизм формирования выходного сигнала как реакции системы на внутренние и внешние возмущения; F – оператор переходов, отражающий изменение состояния системы под действием внутренних и внешних возмущений.

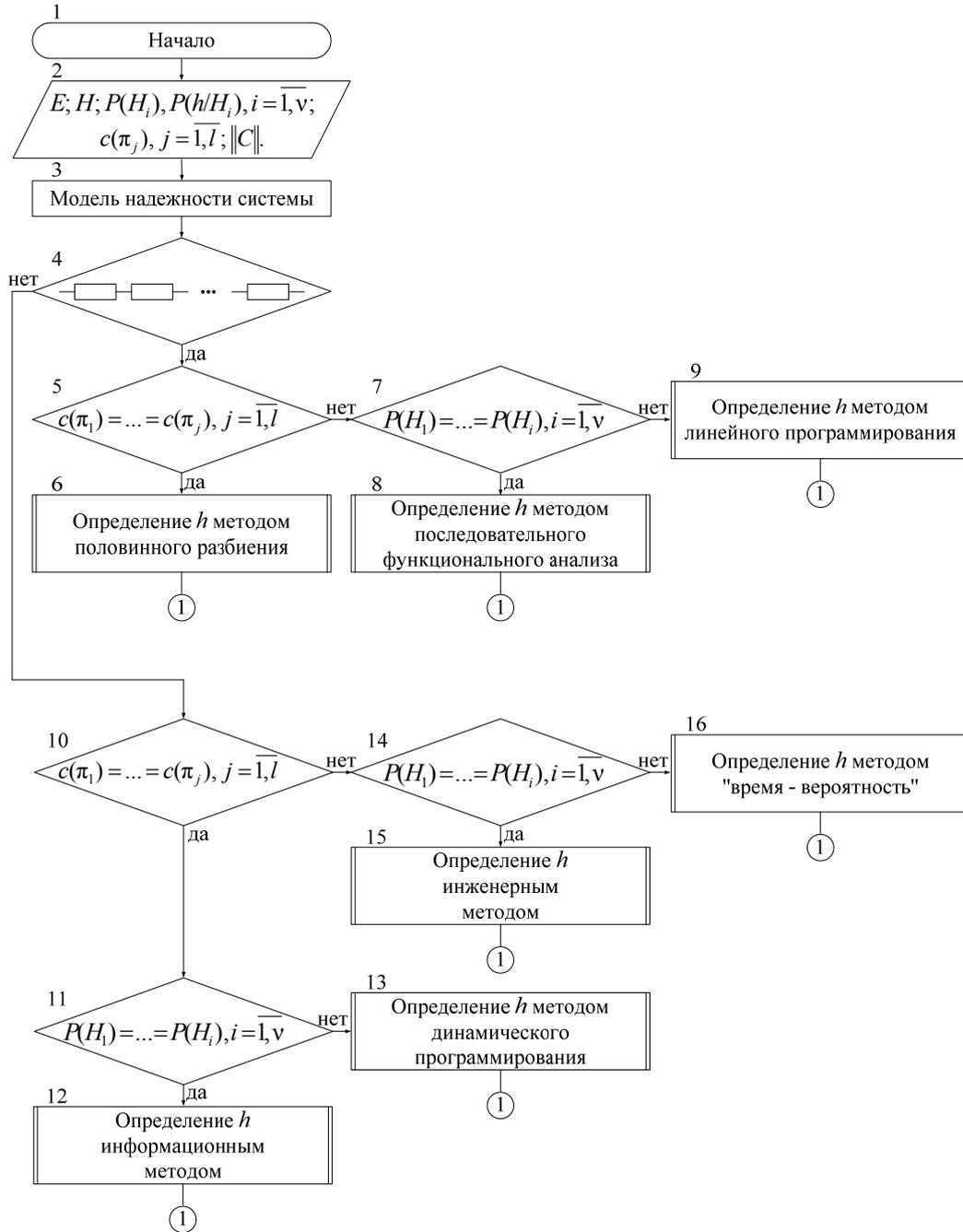


Рис. 1. Блок-схема оптимального условного алгоритма поиска места отказа динамических систем (Начало)

Fig. 1. Block diagram of the optimal conditional algorithm for finding the place of failure of dynamic systems (Beginning)

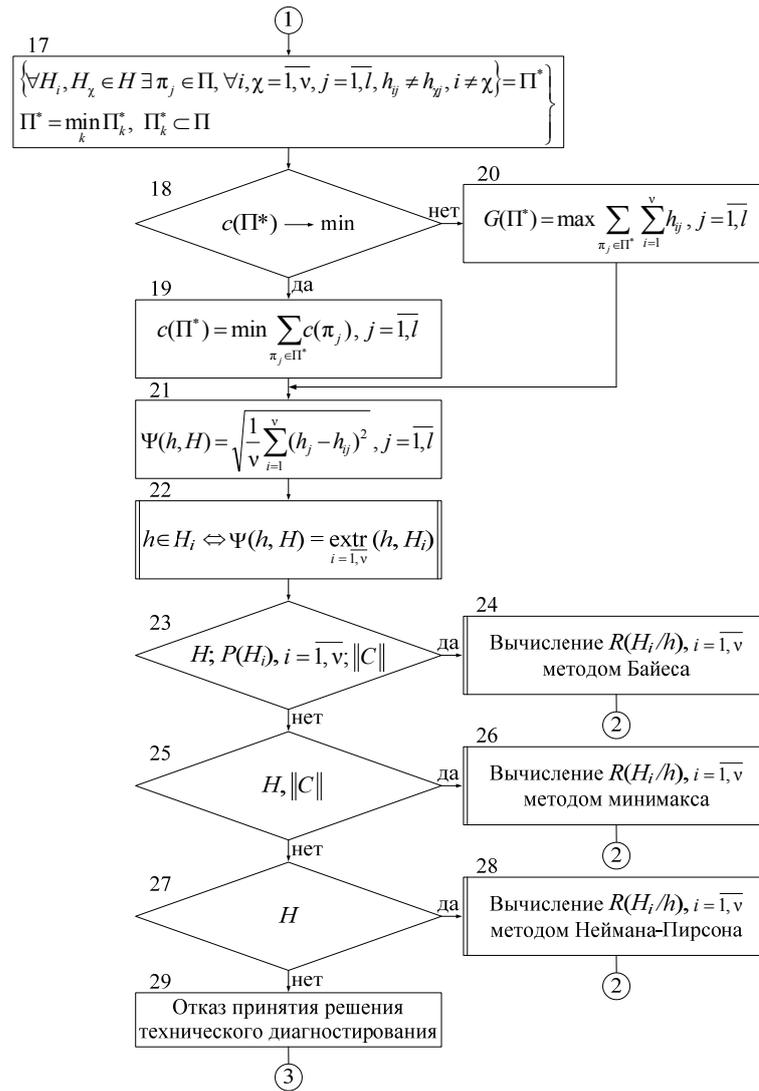


Рис. 1. Продолжение (начало на с. 277)

Fig. 1. Continued (beginning on p. 277)

Для организации распознавания отказов необходимо использование заранее образованного опорного словаря ДП, число описаний в котором должно быть равно заданному числу v определяемых i -х классов ТС системы, $i = \overline{1, v}$. Словарь ДП системы, образованный в форме, удобной для дальнейших действий, представлен в виде векторов

$$H_i = (h_{i1}, h_{i2}, \dots, h_{ij}, \dots, h_{il}), i = \overline{1, v}, \quad (2)$$

компонентами которых являются опорные j -е (из общего числа l) ДП h_{i1}, \dots, h_{il} любого типа, описывающие свойства системы данного класса ТС $H_i, i = \overline{1, v}$.

Известно, что j -й ДП $h_{ij}, j = \overline{1, l}$ означает возможный исход элементарной проверки в i -м классе ТС системы и показывает, каким должен быть исход элементарной проверки, если состояние системы принадлежит i -му классу ТС [12]. Поэтому для обозначения элементарной проверки использован символ π с одноименным для числа ДП индексом $j - \pi_j, j = \overline{1, l}$, а для краткости элементарная проверка в дальнейшем называется просто проверкой.

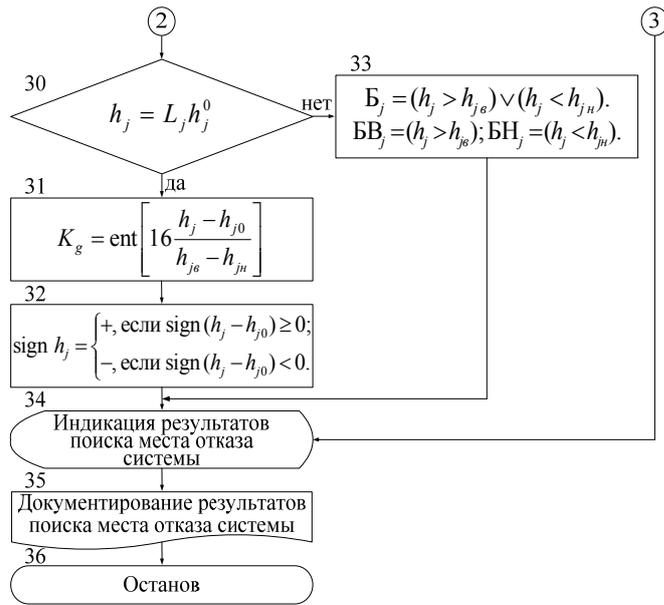


Рис. 1. Окончание (начало на с. 277)

Fig. 1. End (beginning on p. 277)

Здесь же следует отметить, что описания классов, сформированные на стадии предварительного изучения свойств систем, не остаются неизменными. Они обычно уточняются по результатам распознавания вновь создаваемых или модернизируемых систем, что обуславливает открытую архитектуру алгоритма.

Множеством заданных классов, полученным по окончании процесса обучения, формируется массив алфавита классов ТС системы по математической формулировке, подобный формуле (2), но представляющий ее в виде, исключающем ошибки программирования

$$H = \begin{pmatrix} h_{11} & h_{12} & \dots & h_{1j} & \dots & h_{1l} \\ h_{21} & h_{22} & \dots & h_{2j} & \dots & h_{2l} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{i1} & h_{i2} & \dots & h_{ij} & \dots & h_{il} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{\chi 1} & h_{\chi 2} & \dots & h_{\chi j} & \dots & h_{\chi l} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ h_{v1} & h_{v2} & \dots & h_{vj} & \dots & h_{vl} \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Алфавит классов (3) предполагает существование максимального количества отдельных классов, соответствующих неработоспособным состояниям системы. Предполагается также, что распознавание отказов производится на множестве указанных ДП и что их числа достаточно для правильной классификации всех неработоспособных состояний системы.

По своей природе все состояния систем представляют собой случайные события, обусловленные случайностью отказов отдельных элементов и другими случайными факторами. В этих условиях, вообще говоря, необходимо рассмотрение задачи ТД в вероятностной постановке, а ее решение в рамках применения вероятностных методов принятия решений, предполагающих наличие информации, задающей:

- вероятности i -х классов ТС системы $P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$;
- вероятности появления изображений системы h при нахождении системы в i -х классах ТС $P(h/H_i)$; $i = \overline{1, v}$;
- цены j -х проверок $c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$.

Кроме того, в структуре исходных данных, формируемых в операторе 2, в обязательном порядке предусматривается наличие платежной матрицы, назначающей средние потери при правильных и ошибочных решениях технического диагностирования, получаемой на этапе обучения системы

$$\|C\| = \begin{vmatrix} c_{11} & c_{12} & \dots & c_{1v} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ c_{v1} & c_{v2} & \dots & c_{vv} \end{vmatrix}. \quad (4)$$

По главной диагонали платежной матрицы (4) расположены потери при правильных решениях, по правую сторону от главной диагонали – потери, связанные с ошибками I-го рода, по левую – потери, связанные с ошибками II-го рода [15].

По завершению процесса ввода исходных данных, с применением оператора 3 производится анализ взаимодействия элементов между собой в пространственно-временной организации системы, определяющей виды, характер связей и отношений между элементами. Оператор 3 является типовым для идентификации последовательной модели надежности системы или иной структуры соединения элементов и предназначен для определения условий применимости одного из известных методов поиска места отказа системы. Для структуризации системы могут быть использованы фреймы – конструкции описания некоторой системы, обладающей теми или иными свойствами и хранящие всю информацию о свойствах и отношениях системы [4]. В целом, такой анализ является промежуточным этапом решения задачи ТД на вычислительной машине.

Далее функционирует группа операторов 4–16, предназначенная для воспроизведения метода распознавания отказов и определения изображения системы, которое по аналогии со словарем ДП (2) представлено в виде векторов

$$h = (h_1, h_2, \dots, h_j, \dots, h_l). \quad (5)$$

где h_1, \dots, h_l – признаки любого вида, получаемые в результате выполнения проверок π_j , $j = \overline{1, l}$.

Очевидно, что признаки h_{ij} , $i = \overline{1, v}$, $j = \overline{1, l}$ из словаря ДП системы (2) и признаки h_j , $j = \overline{1, l}$ из изображения системы (5) предполагают сопоставимые единицы измерений и идентичную форму, допускающую их сравнение.

Логический оператор 4 обеспечивает разветвление общей процедуры распознавания отказа в зависимости от идентификации структуры системы.

При последовательном соединении элементов в системе, оператором 5 проверяется условие равенства цен выполняемых проверок. При выполнении условия $c(\pi_1) = c(\pi_2) = \dots = c(\pi_j)$ получение множества проверок $\Pi = \{ \pi_1, \pi_2, \dots, \pi_j \}$, $j = \overline{1, l}$ и окончательное формирование изображения системы h вида (5) осуществляется применением программы метода половинного разбиения [6], вводимой оператором 6. Здесь заметим, что условия применимости метода половинного разбиения не ограничены требованиями к равенству вероятностей классов ТС системы $P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$.

Если условие $c(\pi_1) = c(\pi_2) = \dots = c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$ не выполняется, то оператор 7 независимо от предыдущего цикла проверяет равенство вероятностей классов ТС системы, $P(H_1) = P(H_2) = \dots = P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$ и подключает оператор 8, реализующий программу метода последовательного функционального анализа [5]. Невыполнение условий $c(\pi_1) = c(\pi_2) = \dots = c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$ и $P(H_1) = P(H_2) = \dots = P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$ означает выбор программы распознавания отказа методом линейного программирования [12], содержащейся в операторе 9.

При смешанной структуре соединения элементов в системе, управление от оператора 4 передается непосредственно оператору 10, который при равенстве цен выполняемых проверок, $c(\pi_1) = c(\pi_2) = \dots = c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$, запрашивает оператор 11. При равенстве вероятностей классов ТС системы, $P(H_1) = P(H_2) = \dots = P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$, получение множества проверок $\Pi = \{ \pi_1, \pi_2, \dots, \pi_j \}$, $j = \overline{1, l}$ и итоговое формирование изображения системы h вида (5) осуществляется применением программы информационного метода [6].

Отсутствие условий применимости информационного метода приводит к необходимости включения в процесс функционирования алгоритма оператора 13, синтезирующего метод динамического программирования распознавания отказов [6].

Если при смешанной структуре соединения элементов в системе условие $c(\pi_1) = c(\pi_2) = \dots = c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$ не выполняется, то оператор 14 проверяет равенство вероятностей классов ТС системы, $P(H_1) = P(H_2) = \dots = P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$, и подключает оператор 15, реализующий программу «инженерного» метода поиска места отказа системы [5]. Если цены проверок не равны, $c(\pi_1) \neq c(\pi_2) = \dots \neq c(\pi_j)$, $j = \overline{1, l}$, и вероятности классов ТС системы не одинаковы, $P(H_1) \neq P(H_2) \neq \dots \neq P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$, то для установления множества проверок $\Pi = \{ \pi_1, \pi_2, \dots, \pi_j \}$, $j = \overline{1, l}$ и определения изображения системы h вида (5) выбирается метод «время – вероятность» [5], содержащийся в операторе 16.

Таким образом, функционирование группы операторов 4–16 выполняется в условиях активного эксперимента, что диктует необходимость формирования определенных требований оптимальности для конкретных условий контроля ТС систем.

Требования оптимизации множества проверок предъявлены на основе условия попарной различимости ТС системы, дополненного ограничениями на нахождение оптимального подмножества $\Pi_k^* \subset \Pi$, такого, чтобы разрешались формулировки [12], представленные в операторе 17.

Условие оператора 17 определяет заданное число проверок, необходимых для определения i -го ТС системы и требует, чтобы в искомом подмножестве Π^* нашлась хотя бы одна проверка π_j , такая, чтобы любые два словаря ДП H_i и H_χ , $\forall i, \chi = \overline{1, v}$, $i \neq \chi$, были попарно различимы по результатам этой проверки и чтобы это подмножество было минимальным из всех возможных.

В общем случае может быть найдено несколько подмножеств Π^* , удовлетворяющих условию оператора 17. Для окончательного выбора одного из этих подмножеств операторами 18–20 сформулированы дополнительные конкретные требования оптимизации.

Требования оптимизации выражены в минимизации суммарных затрат, связанных с выполнением проверок π_j , входящих в искомое оптимальное подмножество Π^* (оператор 19) или в максимизации достоверности распознавания отказов при выполнении проверок π_j , входящих в искомое оптимальное подмножество Π^* (оператор 20). При запросе минимума суммарных затрат, связанных с выполнением проверок, входящих в искомое подмножество Π^* , оператор 18

передает управление оператору 19, а при необходимости обеспечения максимальной достоверности распознавания отказа – оператору 20.

Оператором 21 в каждом случае осуществляется принятие классифицирующего решения задачи распознавания отказов путем вычисления показателя $\Psi(h, H)$ сходства (меры близости) между вектором (5) и каждым из классов (2) алфавита (3). Применение меры близости $\Psi(h, H)$ в алгоритмах распознавания отказов обусловлено видом ДП, применяемых при поиске места отказа систем, поэтому варианты вычисления показателя сходства $\Psi(h, H)$ при большом числе состояний крайне многообразны. Путем декомпозиции и обобщения рабочих зависимостей, предлагаемых в рассматриваемый участок разработанного алгоритма, арифметические операции оператора 21 сведены к единой схеме расчета среднеквадратического расстояния между компонентами изображения системы (5) и словаря ДП (2).

Решающее правило задачи классификации поиска места отказа системы представлено в операторе 22. Минимизация или максимизация решающего правила оператора 22 определяется конкретизацией видов ДП, задаваемых типом системы с заранее известными конструктивными особенностями (1).

После оптимизации решения задачи поиска места отказа системы, в процесс функционирования разработанного алгоритма включаются операторы 23–29, предназначенные для принятия окончательного заключения по результатам процесса технического диагностирования системы с применением оценки среднего риска принятия решения $R(H_i/h)$, $i = \overline{1, v}$. Операторы 23–29 реализуют байесовскую стратегию принятия решения при техническом диагностировании с ее потребными видоизменениями в зависимости от наличия исходных данных и применяемых критериев выработки окончательного решения. Не нарушая общности рассуждений, отметим потенциал вероятностных методов принятия решений при обработке, в том числе, данных детерминированных и логических ДП, полагая значения таких ДП вероятностными, с вероятностью появления единицы.

Оператор 23 проверяет условия прямой постановки метода Байеса. При дефиниции изображения системы (5) на предыдущих этапах функционирования алгоритма, стабильности описания алфавита классов ТС системы (3), заданных вероятностях классов ТС системы $P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$ и вероятностях появления изображений при нахождении системы в i -х классах ТС $P(h/H_i)$, $i = \overline{1, v}$, неизменности платежной матрицы (4), оператором 24 вычисляется средний риск принятия решения технического диагностирования $R(H_i/h)$, $i = \overline{1, v}$ непосредственным применением теоремы Байеса [12; 16].

Величина среднего риска принятия решения технического диагностирования $R(H_i/h)$, $i = \overline{1, v}$ является показателем, по которому принимается итоговое решение о принадлежности распознаваемого состояния системы одному из классов неработоспособных состояний.

В случае отсутствия информации о вероятностях классов ТС системы $P(H_i)$, $i = \overline{1, v}$ управление передается оператору 25, который проверяет условия применимости метода минимакса. При известных алфавите классов ТС системы вида (3) и платежной матрице вида (4) оператор 25 подключает оператор 26, содержащий аппарат метода минимакса. Средний риск принятия решения $R(H_i/h)$, $i = \overline{1, v}$ вычисляется в этом случае по модифицированным правилам указанного метода [6; 15].

Оператор 27 предназначен для включения в процесс принятия решения технического диагностирования инструментов метода Неймана–Пирсона. При наличии исключительно сведений об алфавите классов ТС системы вида (3), средний риск принятия решения $R(H_i/h)$, $i = \overline{1, v}$ вычисляется в операторе 28 по критериям метода Неймана – Пирсона [15].

В противном случае решение о диагнозе не принимается и управление переходит на оператор 29, выполняющий процесс отказа принятия решения технического диагностирования. В целях исключения оператора 29 из структуры оптимального условного алгоритма поиска места отказа систем, предполагается дальнейшее совершенствование диагностических знаний по следующим направлениям:

- обоснование и принятие допущений о пренебрежении потерями, связанными с правильными решениями задачи ТД, несравненно малыми по отношению к потерям, связанным с ошибками I-го и II-го рода;

- оценка плотностей распределения вероятностей для всех классов распознаваемых состояний систем;

- введение в рассмотрение так называемого порогового значения коэффициента правдоподобия, представляющего собой отношение условных плотностей распределения значений ДП в классах неработоспособных состояний систем.

В разрабатываемом алгоритме оператор 29 представляет собой тупиковый тест поиска дефекта. Информация об отсутствии решения, связанного с наиболее вероятным местом отказа системы, передается на оператор 34.

В зависимости от предъявляемых требований, вывод результатов решения задачи ТД предполагает разветвление разрабатываемого алгоритма оператором 30 на линии количественной или качественной оценки результатов контроля.

Структура разработанного алгоритма предполагает также наличие совокупности расположенных в определенной последовательности управляющих и обрабатывающих блоков, обеспечивающих индикацию (регистрацию) результатов контроля в соответствующих единицах измерения j -го ДП или в виде логических условий оценки «Брак».

При задании требований количественного (измерительного) представления результатов распознавания отказов, оценка результатов технического диагностирования выражается оператором 30 в виде числа L_j , показывающего количественное значение j -го ДП и единицы измерения j -го ДП – h_j^0 .

Количественный подход к распознаванию отказов предполагает определение отклонения измеренного значения j -го ДП h_j от номинального h_{j0} в градациях полей допуска и брака. Величина градации в большинстве современных систем контроля выбрана равной 12,5 % от половины допуска [4]. Измеренное значение ДП считается положительным при превышении поля допуска и отрицательным, если измеренное значение ДП меньше поля допуска. Далее оператор 30 включает в работу оператор 31, определяющий оценку брака j -го ДП. В операторе 31 на основе известных предельно допустимых верхнем $h_{jв}$ и нижнем h_{jn} значениях j -го ДП, соответственно, путем выполнения операции округления до ближайшего числа снизу (ent), определяется номер градации K_g , соответствующей значению ДП.

Знак отклонения измеренного значения ДП от номинального значения определяется с использованием очевидной формулы, разрешаемой оператором 32.

При задании требований качественного (допускового) представления результатов поиска места отказа системы, оператор 30 передает управление оператору 33.

При качественном распознавании отказов оценка типа «Брак» (Б), или «Брак выше» (БВ), «Брак ниже» (БН) результатов технического диагностирования осуществляется оператором 33 путем тривиального сравнения измеренного значения j -го ДП h_j с предельно допустимыми верхним $h_{jв}$ и нижним h_{jn} значениями.

Данные количественной или качественной оценки результатов решения задачи ТД подаются на операторы 34 и 35, предназначенные, соответственно, для индикации и документирования диагностической информации.

Выработка рекомендаций по практическому применению решений

Вариант практического применения разработанного алгоритма возможен в структуре информационных диагностических систем, относящихся к типологии систем искусственного интеллекта [4]. Включением алгоритма в состав механизма получения решений (решателя) информационной диагностической системы исключается необходимость оперирования правилами – достаточно объемными конструкциями выражения связей, зависимостей между фактами и их комбинациями. Автоматическое подключение процедур-знаний, позволяющих выполнять вычисления или преобразования функций и принимать решения в определенной ситуации, исполняется алгоритмом в зависимости от данных оператора. Весьма трудоемкий, особенно при большой размерности систем, процесс перебора возможных вариантов при этом ликвидируется. Следовательно, механизм получения решений системы искусственного интеллекта, содержащий полученный алгоритм, предполагается в максимальной оптимизации.

В структуре понятий, формируемых в виде абстрагируемых систем, имеющих определения, структуры и составные элементы, в обязательном порядке предусматриваются исходные данные, указанные выше, что предъявляет существенные требования к объему постоянной памяти и быстродействию процессора вычислителя. Однако этот недостаток менее существенен в сравнении с достоинствами предлагаемого подхода. Более того, ресурсы информационной диагностической системы высвобождаются отсутствием в ее структуре сложных моделей представления базы знаний и задействованных в выводе правил – так называемых продукционных моделей и семантических сетей [4].

Заключение

Полученная совокупность предписаний определяет оптимальную последовательность действий исполнителей и средств, необходимых и достаточных для распознавания отказов с минимальными затратами и (или) максимальной достоверностью контроля ТС систем. Операции распознавания неработоспособных состояний системы определены как многошаговые действия по преобразованию входной информации о ДП, в выходную, представляющую собой заключение о том, к какому классу ТС относится изображение системы.

Таким образом, с применением предлагаемого алгоритма отсутствует необходимость проведения комбинационных и безусловных проверок элементов систем и вместе с тем предопределяется возможность исследования, в первую очередь элементов с низкой надежностью.

Библиографические ссылки

1. Комплексы авиационного вооружения / под ред. В. А. Конуркина. М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2005. 947 с.
2. Эксплуатация комплексов авиационного вооружения / под ред. А. И. Буравлева. М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 2006. 287 с.
3. Александровская Л. Н., Афанасьев А. П., Лисов А. А. Современные методы обеспечения безотказности сложных технических систем. М. : Логос, 2001. 206 с.
4. Робототехнические системы подготовки и контроля комплексов авиационного вооружения / под ред. В. Д. Закутаева. М. : ВУНЦ ВВС ВВА им. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина, 2011. 360 с.
5. Системы контроля и метрологическое обеспечение авиационного вооружения / под ред. В. В. Сергушина. М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1992. 372 с.
6. Контроль и управление техническим состоянием комплексов авиационного вооружения / под ред. О. А. Лапсакова. М. : ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1994. 312 с.

7. Морозова Т. Ю., Бекаревич А. А., Будадин О. Н. Новый подход к идентификации дефектов материалов изделий // Контроль. Диагностика. 2014. № 8. С. 42–48.
8. Kastner J., Heinzl C., Plank B. et al. New X-ray computed tomography methods for research and industry // Materials VII Intern. Scientific Conf. on Industrial Computed Tomography. Leuven, Belgium, 2017. P. 1–10.
9. Посадов В. В. (мл.), Посадов В. В., Ремизов А. Е. Алгоритмы диагностики аэродинамических и аэроупругих колебаний компрессора авиационного газотурбинного двигателя // Контроль. Диагностика. 2016. № 3. С. 34–38.
10. Солдатов А. А., Евдокимов Ю. К. Построение многофункциональной автоматизированной системы и алгоритмов контроля и диагностики режимов работы систем учета электроэнергии электросетевых подстанций // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 3. С. 1–10.
11. Асылбеков Н. С., Кыдыралиева Г. Ж., Оморов Т. Т. Идентификация неисправных элементов цифровой системы на основе анализа нейронной сети // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2017. № 7. С. 50–53.
12. Дмитриев А. К., Мальцев П. А. Основы теории построения и контроля сложных систем. Л. : Энергоатомиздат, 1988. 192 с.
13. Вунш Г. Теория систем. М. : Советское радио, 1978. 288 с.
14. Директор С., Рорер Р. Введение в теорию систем. М. : Мир, 1974. 464 с.
15. Горелик А. Л., Скрипкин В. А. Методы распознавания. М. : Высшая школа, 1984. 208 с.
16. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М. : Наука, 1984. 832 с.

References

1. *Kompleksy aviatsionnogo vooruzheniya* [Aircraft weapon systems]. Ed. by V. A. Konurkin. Moscow, AFIA named after professor N. E. Zhukovsky Publ., 2005, 947 p.
2. *Ekspluatatsiya kompleksov aviatsionnogo vooruzheniya* [Exploitation of aircraft weapons systems]. Ed. by A. I. Buravlev. Moscow, AFIA named after professor N. E. Zhukovsky Publ., 2006, 287 p.
3. Alexandrovskaya L. N., Afanasyev A. P., Lisov A. A. *Sovremennyye metody obespecheniya bezotkaznosti slozhnykh tekhnicheskikh sistem* [Modern methods for ensuring the reliability of complex technical systems]. Moscow, Logos Publ., 2001, 206 p.
4. *Robototekhnicheskiye sistemy podgotovki i kontrolya kompleksov aviatsionnogo vooruzheniya* [Robotic systems for the preparation and control of aircraft weapons systems]. Ed. by V. D. Zakutaev. Moscow, AFMESC AFA named after professor N. E. Zhukovsky and Yu. A. Gagarin Publ., 2011, 360 p.
5. *Sistemy kontrolya i metrologicheskoye obespecheniye aviatsionnogo vooruzheniya* [Control systems and metrological support of aviation weapons]. Ed. by V. V. Sergushin. Moscow, AFIA named after professor N. E. Zhukovsky Publ., 1992, 372 p.
6. *Kontrol' i upravleniye tekhnicheskim sostoyaniyem kompleksov aviatsionnogo vooruzheniya* [Monitoring and control of the technical condition of aircraft weapons systems]. Ed. by O. A. Lapsakov. Moscow, AFIA named after professor N. E. Zhukovsky Publ., 1994, 312 p.
7. Morozova T. Yu., Bekarevich A. A., Budadin O. N. [The new approach to identifying defects in product materials]. *Kontrol'. Diagnostika*. 2014, No. 8, P. 42–48 (In Russ.).
8. Kastner J., Heinzl C., Plank B. et al. [New X-ray computed tomography methods for research and industry]. *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. po promyshlennoy komp'yuternoy tomografii* [Materials VII Intern. Scientific Conf. on Industrial Computed Tomography]. Leuven, 2017. P. 1–10.

9. Posadov V. V. (jr.), Posadov V. V., Remizov A. E. [Algorithms of aerodynamic and aeroelastic vibrations diagnostics in compressor of gas turbine engine]. *Kontrol'. Diagnostika*. 2016, No. 3, P. 34–38 (In Russ.).
10. Soldatov A. A., Evdokimov Yu. K. [Construction of a multifunctional automated system and control algorithms and diagnostics of the operating modes of electricity metering systems of power grid substations]. *Pribory i sistemy. Upravleniye, kontrol', diagnostika*. 2017, No. 3, P. 1–10 (In Russ.).
11. Asylbekov N. S., Kydyralieva G. Zn., Omorov T. T. [Faulty elements identification of digital system on the basis of the analysis neural network]. *Pribory i sistemy. Upravleniye, kontrol', diagnostika*. 2017, No. 7, P. 50–53 (In Russ.).
12. Dmitriev A. K., Maltsev P. A. *Osnovy teorii postroyeniya i kontrolya slozhnykh sistem* [Fundamentals of the theory of construction and control of complex systems]. Leningrad, Energoatomizdat Publ., 1988, 192 p.
13. Vunsh G. *Teoriya sistem* [System theory]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1978, 288 p.
14. Director S., Rourer D. *Vvedeniye v teoriyu sistem* [Introduction to systems theory]. Moscow, Mir Publ., 1974, 464 p.
15. Gorelik A. L., Skripkin V. A. *Metody raspoznavaniya* [Recognition methods]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984, 208 p.
16. Korn G., Korn T. *Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Mathematical handbook for scientists and engineers]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 832 p.

© Подкопаев А. В., Подкопаев И. А., 2021

Подкопаев Александр Владимирович – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры эксплуатации комплексов авиационного вооружения (и прицельных систем); Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина» (г. Воронеж). E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru.

Подкопаев Илья Александрович – инженер-испытатель; Государственный лётно-испытательный центр имени В. П. Чкалова. E-mail: ilya.podkopaev.96@bk.ru.

Podkopaev Aleksandr Vladimirovich – Cand. Sc., associate professor, professor of the department operation of aircraft weapon systems (and sighting systems); Air Force Military educational and scientific center “Air Force academy named after professor N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin” (Voronezh). E-mail: aleksanpodkopaev@mail.ru.

Podkopaev Ilya Aleksandrovich – engineer and tester; State flight test center named after V. P. Chkalov. E-mail: ilya.podkopaev.96@bk.ru.

УДК 519.65, 629.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-288-300

Для цитирования: Аномалии эфемеридных и временных продуктов IGS и их влияние на решение навигационных задач / А. С. Пустошилов, С. П. Царев, Ю. Ю. Ушаков, Е. В. Овчинникова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 288–300. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-288-300.

For citation: Pustoshilov A. S., Tsarev S. P., Ushakov Yu. Yu., Ovchinnikova E. V. Anomalies in IGS ephemeris and clock products and their impact on the solution of navigation problems. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 288–300. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-288-300.

Аномалии эфемеридных и временных продуктов IGS и их влияние на решение навигационных задач*

А. С. Пустошилов^{1**}, С. П. Царев¹, Ю. Ю. Ушаков¹, Е. В. Овчинникова²

¹Сибирский федеральный университет

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

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

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

**E-mail: alphasoft@inbox.ru

Предметом исследования в данной работе являются аномалии в финальных продуктах Международной службы ГНСС (IGS), а именно в орбитах и уходах часов навигационных спутников (НКА). Цель исследования: определить влияние таких аномалий на точность решения задачи высокоточного позиционирования (PPP). В качестве метода для обнаружения и различения аномалий в орбитах навигационных спутников используется описанный ранее авторами метод аппроксимации полиномами высоких степеней. При решении задачи PPP используется методология, рекомендованная IGS. Предложенный метод обнаружения и различения аномалий в орбитах применен к анализу аномалий в орбитах навигационных спутников GPS. Продемонстрированы примеры аномалий, которые можно обнаружить, используя предложенный метод. Приводится краткий статистический анализ и сравнение частот появления аномалий в орбитах навигационных спутников GPS с 2010 по 2018 гг., опубликованные различными аналитическими центрами IGS. Показывается, что аномалии в орбитах, встречающиеся на стыках суточных интервалов, как правило, коррелированы с аномалиями в уходах часов и имеют частично взаимно компенсирующий эффект на решение навигационных задач. Эксперименты показали, что при решении задачи PPP аномалии существенно увеличивают среднеквадратичное отклонение (СКО) невязки решения. Рассмотрены два варианта решения проблемы с аномальными орбитами: исключение из решения спутников с аномальными стыками суточных интервалов и «исправление» аномалии в орбите. Опробована наиболее естественная методика исправления орбит (изменения орбиты с целью удаления больших аномалий) на стыках суточных отрезков публикуемых финальных орбит. Наиболее эффективным с точки зрения задач PPP оказалось исключение спутников с аномалиями в орбите, так как попытки «исправить» орбиту чаще приводили не к уменьшению СКО невязок псевдодальностей, а к его увеличению, что связано с коррелированными аномалиями в уходе часов навигационного спутника. По результатам исследования можно сделать вывод: перед решением задач PPP необходимо исследовать

* Работа поддержана Красноярским математическим центром, финансируемым Минобрнауки РФ в рамках мероприятий по созданию и развитию региональных НОМЦ (Соглашение 075-02-2020-1534/1).

This work is supported by the Krasnoyarsk Mathematical Center and financed by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation in the framework of the establishment and development of regional Centers for Mathematics Research and Education (Agreement No. 075-02-2020-1534/1).

предложенными методами орбиты и уходы часов навигационных спутников на присутствие в них аномалий и по возможности исключать такие спутники из данных для решения задачи PPP. Предлагаемые нами методы обнаружения и учета аномалий орбит и часов навигационных спутников, кроме очевидных приложений к решению наземных навигационных задач, применимы и для мониторинга качества работы космического и наземного сегментов систем ГЛОНАСС и GPS.

Ключевые слова: IGS, GPS, орбиты спутников, часы спутников, PPP.

Anomalies in IGS ephemeris and clock products and their impact on the solution of navigation problems

A. S. Pustoshilov^{1**}, S. P. Tsarev¹, Yu. Yu. Ushakov¹, E. V. Ovchinnikova²

¹Siberian Federal University

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

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

**E-mail: alphasoft@inbox.ru

The subject of this work is anomalies in the final products of the International GNSS Service (IGS), namely in the orbits and clock shifts of navigation satellites. The aim of the study was to determine the effect of such anomalies on the accuracy of precise point positioning (PPP) problems. As a method for detecting and distinguishing anomalies in the orbits of navigation satellites, the method proposed earlier by the authors (approximation by polynomials of high degrees) is used. For PPP problems we used the solution methodology recommended by IGS. The proposed method for detection of anomalies in orbits is applied to the analysis of anomalies in the orbits of GPS navigation satellites. Examples of anomalies that can be detected using the proposed method are demonstrated. A brief statistical analysis and comparison of the frequencies of anomalies in the orbits of GPS navigation satellites from 2010 to 2018, published by various IGS analytical centers, are presented. It is shown that orbital anomalies at the boundaries of daily intervals are, as a rule, correlated with anomalies in clock shifts and have a partially mutually compensating effect on the solution of navigation problems. Experiments have shown that for PPP problems, anomalies significantly increase the standard deviation of the pseudorange residues of the solution. Two options for mitigating the problem with anomalous orbits are considered: exclusion of satellites with anomalies at the boundaries of daily intervals from the solution process and “correction” of the anomaly in the orbit. The most natural method of orbit correction (an orbit change to remove large anomalies at the day boundaries) of the published final orbits has been tested. From the point of view of PPP problems the most effective way to mitigate the exposed problems at the day boundaries turned out to be the exclusion of satellites with anomalies in the orbit, since attempts to “correct” the orbits more often led to an increase in the RMS deviation of pseudo-ranges, which is associated with correlated anomalies in the clocks of the navigation satellite. According to the results of the study, we can conclude: before solving the PPP problems, it is necessary to investigate the orbits and clocks of the navigation satellites for the presence of anomalies by the proposed methods and, if possible, exclude such satellites from the input data before solving the PPP problem. The proposed methods for detection of anomalies in the published orbits and clocks of navigation satellites, in addition to obvious applications to PPP problems, are also applicable to monitoring the quality of functioning of the space and ground segments of GLONASS and GPS systems.

Keywords: IGS, GPS, satellite orbits, satellite clocks, PPP.

Введение

Задача высокоточного позиционирования (precise point positioning, PPP) имеет большое значение в геодезии и является одним из способов использования глобальных спутниковых навигационных систем (ГНСС). Для решения такой задачи используются фазовые и кодовые измерения с навигационного приемника, а также уточненная информация об орбитах и часах навигационных спутников. В качестве источника информации об уточненных (финальных) орбитах и часах (частотно-временных поправках к шкале времени спутника) выступают аналитические центры Международной службы ГНСС (IGS) [1]: ИАЦ ГЛОНАСС [2], CODE [3], ESA [4] и др. Информация об орбитах передается в формате SP3 на каждый суточный интервал времени в виде временных рядов данных с шагом по времени 15 мин [5], информация о часах спутника передается в формате CLK с шагом по времени 30 с или 5 мин [6]. Используемый нами метод обнаружения аномалий в орбитах ранее был подробно описан в работах [7; 8] и позволяет обнаруживать малые (сантиметровые) аномалии в орбитах навигационных спутников. Также в работе [7] отмечается, что на стыках суточных интервалов в орбитах часто присутствуют разрывы («скачки»). Обнаружение аномалий в уходах часов не представляет труда: достаточно удалить линейные и квадратичные (для больших временных интервалов) тренды методом наименьших квадратов (МНК).

Нами были предприняты попытки «исправить» обнаруженные аномалии орбит, т. е. скорректировать орбиту так, чтобы новая орбита не имела бы разрыва на стыке суток и была близка к опубликованным финальным орбитам. Однако такая коррекция не всегда приводила к повышению точности позиционирования либо ее ухудшала. Это связано с наличием подобных аномалий и во временной информации (уход часов НКА).

Метод обнаружения аномалий орбит

Методика поиска аномалий в SP3-данных (стандартный текстовый формат для эфемеридных продуктов IGS, доступны суточными интервалами с шагом 15 мин по времени) состоит в поиске разрывов орбиты (скачков временного ряда) на стыке двух суточных интервалов путем аппроксимации каждой из координат спутника для этого двухсуточного интервала полиномом высокой степени. Далее вычисляется невязка аппроксимации. Как показано в [7; 8], по полученной невязке легко определить тип аномалии («скачок» или «выброс», а также маневр спутника или период вхождения в тень). Применявшийся нами метод аппроксимации основан на использовании предвычисляемого набора дискретных ортогональных полиномов Чебышева–Хана [8]. Такие полиномы рассчитываются в метках времени анализируемого ряда до выбранной степени r (в нашем случае $r = 100$), после чего легко вычисляется полином наилучшего среднеквадратичного приближения. Основная проблема состоит в вычислении полиномов Чебышева–Хана. Стандартные формулы теории ортогональных дискретных полиномов непригодны в силу накопления большой ошибки для высоких степеней и при большом количестве точек (в нашем случае 192 точки). Устойчивые алгоритмы вычисления полиномов Чебышева–Хана описаны в [8]. В данной работе мы использовали программный комплекс [9], адаптированный к задаче аппроксимации орбит. Метод полиномиальной аппроксимации существенно проще рассматривавшегося ранее в [10; 11] подхода, предусматривавшего высокоточное моделирование движения НКА с помощью решения уравнений движения с использованием множества дополнительных данных.

Для решаемых нами задач точного позиционирования важна аномалия орбиты не по каждой отдельной координате, а величина ее проекции на ось визирования между спутником и приемником. Для упрощения анализа в качестве координат приемника использовался центр масс Земли, т. е. вычислялась величина аномалии вдоль радиус-вектора НКА – центр Земли.

Аномалии, обнаруженные в финальных орбитах IGS

Вопрос аномалий в орбитах навигационных спутников обсуждается в работах [7; 8; 10; 11]. В работе [7] показаны обнаруженные аномалии в орбитах спутников ГЛОНАСС; такие же аномалии наблюдаются и в орбитах спутников GPS. Примеры обнаруженных «скачков» в финальных орбитах спутников G03 и G08 на стыке суток (точнее, их воздействие на невязки аппроксимации) по данным аналитического центра ИАЦ КВНО, показаны на рис. 1 и 2.

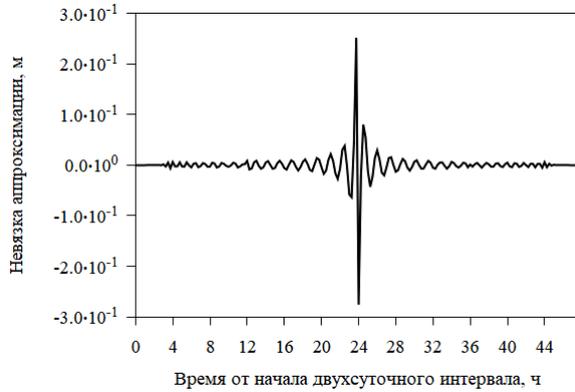


Рис. 1. Невязка аппроксимации полиномом степени 100 координаты Y спутника G03 на стыке суток 21–22 ноября 2014 г. ИАЦ КВНО

Fig. 1. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the Y coordinate of the G03 satellite at the day boundary 21–22 November 2014 by the IAC PNT

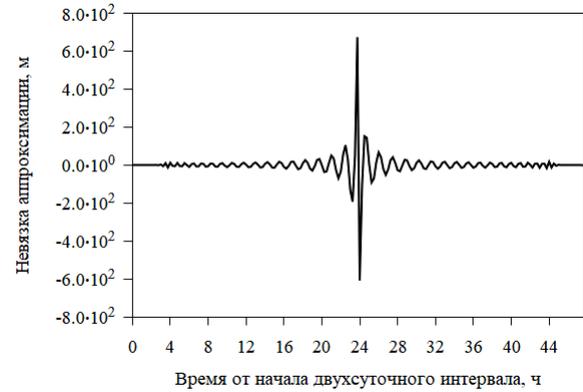


Рис. 2. Невязка аппроксимации полиномом степени 100 координаты Y спутника G08 на стыке суток 5–6 апреля 2018 г. ИАЦ КВНО

Fig. 2. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the Y coordinate of the G08 satellite at the day boundary 5–6 April 2018 by the IAC PNT

Согласно рекомендациям, приведенным в работе [7], определим величину «скачка» на каждом из стыков суток. Для невязки аппроксимации, изображенной на рис. 1, величина «скачка» составляет около 70 см, для невязки аппроксимации на рис. 2 величина «скачка» составляет около 1,8 км. Большие «скачки» в финальных орбитах аналитических центров встречаются не очень часто (в среднем 1 «скачок» в год для каждого спутника), тогда как маленькие «скачки» встречаются часто.

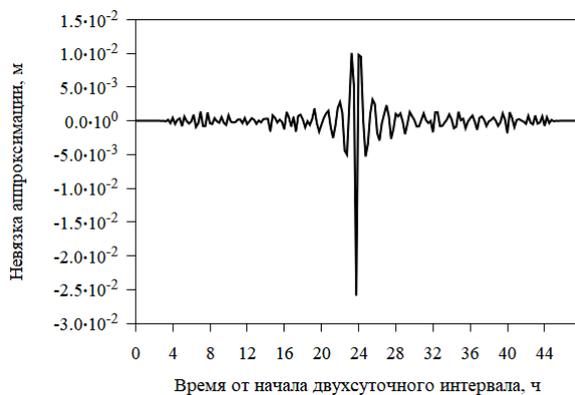


Рис. 3. Невязка аппроксимации полиномом степени 100 координаты Y спутника G04 на стыке суток («выброс») 22–23 мая 2016 г. ИАЦ КВНО

Fig. 3. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the Y coordinate of the G04 satellite at the day boundary 22–23 May 2016 by the IAC PNT

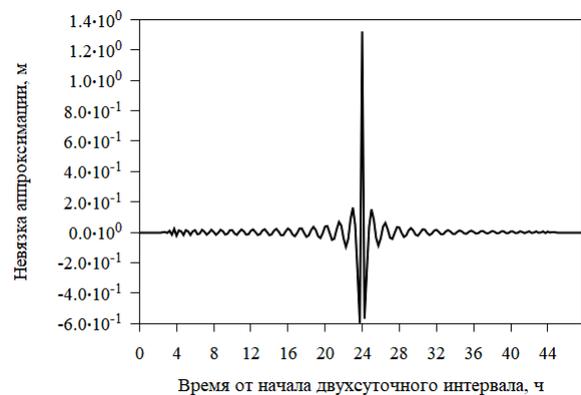


Рис. 4. Невязка аппроксимации полиномом степени 100 координаты Y спутника G01 на стыке суток («выброс») 7–8 ноября 2016 г. ИАЦ КВНО

Fig. 4. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the Y coordinate of the G01 satellite at the day boundary 7–8 November 2016 by the IAC PNT

Помимо «скачков», в финальных орбитах спутников GPS наблюдались и «выбросы». На рис. 3 и 4 показаны «выбросы» в финальных орбитах спутников GPS G01 и G04 соответственно (точнее, как и ранее для «скачков», воздействие «выбросов» на невязки аппроксимации).

Величина «выброса» в орбите спутника G04 (рис. 3), определенного по невязке аппроксимации, составляет приблизительно 3,5 см. В орбите спутника G01 (рис. 4) величина «выброса» составляет примерно 1,8 м.

Следующей аномалией, которую позволяет обнаружить данная методика – поведение финальной орбиты навигационного спутника при выполнении маневра. Подтвердить присутствие маневра у спутника GPS возможно, используя сообщения NANU (Notice Advisory to Navstar Users) [12; 13]. Спутник G15, согласно сообщениям NANU, выполнял один из маневров 20 августа 2013 г. Рассмотрим невязку аппроксимации координаты X полиномом 100 степени финальной орбиты данного спутника за 20–21 августа 2013 г. (рис. 5).

Согласно данным NANU, маневр спутника начался в 13:01 GPS Time и закончился в 19:42 GPS Time. Из временной диаграммы невязки на рис. 3 видно, что на середину этого участка приходится пик в невязке аппроксимации орбиты спутника. Отметим отличие в форме (растянутость по временной оси) аномалий невязок для рис. 3–5.

По невязкам результатов аппроксимации можно определить участки вхождения в тень, временная диаграмма невязки для такой ситуации представлена на рис. 6. Для подтверждения вхождения в тень был определен угол СОЗ (Солнце – Объект – Земля), который соответствовал на данном временном интервале присутствию теневых участков орбиты.

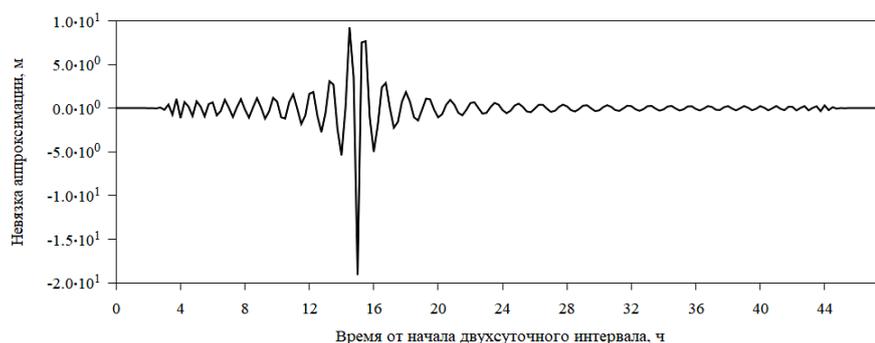


Рис. 5. Невязка аппроксимации полиномом степени 100 «маневра» координата X спутника G15 на стыке суток 20–21 августа 2013 г. ИАЦ КВНО

Fig. 5. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the X coordinate of the G15 satellite at the day boundary 20–21 August 2013 by the IAC PNT

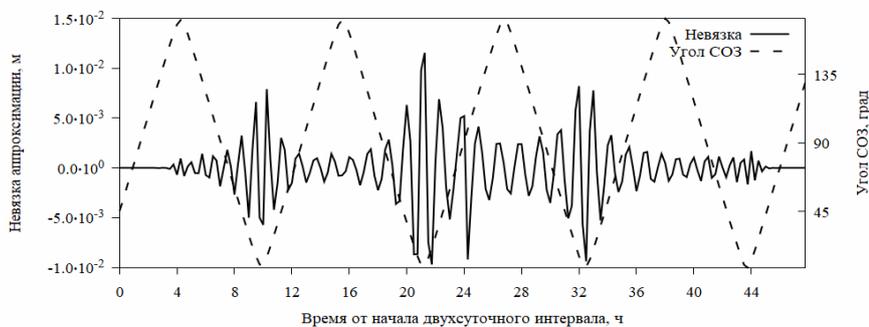


Рис. 6. Временные диаграммы невязки аппроксимации для спутника R03 для временного интервала 30–31 мая 2013 г.

Fig. 6. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the X coordinate of the R03 satellite at the day boundary 30–31 May 2013 by the IAC PNT and angle SOE

В дальнейшем при накоплении статистики аномалий у различных аналитических центров мы будем рассматривать максимум модуля невязки (для каждого спутника берется максимальное значение из трех координат).

Статистика аномалий в финальных орбитах GPS

В работе [7] приведена статистика аномалий в финальных орбитах различных аналитических центров для спутников ГЛОНАСС. В данном разделе показана статистика аномалий для спутников GPS с 2010 по 2018 гг.

Разделим найденные максимумы модуля невязки (по всем трем координатам) на 2 группы: менее 10 и более 10 см.

Для группы, где величина менее 10 см, построим двумерное распределение, где в качестве одного из измерений выбираем спутник, к которому относится максимум модуля невязки на каждом двухсуточном интервале (начало интервала берется в начале каждого суток), в качестве второго – величину этого максимума модуля невязки с шагом 1 см. Накопление количества аномалий выполняется на всем временном интервале (с 2010 по 2018 г.), по каждому аналитическому центру графики строятся отдельно. Двумерные гистограммы для каждого аналитического центра представлены: на рис. 7 для CODE, на рис. 8 для ESA, на рис. 9 для ИАЦ КВНО, на рис. 10 для IGS. Справа от гистограммы показана легенда количества аномалий с 2010 по 2018 гг.

Для группы менее 10 см можно отметить, что финальные орбиты различных аналитических центров имеют различное количество аномалий, превышающих 1 см. Аналитический центр CODE имеет не более 120 аномалий на 1 спутник в диапазоне от 1 до 2 см. Аналитический центр ESA имеет в среднем от 1500 до 1800 аномалий в диапазоне от 1 до 2 см на каждый спутник. Аналитический центр ИАЦ КВНО имеет в среднем от 1000 до 1400 аномалий в диапазоне от 1 до 2 см на каждый спутник. Аналитический центр IGS имеет в среднем от 400 до 900 аномалий в диапазоне от 1 до 2 см на каждый спутник. При этом можно увидеть взаимосвязь в количестве аномалий на спутник между аналитическими центрами CODE и IGS.

Ситуаций, когда максимум модуля невязки превышает порог в 10 см, значительно меньше, для таких ситуаций также построим двумерное распределение. В качестве одного из измерений выбираем спутник, а в качестве второго – начало годового интервала (с шагом 1 год). За каждый год накапливается число аномалий с максимумом модуля невязки более 10 см на всех двухсуточных интервалах аппроксимации, по каждому аналитическому центру отдельно. Полученные распределения показаны на рис. 11 для CODE, 12 – ESA, 13 – ИАЦ КВНО, 14 – IGS. Справа от гистограммы показана легенда количества событий.

Наиболее значимые аномалии, имеющие массовый характер (почти для всех НКА), наблюдались у аналитического центра ИАЦ КВНО в 2014 и 2016 гг. Для разных аналитических центров можно отметить, что наблюдались годы, когда для определенных спутников достигалось максимальное для данного центра количество аномалий в год. При этом такие ситуации не всегда взаимосвязаны у различных центров. Это частично объясняется, в том числе, и пропусками в публикуемых каждым центром SP3-данных (когда центр не выкладывал недостоверные с его точки зрения орбиты): сутки с большими аномалиями для одного центра могли быть просто выброшены другим центром и не присутствуют тем самым в статистике на рис. 11–14. Доступность (наличие на серверах IGS) SP3-данных для аналитического центра CODE составляет 97 %, ESA – 90 %, ИАЦ КВНО – 93 %, IGS – 95 %. В среднем по всем аналитическим центрам максимальное число аномалий, превышающих 10 см, не более 20.

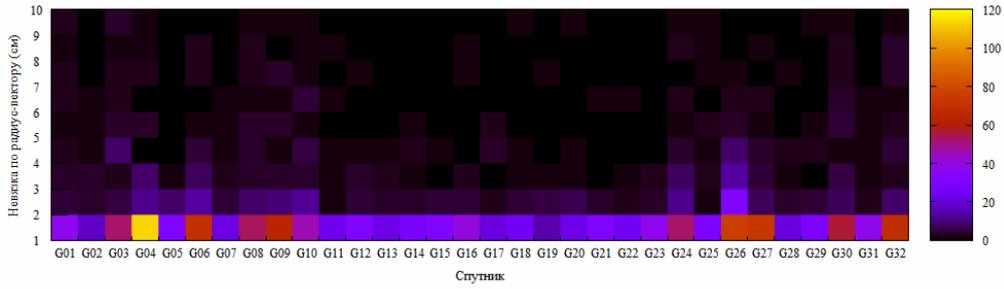


Рис. 7. Распределение количества аномалий менее 10 см за интервал наблюдения с 2010 по 2018 гг. для аналитического центра CODE

Fig. 7. Distribution of the number of anomalies less than 10 cm over the observation interval from 2010 to 2018 for the CODE analytical center

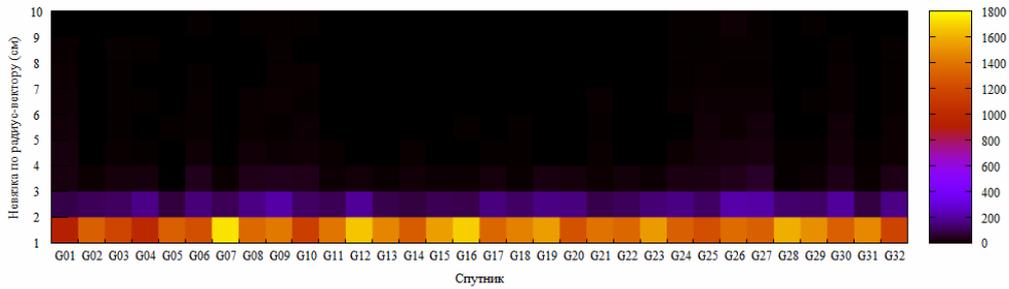


Рис. 8. Распределение количества аномалии менее 10 см за интервал наблюдения с 2010 по 2018 гг. для аналитического центра ESA

Fig. 8. Distribution of the number of anomalies less than 10 cm over the observation interval from 2010 to 2018 for the ESA analytical center

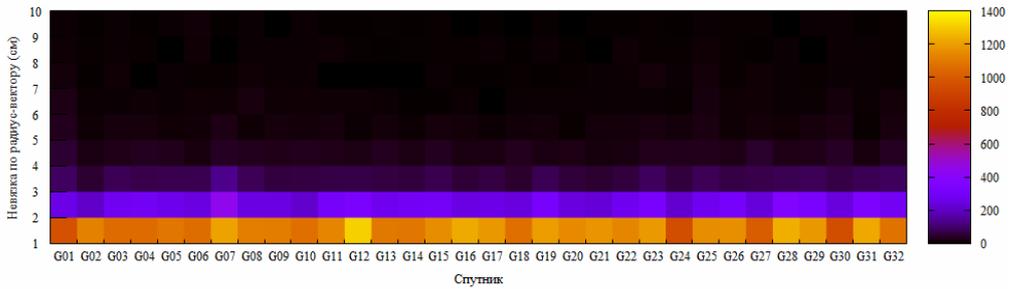


Рис. 9. Распределение количества аномалии менее 10 см за интервал наблюдения с 2010 по 2018 гг. для аналитического центра ИАЦ

Fig. 9. Distribution of the number of anomalies less than 10 cm over the observation interval from 2010 to 2018 for the analytical center of the IAC KVNO

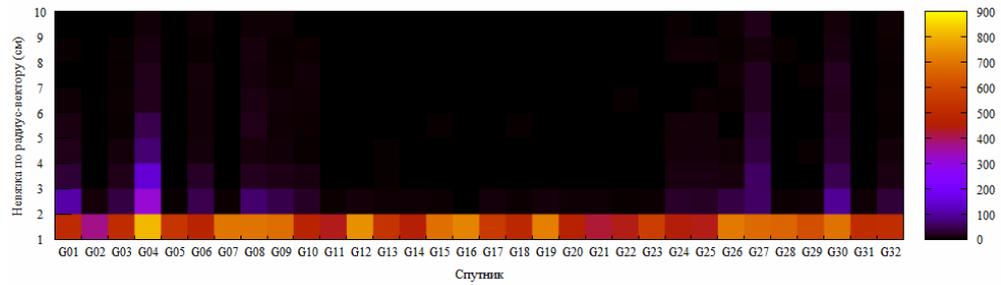


Рис. 10. Распределение количества аномалии менее 10 см за интервал наблюдения с 2010 по 2018 гг. для аналитического центра IGS

Fig. 10. Distribution of the number of anomalies less than 10 cm over the observation interval from 2010 to 2018 for the IGS analytical center

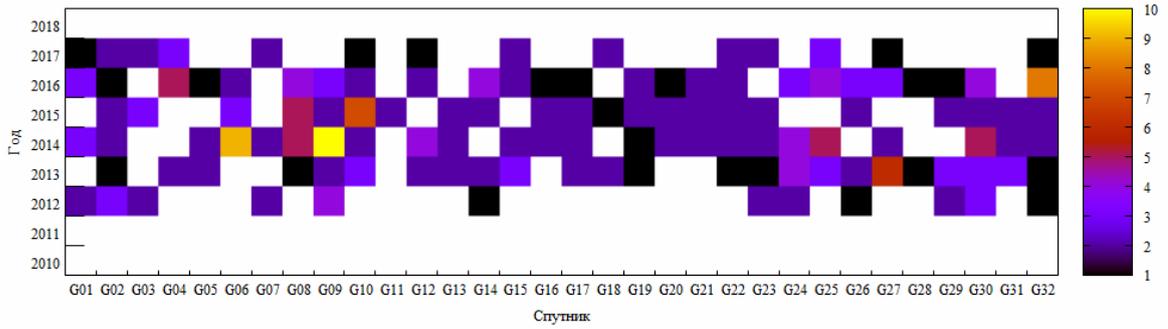


Рис. 11. Распределение аномалий более 10 см по годам для аналитического центра CODE

Fig. 11. Distribution of anomalies over 10 cm by year for the CODE analytical center

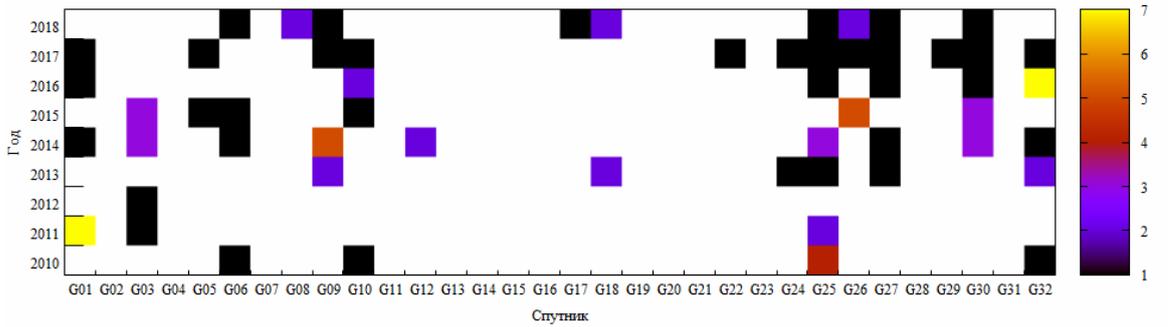


Рис. 12. Распределение аномалий более 10 см по годам для аналитического центра ESA

Fig. 12. Distribution of anomalies over 10 cm by year for the ESA analytical center

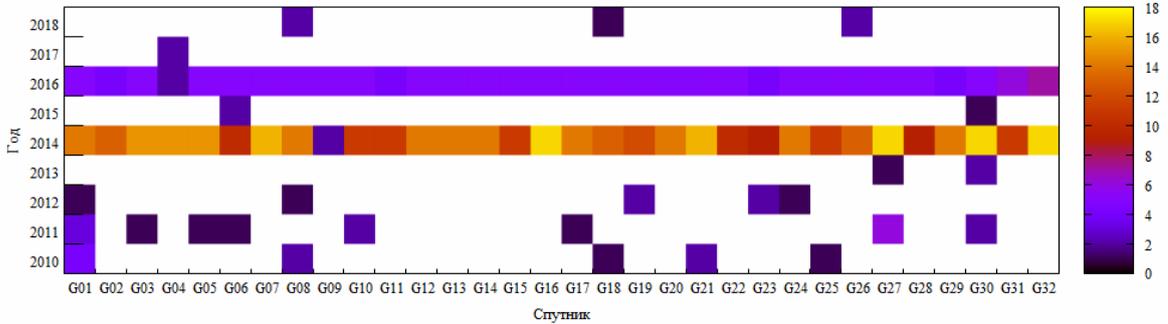


Рис. 13. Распределение аномалий более 10 см по годам для аналитического центра ИАЦ

Fig. 13. Distribution of anomalies over 10 cm by years for the analytical center IAC KVNO

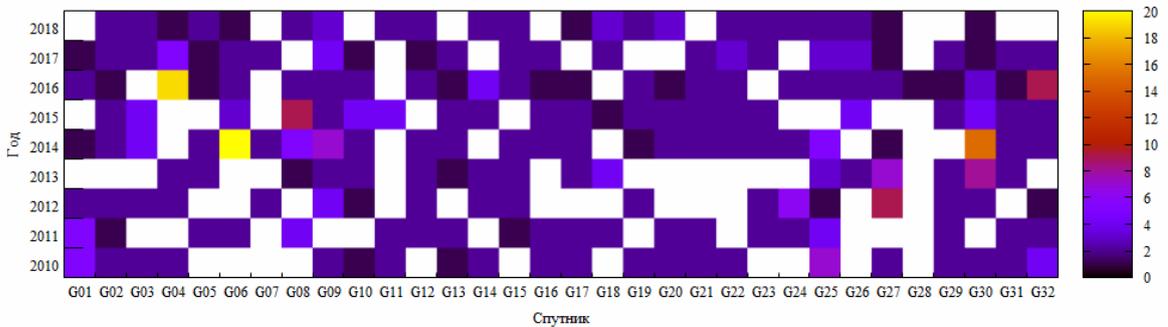


Рис. 14. Распределение аномалий более 10 см по годам для аналитического центра IGS

Fig. 14. Distribution of anomalies over 10 cm by year for the IGS analytical center

Был выполнен анализ положения максимума модуля невязки в окне аппроксимации. Чаще всего максимум приходился на стык суточных интервалов, однако наблюдались ситуации у спутников GPS, когда аномалия приходилась не на стык суточных интервалов, что почти всегда было связано с маневрами спутников GPS.

Как видно из гистограмм, у всех аналитических центров встречаются как большие (более 10 см), так и малые (менее 10 см) аномалии в финальных орбитах, которые тем не менее предлагается использовать в задачах высокоточного позиционирования.

Аномалии, обнаруживаемые в уходах часов спутников GPS

Для двухсуточных интервалов на стыках суток, для которых наблюдались аномалии по максимуму модуля невязки, превышающие несколько см (для разных аналитических центров выбирались различные минимальные отклонения), были исследованы уходы часов с удалением линейного (и квадратичного для больших интервалов времени) тренда.

За период с 2010 по 2018 гг. была накоплена статистика разрывов, величина которых по радиус-вектору превышала 5 см. Для спутников GPS в данных аналитического центра CODE таких ситуаций было 42. В данных аналитического центра IGS их было 275, при этом исключались ситуации, когда разрыв превышал по радиус-вектору 10 м. На стыках суток с разрывом в орбите выполнялась аппроксимация уходов часов спутника линейной функцией и вычислялась невязка аппроксимации. Далее проводился совместный анализ невязок аппроксимации орбиты и ухода часов данного НКА. Как оказалось, при решении задачи PPP эти невязки (разрывы данных), как правило, взаимно компенсируются. Типичный пример компенсации разрывов на стыке суток в орбите и уходе часов приведен на рис. 15, 16.

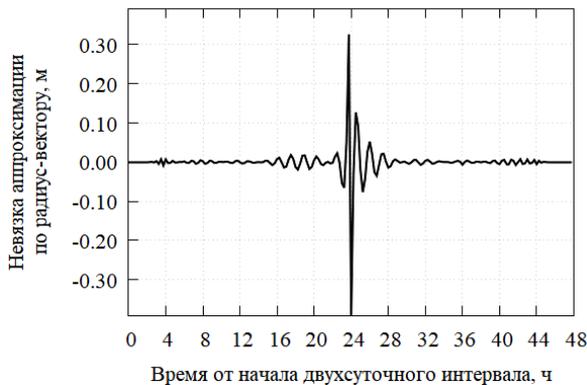


Рис. 15. Невязка аппроксимации расстояния по радиус-вектору полиномом степени 100 орбиты спутника G30 на стыке суток 30 ноября – 1 декабря 2015 г., центр CODE

Fig. 15. Residual of approximation by a polynomial of degree 100 of the radius-vector orbit of the G30 satellite at the day boundary 30 November 2010 – 01 December 2010 by the CODE

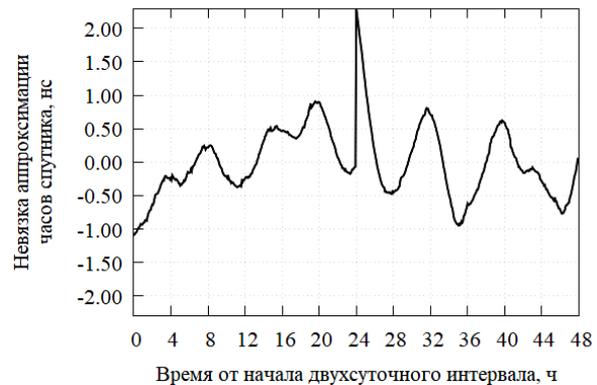


Рис. 16. Невязка аппроксимации ухода часов спутника G30 полиномом степени 1 на стыке суток 30 ноября – 1 декабря 2015 г., центр CODE

Fig. 16. Residual of approximation by a polynomial of degree 1 of the G30 satellite clock at the day boundary 30 November 2010 – 01 December 2010 by the CODE

На рис. 13 разрыв в орбите по радиус-вектору составляет около 60 см, он частично компенсируется при решении задач PPP разрывом в часах (приблизительно 2 нс).

Влияние аномалий в продуктах IGS на решение задачи PPP

Задача высокоточного позиционирования (PPP) заключается в нахождении с сантиметровой точностью координат станции и её ухода часов по прямым измерениям фазы и псевдодально-

сти по сигналам НКА. Для решения этой задачи необходимо использовать высокоточные эфемериды и апостериорные оценки ухода часов НКА, которые мы берём из финальных SP3- и RINEX Clock-файлов службы IGS, а также других обрабатывающих центров. Кроме того, согласно [14], для достижения адекватной точности необходим учёт следующих эффектов:

- релятивистская поправка часов [15];
- задержка сигнала в тропосфере (при выполнении данной работы используется модель из [15], формула (9.12), при этом параметры D_{hz} , D_{wz} , G_N , G_E моделируются с помощью кусочно-линейной функции, значения функций в узлах оцениваются вместе с координатами и уходом часов станции);
- смещение фазового центра антенн НКА и станций, а также вариация фазового центра в зависимости от угла, под которым передаётся и принимается сигнал по отношению к надиру и зениту, соответственно (эти поправки передаются в файлах ANTEX службой IGS);
- поправка на вращения фазы сигнала при повороте НКА относительно приемника;
- смещение наземного измерительного пункта за счёт деформаций земной коры, вызванных приливами в твёрдом теле Земли, неравномерностью вращения Земли, а также давлением океанической воды, перемещающейся под действием приливных сил Луны и Солнца [15].

Исходными данными в задаче PPP становятся измерения псевдодалности и фазы по сигналам НКА. Оцениваемыми параметрами являются координаты станции, уход часов приёмника, параметры модели задержки сигнала в тропосфере и фазовая неоднозначность. Модель измерительных данных представляет собой систему условных уравнений, связывающих измеренные и оцениваемые величины. Система решается путём линеаризации по уточняемым параметрам, линейная система решается методом наименьших квадратов.

В работе использовались измерительные данные со станций IGS [1]: KOKV, MGUE, MAD2, HRAO. Для таких станций выбирались дни, когда спутник с аномалией в орбите находился в зоне радиовидимости станции на стыке суток (аномалии определялись полиномиальной аппроксимацией). Было проведено 2 серии экспериментов, в которых оценивались такие параметры, как невязка псевдодалности между измеренной безионосферной комбинацией и смоделированной в задаче PPP, а также координаты станции наблюдения.

В первой серии экспериментов задача PPP решалась на двухсуточных интервалах с аномалией в орбите какого-либо спутника на стыке этих интервалов. В экспериментах прежде всего оценивалось влияние аномалии в орбите спутника на невязки между измеренной безионосферной фазовой псевдодалностью и ее модельным значением. В невязках наблюдались аномальные «скачки», как у спутника с аномалией в орбите, так и у других спутников. На следующем этапе данной серии экспериментов мы исключили из решения задачи PPP спутники с аномалией в орбите. После чего снова проанализировали невязки псевдодалности. В результате аномалии в псевдодалностях вблизи стыка суток уменьшили свою величину или полностью исчезли. На третьем этапе данной серии экспериментов, вместо исключения спутника с аномалией в орбите, мы пытались «исправить» эту аномалию, формируя новую орбиту, используя модель движения спутника, описанную в IERS Conventions [15], согласуя ее с опубликованными финальными орбитами на двухсуточном интервале. Анализ невязок псевдодалности показал, что подобным образом исправленные орбиты не только не уменьшают величину «скачка» или «выброса» невязок, но зачастую приводят к их увеличению. Такая ситуация является следствием того, что в уходах часов спутника тоже присутствуют аномалии, при этом данные аномалии часто компенсируют аномалии в орбитах, поэтому подход, связанный с исправлением только аномалий в орбитах, не может быть применен.

Вторая серия экспериментов была посвящена оценке качества решения задачи PPP на относительно небольшом интервале, который расположен на стыке суток с аномалией. В экспери-

ментах рассматривался интервал в 2 часа до и после стыка суток (рис. 17), на котором решалась задача PPP.

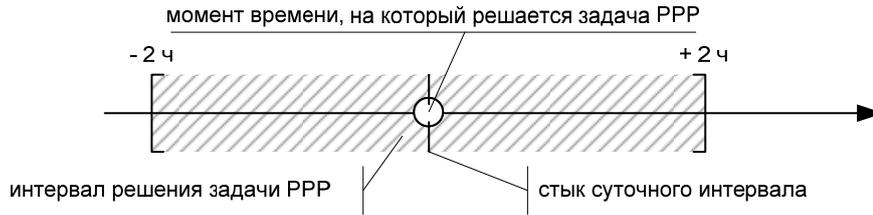


Рис. 17. Временная диаграмма решения задачи PPP во второй серии экспериментов

Fig. 17. Timing diagram of solving the PPP problem in the second series of experiments

Задача PPP тем самым решалась в трех вариантах: а) спутники с аномалией в орбите включались в решение; б) спутники с аномалией исключались из решения; в) для спутников с аномалией исправлялась орбита. В качестве эталонных координат брались координаты станции, полученные осреднением трех решений задачи PPP на двухсуточном интервале: в начале, в середине и в конце. В результате было выявлено, что в большинстве случаев исключение спутника с аномалией в орбите из решения задачи PPP, уменьшает ошибку определения координат. Попытки «исправить» орбиту спутника с аномалией в ней только увеличивают ошибку определения координат.

Для оценки качества решения задачи PPP в данной серии экспериментов также определялась евклидова норма расстояния между тремя осредненными координатами и тремя координатами, определенными в решении задачи PPP, их статистика по всем станциям на всех интервалах решения показана в таблице.

Статистика распределения евклидовой нормы расстояния между осредненными и определенными координатами

	Без аномальных спутников	С аномальными спутниками	Для аномальных спутников проведена корректировка орбиты
Максимальное	151 см	115 см	28088 см
Среднее	37 см	36 см	2682 см
СКО	26 см	21 см	3407 см

Как видно из таблицы, решение без спутников с аномалией в орбите в среднем значении на 1 см хуже решения с аномальным спутником, тогда как решение с скорректированной орбитой в среднем хуже на 2682 см.

Заключение

В эфемеридно-временных продуктах аналитических центров ГНСС нередко присутствуют существенные аномалии на стыках суток, что негативно влияет на точность решения навигационных задач. Нами предложена и опробована на 9-летнем временном интервале простая методика нахождения разрывов и других аномалий в публикуемых аналитическими центрами IGS финальных орбитах. Приведенный анализ аномалий показал, что имеет место взаимная компенсация разрывов в орбите и уходе часов спутника при решении задач PPP. Попытки «исправления» орбит с целью удаления разрывов на стыке суток не имеют смысла без соответствующей коррекции уходов часов НКА, что на данном этапе не представляется возможным.

Библиографические ссылки

1. Продукты IGS. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.igs.org/products> (дата обращения: 10.01.2021).
2. Официальный сайт ИАЦ КВНО [Электронный ресурс]. URL: <https://www.glonass-iac.ru/> (дата обращения: 10.01.2021).
3. Официальный сайт CODE [Электронный ресурс]. URL: http://www.aiub.unibe.ch/research/code__analysis_center/index_eng.html (дата обращения: 10.01.2021).
4. Официальный сайт ESA [Электронный ресурс]. URL: Режим доступа: <https://www.esa.int> (дата обращения: 10.01.2021).
5. Описание формата SP3-с [Электронный ресурс]. URL: Режим доступа: <ftp://igs.org/pub/data/format/sp3c.txt> (дата обращения: 10.01.2021).
6. Описание формата CLK [Электронный ресурс]. URL: ftp://igs.org/pub/data/format/gipex_clock304.txt (дата обращения: 10.01.2021).
7. Пустошилов А. С. Метод обнаружения малых аномалий в финальных орбитах навигационных спутников ГЛОНАСС // Успехи современной радиоэлектроники. 2019. № 12. С. 142–147. <https://doi.org/10.18127/j20700784-201912-22>.
8. Tsarev S. P., Kytmanov A. A. Discrete orthogonal polynomials as a tool for detection of small anomalies of time series: a case study of GPS final orbits // arXiv preprint arXiv:2004.00414. 2020. [Электронный ресурс]. URL: <https://arxiv.org/abs/2004.00414> (дата обращения: 10.01.2021).
9. Программа аппроксимации дискретными ортогональными полиномами высоких степеней [Электронный ресурс]. URL: <https://github.com/sptsarev/high-deg-polynomial-fitting> (дата обращения: 01.09.2020).
10. Griffiths J., Ray J. R. On the precision and accuracy of IGS orbits // Journal of Geodesy. 2009. Vol. 83, No. 3-4. P. 277–287.
11. Ray J. Precision, accuracy, and consistency of GNSS products // Encyclopedia of geodesy. Springer, Cham. 2016. P. 1–5.
12. Interface Control Document ICD-GPS-240 [Электронный ресурс]. URL: https://navcen.uscg.gov/pdf/gps/ICD_GPS_240C.pdf (дата обращения: 10.01.2021).
13. Kouba J., Héroux P. Precise point positioning using IGS orbit and clock products // GPS solutions. 2001. Vol. 5, No. 2. P. 12–28.
14. Kouba J. A Guide to Using International GNSS Service (IGS) products [Электронный ресурс]. URL: https://kb.igs.org/hc/en-us/article_attachments/203088448/UsingIGSProductsVer21_cor.pdf (дата обращения 19.01.2021).
15. Pent G., Luzum B. IERS conventions 2010 // IERS Technical Note. 2010. No. 36.

References

1. IGS Products. Available at: <http://www.igs.org/products> (accessed 10.01.2021).
2. GLONASS information and analysis center for positioning, navigation and timing. Available at: <https://www.glonass-iac.ru/> (accessed 10.01.2021).
3. Center for Orbit Determination in Europe (CODE). Available at: http://www.aiub.unibe.ch/research/code__analysis_center/index_eng.html (accessed: 10.01.2021).
4. The European Space Agency (ESA). Available at: <https://www.esa.int> (accessed: 10.01.2021).
5. SP3-c format description. Available at: <ftp://igs.org/pub/data/format/sp3c.txt> (accessed: 10.01.2021).

6. CLK format description. Available at: ftp://igs.org/pub/data/format/rinex_clock304.txt (accessed: 10.01.2021).
7. Pustoshilov A. S. [Method for detection of small anomalies in final orbits of GLONASS navigation satellites]. *Uspehi sovremennoy radioelektroniki*. 2019, No. 12, P. 142–147. Available at: <http://www.radiotec.ru/article/24375#english> (accessed: 10.01.2021)
8. Tsarev S. P., Kytmanov A. A. Discrete orthogonal polynomials as a tool for detection of small anomalies of time series: a case study of GPS final orbits. arXiv preprint arXiv:2004.00414. 2020. Available at: <https://arxiv.org/abs/2004.00414> (accessed: 10.01.2021).
9. High degree least squares polynomial fitting using discrete orthogonal polynomials. Available at: <https://github.com/sptsarev/high-deg-polynomial-fitting> (accessed: 01.09.2020).
10. Griffiths J., Ray J. R. On the precision and accuracy of IGS orbits. *Journal of Geodesy*. 2009, Vol. 83, No. 3-4, P. 277–287.
11. Ray J. Precision, accuracy, and consistency of GNSS products. *Encyclopedia of geodesy*. Springer, Cham. 2016, P. 1–5.
12. Interface Control Document ICD-GPS-240. Available at: https://navcen.uscg.gov/pdf/gps/ICD_GPS_240C.pdf (accessed: 10.01.2021).
13. Kouba J., Héroux P. Precise point positioning using IGS orbit and clock products. *GPS solutions*. 2001, Vol. 5, No. 2, P. 12–28.
14. Kouba J. A Guide to Using International GNSS Service (IGS) products. Available at: https://kb.igs.org/hc/en-us/article_attachments/203088448/UsingIGSProductsVer21_cor.pdf (accessed: 19.01.2021).
15. Pent G., Luzum B. IERS conventions 2010. *IERS Technical Note*. 2010, No. 36.

© Пустошилов А. С., Царев С. П., Ушаков Ю. Ю., Овчинникова Е. В. 2020

Пустошилов Александр Сергеевич – старший преподаватель; Институт инженерной физики и радиоэлектроники, Сибирский федеральный университет. E-mail: alphasoft@inbox.ru.

Ушаков Юрий Юрьевич – кандидат физико-математических наук, доцент; Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: yuron@akadem.ru.

Царев Сергей Петрович – доктор физико-математических наук, профессор; Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: sptsarev@mail.ru.

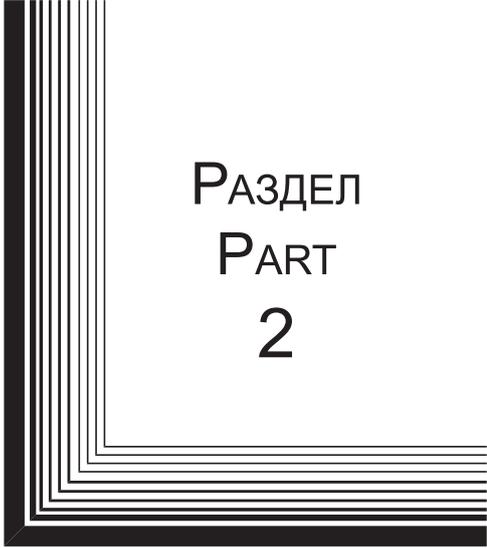
Овчинникова Елена Владимировна – кандидат физико-математических наук, доцент; Институт информатики и телекоммуникаций, кафедра прикладной математики, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ovchinnikova_ev@sibsau.ru.

Pustoshilov Alexander Sergeevich – senior lecturer; School of Engineering Physics and Radioelectronics, Siberian Federal University. E-mail: alphasoft@inbox.ru.

Ushakov Yuriy Yurievich – Cand. Sc., associate professor, School of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: yuron@akadem.ru.

Tsarev Sergey Petrovich – D. Sc.; professor of the School of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: sptsarev@mail.ru.

Ovchinnikova Elena Vladimirovna – Cand. Sc., associate professor; School of Informatics and Telecommunications, Department of Applied Mathematics, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: ovchinnikova_ev@sibsau.ru.



РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



УДК 628.7.036.54 – 662.61

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-302-315

Для цитирования: Астахов С. А., Бирюков В. И., Сизов Г. А. Методика определения акустических характеристик камер сгорания ракетного двигателя твердого топлива // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 302–315. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-302-315.

For citation: Astahov S. A., Biryukov V. I., Sizov G. A. Procedure for determining the acoustic characteristics of combustion chambers of a rocket engine for solid fuel. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 302–315. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-302-315.

Методика определения акустических характеристик камер сгорания ракетного двигателя твердого топлива

С. А. Астахов^{1*}, В. И. Бирюков², Г. А. Сизов^{1,2}

¹Федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем»
Российская Федерация, 140250, Московская обл., п. Белозерский

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4

*E-mail: aviatex@mail.ru

С проблемой акустической неустойчивости горения сталкиваются многие разработчики новых ракетных двигателей твердого топлива больших тяг. Явление резонансного горения твердого топлива сопряжено с рядом специфических особенностей. Полости камер сгорания таких двигателей имеют сложные геометрические формы. Газовый канал выполняется достаточно протяженным. Его длина обычно превышает пять и более калибров. Толщина фронта пламени измеряется микрометрами и зона горения локализуется по открытой поверхности топлива. Фронт пламени зачастую оказывается способным усиливать возмущения давления на частоте одной из собственных акустических мод, если пучность волны приходится на тонкую зону горения. Колебательный процесс может быть регулярным или спорадическим. Чаще всего наблюдаются резонансы продольной акустической моды. Однако встречались случаи колебания одновременно двух мод. В некоторых случаях в процессе работы двигателя амплитуда возникших колебаний начинала уменьшаться и процесс горения становился почти квазистационарным. Автоколебательные процессы в камерах сгорания РДТТ имеют пороговую чувствительность к забросам давления. Амплитуды колебаний могут составлять несколько десятков процентов, порой достигая номинального рабочего давления в камере. Амплитудно-частотные характеристики колебаний чувствительны к составу топлива, откликаясь на изменения химического состава, а также и на механические свойства топлива. Области неустойчивых режимов определенно связаны с геометрией газовой полости. Вместе с колебаниями давления на процесс горения влияют газодинамические факторы, существенная неравномерность параметров газового потока по длине канала, его турбулентность и другие факторы. При проектировании РДТТ необходима оценка частот собственных акустических резонансов камер сгорания.

В статье рассматривается методика определения частот собственных резонансов первого и второго тона продольной моды акустических колебаний в камерах сгорания ракетных двигателей твердого топлива. Газовый тракт камеры сгорания разбивается на однородные участки, для которых представлены решения волнового уравнения. Для определения собственных частот и распределения колебательных давлений и скоростей использован метод «сшивания» акустических полей на границах полостей.

Ключевые слова: акустические колебания, продольная мода, частота, декремент затухания, волновое число, добротность.

Procedure for determining the acoustic characteristics of combustion chambers of a rocket engine for solid fuel

S. A. Astahov^{1*}, V. I. Biryukov², G. A. Sizov^{1,2}

¹Federal Treasury Enterprise "State Treasury Research and Testing Range of Aviation Systems"
Belozersky settlement, Moscow region, 140250, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation
E-mail: aviatrix@mail.ru

Many developers of new high-thrust solid-propellant rocket engines are faced with the problem of acoustic instability of combustion. The phenomenon of resonant combustion of solid fuel is associated with a number of specific features. The cavities of the combustion chambers of such engines have complex geometric shapes. The gas channel is long enough. Its length usually exceeds five or more calibers. The thickness of the flame front is measured in micrometers and the combustion zone is localized over the open fuel surface. The flame front often turns out to be capable of amplifying pressure perturbations at the frequency of one of the acoustic eigenmodes if the wave antinode falls on a thin combustion zone. The oscillatory process can be regular or sporadic. Resonances of the longitudinal acoustic mode are most often observed. However, there were cases of simultaneous oscillation of two modes. In some cases, during the operation of the engine, the amplitude of the resulting oscillations began to decrease and the combustion process became almost quasi-stationary. Self-oscillatory processes in the combustion chambers of solid propellants have a threshold sensitivity to pressure overshoots. The vibration amplitudes can be several tens of percent, sometimes reaching the nominal working pressure in the chamber. The amplitude-frequency characteristics of the oscillations are sensitive to the composition of the fuel, responding to changes in the chemical composition, as well as to the mechanical properties of the fuel. The regions of unstable regimes are definitely related to the geometry of the gas cavity. Together with pressure fluctuations, the combustion process is influenced by gas-dynamic factors, significant non-uniformity of the gas flow parameters along the length of the channel, its turbulence, and other factors. When designing solid rocket motors, it is necessary to estimate the frequencies of the natural acoustic resonances of the combustion chambers.

The article discusses a technique for determining the frequencies of natural resonances of the first and second tone of the longitudinal mode of acoustic vibrations in the combustion chambers of solid propellant rocket engines. The gas path of the combustion chamber is divided into homogeneous sections, for which the solutions of the wave equation are presented. To determine the natural frequencies and distribution of vibrational pressures and velocities, the method of "stitching" acoustic fields at the boundaries of the cavities was used.

Keywords: acoustic vibrations, longitudinal mode, frequency, damping decrement, wavenumber, quality factor.

Введение

Проблема акустической неустойчивости горения в ракетных двигателях твердого топлива не менее актуальна по сравнению с жидкостными ракетными двигателями большой тяги [1–4]. Акустическая полость, как правило, имеет сложную геометрическую форму. Зона горения расположена в непосредственной близости к границе раздела фаз – твердый заряд и газовый тракт.

Толщина зоны горения смесового состава при давлении до 4 МПа и температуре газа порядка (2500–3000) К примерно составляет 70–90 мкм. Тонкая зона горения зачастую оказывается способной усиливать возмущения давления той акустической моды, для которой максимум волны приходится на поверхность горения. Воздействие акустических колебаний давления на процесс горения, в соответствии с критерием Релея, вызывает колебания скорости горения [2–12]. Наличие этой обратной связи приводит к усилению колебания давления в тонкой зоне химических реакций с высокими градиентами температуры, концентрации паров топлива, большими скоростями энерго- и массообмена. В дополнение следует отметить возможный термодинамический нагрев газа при его сжатии. В некоторых случаях важную роль могут играть и колебания акустической скорости. При горении твердых топлив в каналах шашки присутствуют турбулентные пульсации – шумы горения. Они обусловлены различными механизмами возбуждения и имеют различную физическую природу. Звуковой шум обычно связывают с газодинамическими причинами такого же характера, как и в турбулентных газовых потоках. В камерах сгорания регулярные колебания давления с частотой, близкой к собственной (акустической) частоте колебаний газового столба [7–12], могут усиливаться, а чаще стабилизироваться на некотором уровне из-за акустических потерь. Акустическая неустойчивость горения представляет собой автоволновой процесс с обратной связью через воздействие звуковых волн на горение. Параметры волнового процесса: частота, амплитуда и форма колебаний определяются свойствами заряда РДТТ как динамической системы. Звуковой шум в полости камеры также может рассматриваться как автоколебательный процесс [6], в котором источником энергии является тепловыделение при горении, а обратная связь возникает из-за воздействия звуковых волн на горение, при этом возникают незатухающие пульсации стохастического характера [11], имеющие широкую полосу частот и случайные фазы. Однако частотная характеристика акустической полости часто обладает частотной избирательностью, характеризующейся высокой добротностью по отношению к продольной моде [2–4].

В большинстве теоретических работ проводится анализ влияния малых возмущений на устойчивость горения. Однако, учитывая сложный нелинейный механизм процессов преобразования твердого топлива в газовую фазу (прогрев, пиролиз, возгонка и др.), зачастую процесс горения и его взаимодействие с газодинамическими явлениями в акустическом тракте РДТТ характеризуется «жестким» возбуждением автоколебаний. Иначе динамическая система может стать неустойчивой при увеличении амплитуды возмущений выше определенного порогового предела. Возмущения, имеющие амплитуду ниже пороговой, затухают. Жесткое возбуждение колебаний характерно для нелинейных динамических систем. Разработка нелинейных теорий существенно усложняется математическими трудностями. Линейные теории могут быть достаточно полезны для понимания неустойчивости, а в некоторых случаях и для нелинейных приложений.

Оценка устойчивости горения в двигателях твердого топлива может быть выполнена на основе определения баланса акустической энергии в камере сгорания, с учетом притока акустической энергии (вследствие взаимодействия акустических колебаний с процессом горения) и потерь акустической энергии за период колебаний. Диагностическим показателем запаса линейной устойчивости процесса горения является коэффициент (декремент) затухания колебаний [2; 7–12]. Коэффициент затухания имеет определенный физический смысл:

$$\delta_v = \frac{E_2 - E_1}{2E_{\text{СУМ}}}, \quad (1)$$

где E_2 – приток акустической энергии, генерируемой колебательной системой за период колебаний; E_1 – часть энергии, диссипируемой колебательной системой за период колебаний; $E_{\text{СУМ}}$ – акустическая энергия, запасенная системой за период колебаний.

Приток акустической энергии от процесса горения зависит – при определенных фазовых ($0 \div \pi/2$) соотношениях между колебаниями давления и скорости горения – от амплитуды колебаний давления, увеличиваясь пропорционально квадрату последней. Для определения притока акустической энергии в камерах с горением разработаны экспериментальные методы с использованием Т-образной камеры [3–4]. Потери акустической энергии в газовом объеме камеры сгорания имеют существенное значение при наличии в продуктах сгорания конденсированных частиц. Расчет потерь на границах камеры сгорания, имеющей сложную конфигурацию в случае двигателей твердого топлива, связан с большими трудностями. Эти потери приближенно могут быть определены при проведении экспериментов на моделях камер сгорания без течения газа. Из изложенного следует, что акустические свойства камеры сгорания: частота собственных колебаний, распределение амплитуды колебаний – могут усиливать колебания или их демпфировать, и тем самым влиять на устойчивость горения в двигателе. Необходимо отметить, что свойства камеры сгорания РДТТ как колебательной системы имеют различия со свойствами систем, рассматриваемых в акустике. Отличия связаны с тем, что в камерах сгорания на колебания накладывается высокоскоростной поток газа, влияет специфическая конфигурация сопла, имеются распределенности параметров рабочего процесса и др. Но несмотря на эти важные различия, формы и частоты собственных колебаний существенно не изменяются [2; 7–12], что дает возможность проводить расчеты и эксперименты по определению свойств камеры сгорания как колебательной системы в акустическом приближении, т. е. без учета осложняющих факторов.

В результате теоретических и экспериментальных исследований акустической неустойчивости горения в настоящее время достигнут определенный уровень знаний физических процессов, дающий возможность прогнозировать влияние изменений конструктивных и режимных факторов на области неустойчивости. В РДТТ характерны акустические колебания продольной моды из-за большого отношения длины заряда к диаметру полости ($L / D \geq 5$), а поперечные моды встречаются значительно реже.

Собственные частоты колебаний и акустические поля давления в камерах сгорания РДТТ. Акустические волны, распространяющиеся в трактах различных систем, часто имеют длину волны сопоставимую с размерами каналов. В этом случае целесообразно рассмотрение решения волнового уравнения в виде стоячих волн. Стоячие волны образуются в результате взаимодействия прямых и отраженных от «жестких» стенок волн. Рассмотрим суперпозицию двух волн F , движущихся на встречу друг другу с постоянными фазовыми скоростями. Для этого представим решение волнового уравнения в виде суммы частных решений вида [7]

$$\frac{\partial^2 F(x)}{\partial x^2} = -k^2 F(x); \quad \frac{\partial^2 F(t)}{\partial t^2} = -k^2 c_0^2 F(t) = -\omega^2 F(t), \quad (2)$$

где $\omega^2 = k^2 c_0^2$.

Система (2) эквивалентна уравнениям, описывающим упругие колебания материальной точки. Решения этих уравнений представляют гармонические колебания со своим сдвигом фазы:

$$F(x) = A \cos(kx + \varphi_x); \quad F(t) = B \cos(\omega t + \varphi_t). \quad (3)$$

Решение волнового уравнения записывается в виде произведения

$$\psi = F(x)F(t) = C \cos(kx + \varphi_x) \cos(\omega t + \varphi_t). \quad (4)$$

Здесь $C = AB$.

Функция $F(x)$ описывает распределение амплитуды колебаний, постоянной по времени, а функция $F(t)$ показывает, что все точки волны движутся синхронно. Колебание не распространяется, смещения всех точек достигают своих максимальных или минимальных значений в одни и те же моменты времени. Полученное частное решение называют стоячей волной или собственным колебанием. Для описания волнового движения в неограниченном объеме требует бесконечного числа решений с непрерывным спектром частоты ω и $k = \omega / c_0$. Здесь c_0 – скорость звука, а k – волновое число. Общее решение имеет вид интеграла Фурье. В случае реализации стоячей волны в конечном тракте с жесткими стенками, находят как общее решение, так и каждое частное, удовлетворяющее граничным условиям

$$\xi_v(x, t) = 0; \quad \frac{\partial \xi_v(x, t)}{\partial x} = 0.$$

Каждое частное решение должно удовлетворять волновому уравнению и описывать возможное колебание системы

$$\psi_v(x, t) = A_v \cos(k_v x + \varphi_{vx}) \cos(k_v c_0 t + \varphi_{vt}), \quad (5)$$

где $\psi_v(x, t)$ – потенциал скорости; $\omega_v = k_v c_0$ – круговая частота колебаний.

Если функция потенциала на границах тракта равна нулю, то для любого момента времени должно выполняться:

$$A_v \cos \varphi_{vx} \cos(\omega_v t + \varphi_{vt}) = A_v \cos(\omega_v t + \varphi_{vt}) \cos(k_v l + \varphi_{vx}) = 0, \quad (6)$$

$$\varphi_{vx} = \frac{v\pi}{2}, \quad k_v l = v\pi, \quad v = 1, 2, \dots \quad (7)$$

Каждое частное решение может быть представлено выражением

$$\psi_v(x, t) = \psi_v(x) \cos(\omega_v t + \varphi_{vt}), \quad (8)$$

где

$$\psi_v(x) = A_v \sin \frac{v\pi x}{l}, \quad \omega_v = k_v c_0 = \frac{v\pi c_0}{l}. \quad (9)$$

Функция $\psi_v(x)$ описывает собственные колебания системы в отсутствии внешних сил и затухания, а частоты ω_v – собственные круговые частоты.

Более общее решение можно получить, сложив все собственные колебания системы с соответствующими амплитудами:

$$\psi_v(x, t) = \sum \psi_v(x) \cos(\omega_v t + \varphi_{vt}) = \sum_v A_v \sin \frac{v\pi x}{l} \cos(\omega_v t + \varphi_{vt}), \quad v = 1, 2, \dots \quad (10)$$

Рассмотрим частный случай распространения плоской волны в движущемся потоке и найдем соотношения для пульсаций скорости и возмущений давления. Представим общее решения уравнения в виде двух волн, движущихся в противоположном направлении:

$$\psi = A e^{i\omega t - ik_1 x} + B e^{i\omega t - ik_2 x}, \quad (11)$$

где

$$k_1 = \frac{\omega}{c_0 + v_0}; \quad \omega = k_1 (c_0 + v_0); \quad k_2 = \frac{\omega}{c_0 - v_0}; \quad \omega = -k_2 (c_0 - v_0). \quad (12)$$

Пульсации скорости

$$v'_x = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} = ik_1 A e^{-k_1 x + i\omega t} + ik_2 B e^{-k_2 x + i\omega t}. \quad (13)$$

Возмущения давления связаны с потенциалом скорости уравнением

$$\delta p \frac{c_0^2}{\gamma} = \frac{p'}{\rho_0} = \frac{\partial \Psi}{\partial t} + v_0 \frac{\partial \Psi}{\partial x}.$$

Продифференцируем это выражение по времени t и по координате x

$$p' = \rho_0 \left(i\omega A e^{-k_1 x + i\omega t} + i\omega B e^{-k_2 x + i\omega t} - v_0 ik_1 A e^{-k_1 x + i\omega t} - v_0 ik_2 B e^{-k_2 x + i\omega t} \right).$$

Далее введем новые коэффициенты, тогда выражение для возмущения давления несколько упростится

$$p' = C e^{i\omega t - ik_1 x} + D e^{i\omega t - ik_2 x}, \quad (14)$$

где коэффициенты равны:

$$C = (i\omega - v_0 ik_1) \rho_0 A = \frac{i\rho_0 c_0 \omega}{c_0 + v_0} A; \quad D = (i\omega - v_0 ik_2) \rho_0 B = \frac{i\rho_0 c_0 \omega}{c_0 - v_0} B.$$

С учетом вида этих коэффициентов, выражение для возмущения скорости будет выглядеть следующим образом:

$$v'_x = \frac{C}{\rho_0 c_0} e^{+i\omega t - ik_1 x} - \frac{D}{\rho_0 c_0} e^{+i\omega t - ik_2 x}. \quad (15)$$

Выразим механическое сопротивление среды в виде отношения возмущений давления к пульсации скорости. Для волны, бегущей по потоку, это отношение равно

$$\frac{p'_+}{v'_{x+}} = \rho_0 c_0,$$

а против потока

$$\frac{p'_-}{v'_{x-}} = -\rho_0 c_0.$$

Величина

$$z_c = \rho_0 c_0 \quad (16)$$

является волновым сопротивлением среды. Таким образом, звуковое давление равно скорости распространения плоской волны умноженное на величину волнового сопротивления и имеет положительный знак, если волна распространяется в положительном направлении координатной оси. При распространении волны в противоположном отрицательном направлении скорость частиц отрицательна, а звуковое давление положительно. Волновое сопротивление характеризует среду и является для нее постоянной величиной. Дисперсионное соотношение для возмущения в виде плоской волны энтропии определим так [7–8]:

$$\omega - k_s v_0 = 0 \rightarrow v_0 = \frac{\omega}{k_s}, \quad \text{отсюда} \quad \delta S = \delta S_H e^{i\omega t - ik_s x}. \quad (17)$$

Волны энтропии распространяются без дисперсии, а вихревые плоские волны не существуют.

Рассмотрим плоские стоячие волны в закрытой с одной стороны цилиндрической камере сгорания. Примем решение волнового уравнения в виде $\psi = (A \cos kx + B \sin kx) e^{-i\omega t}$. Тогда при $x = 0$

$$v'_x = \frac{\partial \psi}{\partial x_{x=0}} = (-Ak \sin kx + Bk \cos kx) e^{i\omega t} = 0. \quad (18)$$

Тождество (18) выполняется при $B = 0$, отсюда следует, что возбуждаются стоячие колебания, одинаковые по фазе во всех точках одновременно

$$\psi = A \cos(kx) e^{i\omega t}; \quad \frac{\partial \psi}{\partial x} = (-Ak \sin kx) e^{i\omega t}. \quad (19)$$

При $x = l$ колебательное давление считаем равным нулю ($\psi = 0$), тогда $\cos(kl) = 0$; отсюда получаем $kl = m\pi/2$, при этом m – нечетные.

Таким образом, для трубы, закрытой с одного конца и открытой с другого

$$\psi = A \cos\left(\frac{m\pi}{2l} x\right) e^{i\omega t}; \quad v'_x = \frac{\partial \psi}{\partial x} = \frac{m\pi}{2l} \left(Ak \sin \frac{m\pi}{2l} \right) e^{i\omega t}, \quad (20)$$

где $m = 1, 3, 5, \dots$

В случае закрытой с двух сторон трубы, т. е. при $x = 0$ и $x = l$, из выражения (20) следует $B = 0$ и $\sin(kl) = 0$, откуда $m\pi = kl$; $m = 0, 1, 2, \dots$

$$\psi = A \cos\left(\frac{m\pi}{2l} x\right) e^{i\omega t}. \quad (21)$$

Газовая полость камер сгорания двигателей твердого топлива имеет более сложную конфигурацию. На рис. 1 показана газовая полость, которая образуется, если заряд плотно связан с камерой и горение происходит по внутренней поверхности канала заряда и торцам.

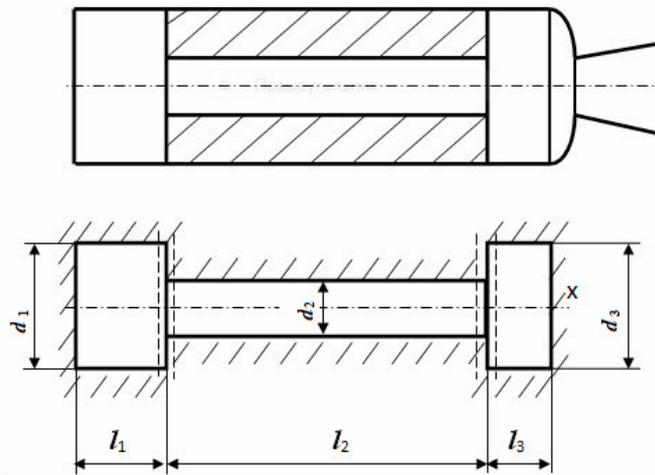


Рис. 1. Схема газовой полости камеры:
а – конструктивная; б – расчетная

Fig. 1. Diagram of the gas chamber of the chamber:
a – constructive; b – calculated

Распространение колебаний в такой сложной полости сопровождается дифракционными явлениями. Считая, что большая часть звуковой волны, подходящей к соплу, отражается от него в камеру (вследствие наличия сужающейся части сопла и изменения акустического сопротивления среды ρc) для упрощения рассматриваемой колебательной системы заменяем сопло жесткой стенкой. Разбиваем сложную газовую полость на три цилиндрические полости, каждая

из которых имеет постоянную площадь поперечного сечения. Для каждой составной части сложной полости представляем решение волнового уравнения. Далее для собственных частот и распределения колебательных давлений и скоростей используем метод «сшивания» акустических полей на границах полостей [13], учитывая непрерывность среды при переходе звуковой волны из одной полости в другую. Например, условия непрерывности среды при переходе из первой полости во вторую определяются равенством звуковых давлений (или потенциалов скорости) при $x = l_1$

$$\psi_1(l_1) = \psi_n(l_1) \quad (22)$$

и равенством объемных скоростей

$$S_1 \left(\frac{\partial \psi}{\partial x} \right)_1 = S_2 \left(\frac{\partial \psi}{\partial x} \right)_2, \quad (23)$$

где S_1 и S_2 – площади сечения первой и второй полостей.

Решение волнового уравнения для сложной трехступенчатой полости следует записать в виде ряда с учетом того, что в полости имеется стоячая волна и дифракционные отражения колебаний при переходе из полости в полость (при $x = l_1$ и $x = l_2$), т. е. для каждой полости с учетом нулевых граничных условий для колебательных скоростей при $x = 0$ и $x = l_1 + l_2 + l_3$. Если для упрощения задачи пренебречь дифракцией акустических волн на стыках полостей то, решение уравнения (21) для стоячих волн в каждой полости может быть записано в виде

$$\psi_i = A_i [k(x - \alpha_i)] e^{i\omega t}, \quad (24)$$

i – номер полости, α_i – параметр, определяющий условия фазового перехода из полости в полость; A_i – амплитуда колебаний.

Для первой полости

$$\psi_1 = A_1 [k(x - \alpha_1)] e^{i\omega t}. \quad (25)$$

Из нулевого граничного условия для колебательной скорости $v = 0$ $x = 0$ следует, что $\alpha_1 = 0$. Отсюда

$$\psi_1 = A_1 \cos(kx) e^{i\omega t}, \quad (26)$$

а для второй полости

$$\psi_2 = A_2 \cos[k(x - \alpha_2)] e^{i\omega t}. \quad (27)$$

Аналогично и для третьей полости

$$\psi_3 = A_3 \cos[k(x - \alpha_3)] e^{i\omega t}. \quad (28)$$

Однако из нулевого граничного условия для колебательной скорости

$$v' = \frac{\partial \psi_3}{\partial x} = 0 \text{ при } x = l_1 + l_2 + l_3 \text{ следует, что } \alpha_3 = l_1 + l_2 + l_3.$$

Определить неизвестные волновое число k и параметр α_2 можно, если подставить выражения (26) и (27) в условия (22) и (23), характеризующие непрерывность среды при $x = l_1$. Исключив из системы уравнений коэффициенты A_1 и A_2 , получаем взаимосвязь неизвестных параметров

$$\operatorname{tg} k l_1 = \frac{S_2}{S_1} \operatorname{tg} [k(l_1 - \alpha_2)]. \quad (29)$$

Условия «сшивания» акустических полей при $x = l_1 + l_2$ выполним аналогично условиям (22) и (23):

$$\Psi_2(l_1 + l_2) = \Psi_3(l_1 + l_2); S_2 \left(\frac{\partial \Psi}{\partial x} \right)_2 = S_3 \left(\frac{\partial \Psi}{\partial x} \right)_3. \quad (30)$$

Исключая амплитудные коэффициенты A_2 и A_3 , получаем второе уравнение для определения неизвестных k и параметра α_2

$$\frac{S_3}{S_2} \operatorname{tg} k l_3 + \operatorname{tg} [k(l_1 + l_2 - \alpha_3)] = 0. \quad (31)$$

Решая совместно алгебраические уравнения (31) и (33), получаем трансцендентное алгебраическое уравнение

$$\operatorname{tg} k l_2 + \frac{S_1}{S_2} \operatorname{tg} k l_1 + \frac{S_3}{S_2} \operatorname{tg} k l_3 - \frac{S_1 S_3}{S_2^2} \operatorname{tg} k l_1 \cdot \operatorname{tg} k l_2 \cdot \operatorname{tg} k l_3 = 0. \quad (32)$$

В зависимости (32) входят геометрические размеры газовой полости и неизвестное волновое число k .

Распределение амплитуды колебаний давления (в относительных величинах) по длине камеры сгорания можно определить по следующим формулам:

для первой полости:

$$\delta p_1 = \frac{p'_1}{p_0} = \cos kx; \quad (33)$$

для второй полости:

$$\delta p_2 = \frac{p'_2}{p_0} = \frac{\cos k l_1}{\cos [k(l_1 - \alpha_2)]} \cos [k(x - \alpha_2)], \quad (34)$$

где α_2 вычисляется из уравнения (30)

$$\alpha_2 = \frac{k l_1 - \operatorname{arctg} \left[\frac{S_1}{S_2} \operatorname{tg} k l_1 \right]}{k}. \quad (35)$$

Для третьей полости:

$$\delta p_3 = \frac{p'_3}{p_0} = \frac{\cos k l_1 \cdot \cos [k(l_1 + l_2 - \alpha_2)]}{\cos k l_3 \cdot \cos [k(l_1 - \alpha_2)]} \cos [k(x - \alpha_3)]. \quad (36)$$

Здесь p_0 – амплитуда давления при $x = 0$.

На рис. 2 представлен график $p/p_0 = f(x)$ по расчетным данным.

По описанному алгоритму могут быть получены приближенные расчетные зависимости и для других конфигураций газовой полости камер сгорания. Сравнивая расчетные данные, найденные по приближенным формулам, с экспериментальными данными, полученными на акустической установке, можно выяснить точность расчетов. К задачам экспериментальных работ следует отнести определение собственных резонансов акустической продольной моды и оценку потерь колебательной энергии.

Описание экспериментальной установки

Экспериментальная установка состоит из модельной камеры, электродинамического излучателя, звукового генератора, задающего частоту возбуждения, усилителя и приемно-регистрирующей аппаратуры.

Модельная камера выполнена разъемной и состоящей из нескольких секций. Внутри камеры могут вставляться макеты заряда. Геометрические размеры акустической полости представлены на рис. 2.

В качестве источника малых колебаний применяются звуковые головки типа 10 ГРАД-5. Диапазон частот этих головок находится в пределах от 90 до 12 000 Гц. Питание звуковых головок производится от усилителя типа УМ-50А. В качестве задающего генератора используется звуковой генератор типа ГЗ-18. Приемно-регистрирующая аппаратура включает датчик давления и компьютер. Воспринимающей частью датчика является полый шарик пьезокерамики, имеющий диаметр 7 мм и толщину стенки 0,25 мм. Размеры чувствительного элемента датчика выбираются так, чтобы они были на порядок меньше измеряемых длин волн, во избежание искажений звукового поля.

Методика проведения экспериментов

В работе с помощью электродинамического излучателя возбуждаются колебания определенной частоты в заданном диапазоне. Для получения акустических характеристик камеры в различные моменты работы двигателя опыты проводятся с несколькими макетами заряда, имеющими различные размеры (имитирующие выгорание заряда). Для каждого варианта газовой полости настройкой звукового генератора снимается амплитудно-частотная характеристика в пределах первых двух резонансов продольной моды колебания. По амплитудно-частотной характеристике определяются собственные частоты камеры. На этих же частотах снимается распределение амплитуды колебательного давления для продольной моды колебаний с помощью датчика, перемещаемого по оси камеры.

Последовательность расчетов и обработки экспериментальных данных

I. Расчет акустических характеристик модельной камеры сгорания:

– определяются по формуле (32) низшие значения волнового числа k (с использованием вспомогательных таблиц) и подсчитываются собственные частоты продольных колебаний по формуле

$$f = \frac{kc_0}{2\pi}.$$

При подсчете частоты колебаний на акустической модельной установке, берется скорость звука в воздухе, а для натуральной камеры сгорания следует рассчитывать скорость звука в продуктах сгорания;

– рассчитывается амплитуда колебаний давления в относительных величинах (отнесенная к амплитуде давления p_0 при $x = 0$) по формулам (33)–(36), (рис. 2);

– приближенное определение потерь акустической энергии в камере сгорания. Потери акустической энергии, отнесенные к единице времени, dE/dt пропорциональны плотности энергии E . Обозначая коэффициент пропорциональности через 2δ , имеем $dE/dt = 2\delta E$, откуда интегрируя находим

$$E = E_0 \exp(-2\delta t),$$

где E_0 – плотность энергии в момент $t = 0$.

Амплитуда давления вследствие потерь в колебательной системе падает по экспоненциальной зависимости

$$p' = p_0 e^{-\delta t}.$$

Величина $\delta = \frac{dE}{2Edt}$ является коэффициентом затухания для продольной моды и характеризует потери акустической энергии в единицу времени. Приближенно коэффициент затухания δ можно определить, имея амплитудно-частотную характеристику колебательной системы, по значению

добротности Q [2; 6]. Следует заметить, что Q это характеристика линейной системы с сосредоточенными параметрами, но условно Q может использоваться в качестве характеристики нелинейных систем с распределенными параметрами. Величина Q представляет отношение средней по времени располагаемой энергии к величине потери энергии за период колебаний [2; 6–8; 14–15], следовательно, $Q = \frac{\pi}{\delta \cdot T}$ или $Q = \frac{\omega}{2\delta}$, здесь $T = \frac{2\pi}{\omega}$ – период колебаний. Добротность колебательной системы, имея амплитудно-частотную характеристику, можно определить по ширине кривой (рис. 3) ($f_1 - f_2$) на уровне, равном $\frac{\sqrt{2}}{2} p_{\max}$, по формуле $Q = \frac{f^x}{f_2 - f_1}$.

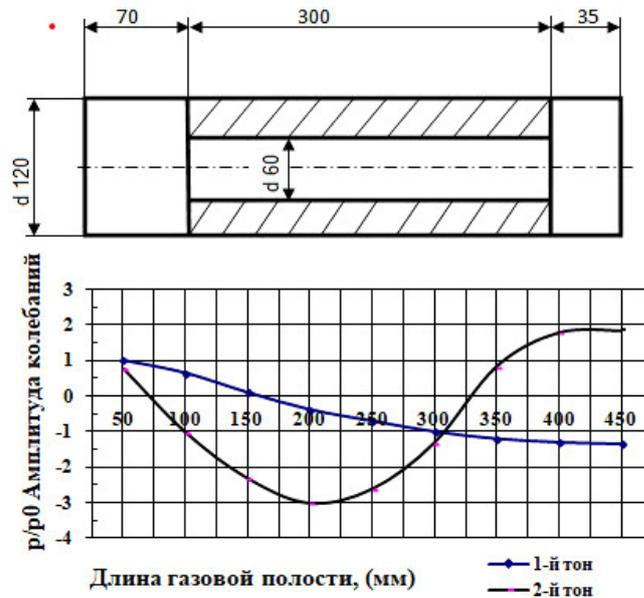


Рис. 2. Распределение колебательного давления в газовой полости камеры (по расчетным данным):

1 – первый тон продольной моды; 2 – второй тон продольной моды

Fig. 2. Distribution of vibrational pressure in the gas cavity of the chamber (according to calculated data):

1 – the first tone of the longitudinal mode; 2 – the second tone of the longitudinal mode

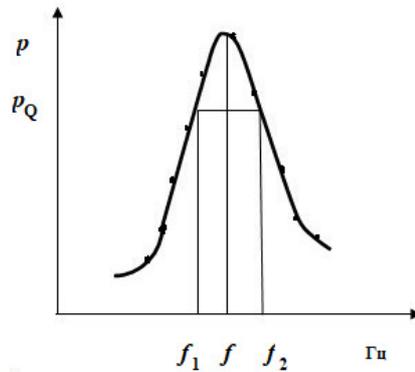


Рис. 3. Определение добротности Q по амплитудно-частотной характеристике колебательной системы

Fig. 3. Determination of the quality factor Q by the amplitude-frequency characteristic of the oscillating system

Из приведенных выражений для Q получаем $\delta = \pi(f_2 - f_1)$.

Если камеру сгорания заполнить газом с такими характеристиками, чтобы выполнялось соотношение

$$\frac{(RT)_k k_k}{(RT)_{\text{mod}} k_{\text{mod}}} \cong 1,$$

то в модельных экспериментах будут имитироваться частоты колебаний и характеристики потерь, близкие к имеющим место в камере сгорания работающего двигателя (считая потери с потоком через сопло малыми).

II. Построение акустических характеристик модельной камеры сгорания по экспериментальным данным.

1. Строятся графики амплитудно-частотных характеристик камеры сгорания.
2. Строится график собственной частоты колебаний камеры сгорания в функции отношения диаметра канала заряда к диаметру камеры сгорания.
3. Строятся графики $p/p_0 = f(x)$ для первого и второго тона продольной моды.
4. Строится график коэффициента затухания в функции отношения диаметра канала заряда к диаметру камеры сгорания.

Заключение

Разработана методика расчетно-экспериментального приближенного определения акустических характеристик камер сгорания ракетных двигателей твердого топлива, без учета влияния горения твердого топлива. Учитывая большие затраты на создание Т-образной экспериментальной камеры сгорания РДТТ и значительные трудности проведения таких экспериментальных исследований, предложенный алгоритм позволяет менее затратно по времени и средствам определить частоты собственных акустических резонансов в полостях РДТТ, в частности для продольной моды, и выполнить прогноз их коэффициентов (декрементов) затухания.

Библиографические ссылки

1. Теория нестационарного горения пороха / Я. Б. Зельдович, Г. И. Баренблатт, В. Б. Либрович, Г. М. Михвладзе. М. : Наука, 1980. 478 с.
2. Абугов Д. И., Бобылев В. М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива : учебник для машиностроительных вузов. М. : Машиностроение, 1987. 272 с.
3. Коутс Ф. Л., Хартон М. Д. Анализ устойчивости рабочего процесса при проектировании РДТТ // Вопросы ракетной техники. 1969. № 7. С. 11–28.
4. Баррер М., Надо Л., Люйнер И. Исследования неустойчивости горения топлив РДТТ // Вопросы ракетной техники. 1973. № 7. С. 10–28.
5. Блохинцев Д. И. Акустика неоднородной движущейся среды. М. : Наука, 1966. 205 с.
6. Дорошенко В. Е., Фурлетов В. И. О воздействии звука на турбулентное пламя // Физика горения и взрыва. 1969. № 1. С. 114–121.
7. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Акустика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2013. 164 с.
8. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Динамика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2016. 168 с.
9. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. The Algorithm for Estimating Reserves of the Working Process Stability in Combustion Chambers of Liquid-Propellant Rocket Engines // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Vol. 18, No. 3. P. 558–566.

10. Biryukov V. I., Tsarapkin R. A. Damping Decrements in the Combustion Chambers of Liquid-Propellant Rocket Engines // Russian Engineering Research. 2019. Vol. 39, No. 1. P. 6–12.
11. Biryukov V. I., Ivanov V. N., Tsarapkin R. A. Method for Predicting the Stability Limit to Acoustic Oscillations in Liquid – Propellant Rocket Engine Combustion Chambers Based on Combustion Noise // Fizika Goreniya i Vzryva. 2021. Vol. 57, No. 1. P. 80–89.
12. Царапкин Р. А., Бирюков В. И. Экспериментальное определение декрементов затухания в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Вестник машиностроения. 2018. № 10. С. 21–27.
13. Осипов А. А. Распространение трехмерных акустических возмущений в каналах переменной площади поперечного сечения при частотах, близких к частоте отсечки // Известия АН СССР. Серия Механика жидкости и газа. 1980. № 6. С. 149–159.
14. Руденко А. Н. Экспериментальное исследование частотных характеристик сопел по отношению к продольным и поперечным колебаниям // Акустический журнал. 1979. Т. 20, № 6. С. 897–906.
15. Sukhinin S. V., Akhmadeev V. F. Self Oscillations in the Gas Cavity of a Solid Rocket Motor // Fizika Goreniya i Vzryva Combustion. 2001. Vol. 37, No. 1. P. 42–52.

References

1. Zel'dovich Ya. B., Barenblatt G. I., Librovich V. B., Mixviladze G. M. *Teoriya nestacionarnogo goreniya poroxa* [Theory of non-stationary gorenje gunpowder]. Moscow, Nauka Publ., 1980, 478 p.
2. Abugov D. I., Bobylev V. M. *Teoriya i raschet raketny'x dvigateley tverdogo topliva*. [Theory and calculation of rocket engines of solid fuel]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 272 p.
3. Kouts F. L., Xarton M. D. [Analysis of the stability of the working process in the design of RDTT]. *Voprosy` raketnoy texniki*. 1969, No. 7, P. 11–28 (In Russ.).
4. Barrer M., Nado L., Lyujner I. [Studies of the instability of combustion of RDTT fuels Gorenje]. *Voprosy` raketnoy texniki*. 1973, No. 7, P. 10–28 (In Russ.).
5. Bloxincev D. I. *Akustika neodnorodnoj dvizhushheysya sredy`* [Acoustics of an inhomogeneous moving medium]. Moscow, Nauka Publ., 1966, 205 p.
6. Doroshenko V. E., Furlotov V. I. [On the effect of sound on a turbulent flame]. *Fizika goreniya i vzry`va*. 1969, No. 1, P. 114–121 (In Russ.).
7. Biryukov V. I., Mosolov S. V. *Akustika gazovy`x traktov zhidkostny`x raketny`x dvigateley*. [Acoustics of gas paths of liquid rocket engines. Moscow, MAI Publ., 2013, 164 p.
8. Biryukov V. I., Mosolov S. V. *Dinamika gazovy`x traktov zhidkostny`x raketny`x dvigateley*. [Dynamics of gas paths of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 2016, 168 p.
9. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. The Algorithm for Estimating Reserves of the Working Process Stability in Combustion Chambers of Liquid-Propellant Rocket Engines. *Siberian Journal of Shience and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 558–566 (In Russ.).
10. Biryukov V. I., Tsarapkin R. A. Damping Decrements in the Combustion Chambers of Liquid-Propellant Rocket Engines. *Russian Engineering Research*. 2019, Vol. 39, No.1, P. 6–12.
11. Biryukov V. I., Ivanov V. N., Tsarapkin R. A. Method for Predicting the Stability Limit to Acoustic Oscillations in Liquid – Propellant Rocket Engine Combustion Chambers Based on Combustion Noise. *Fizika Goreniya i Vzryva*. 2021, Vol. 57, No. 1, P. 80–89.
12. Czarapkin R. A., Biryukov V. I. [Experimental determination of the attenuation constants in the combustion chambers of liquid rocket engines]. *Vestnik mashinostroeniya*. 2018, No. 10, P. 21–27 (In Russ.).

13. Osipov A. A. [Propagation of three-dimensional acoustic perturbations in channels of variable cross-sectional area at frequencies close to the cut-off frequency]. *Izvestiya AN SSSR. Seriya Mexanika zhidkosti i gaza*. 1980, No. 6, P. 149–159 (In Russ.).
14. Rudenko A. N. [Experimental study of the frequency characteristics of nozzles with respect to longitudinal and transverse vibrations]. *Akusticheskiy zhurnal*. 1979, Vol. 20, No. 6, P. 897–906 (In Russ.).
15. Sukhinin S. V., Akhmadeev V. F. Self Oscillations in the Gas Cavity of a Solid Rocket Motor. *Fizika Goreniya i Vzryva Combustion*. 2001, Vol. 37, No. 1, P. 42–52.

© Астахов С. А., Бирюков В. И., Сизов Г. А., 2021

Астахов Сергей Анатольевич – кандидат технических наук, директор; федеральное казенное предприятие «Государственный казенный научно-испытательный полигон авиационных систем». E-mail: saastahov@yandex.ru.

Бирюков Василий Иванович – доктор технических наук, профессор; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: aviatex@mail.ru.

Сизов Георгий Алексеевич – аспирант, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: georgisiz1994@gmail.com.

Astahov Sergei Anatolievich – Cand. Sc., director, Federal Treasury Enterprise “State Treasury Research and Testing Range of Aviation Systems”. E-mail: saastahov@yandex.ru.

Biryukov Vasily Ivanovich – professor, Dr. Sc., Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: aviatex@mail.ru.

Sizov Georgiy Alekseyevich – Postgraduate Student; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: georgisiz1994@gmail.com.

УДК 629.7.036.54

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327

Для цитирования: Проектирование системы охлаждения многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе В. А. Беляков, Д. О. Василевский, А. А. Ермашкевич и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 316–327. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327.

For citation: Belyakov V. A., Vasilevsky D. O., Ermashkevich A. A., Kolomentsev A. I., Farizanov I. R. Design of the cooling system of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 316–327. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-316-327.

Проектирование системы охлаждения многофазового жидкостного ракетного двигателя на трёхкомпонентном топливе

В. А. Беляков², Д. О. Василевский^{1,2*}, А. А. Ермашкевич²,
А. И. Коломенцев², И. Р. Фаризанов³

¹Федеральное казенное предприятие «Научно-испытательный центр ракетно-космической промышленности»

Российская Федерация, 141320, Московская область, г. Пересвет, ул. Бабушкина, 9

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

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

³АО «Уральский завод гражданской авиации»

Российская Федерация, 123308, г. Москва, просп. Маршала Жукова, 1, стр. 1

*E-mail: zudwa_dwesti_dwa@rambler.ru

В настоящее время в области двигателестроения весьма перспективной задачей является разработка трехкомпонентных двигательных установок (ДУ). Особый интерес представляют жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), работающие на начальном участке выведения ракеты-носителя (РН) на паре топлива жидкий кислород + керосин и на высотных участках выведения с использованием криогенного топлива (жидкий кислород + жидкий водород).

ЖРД, использующие трехкомпонентное топливо, имеют высокий уровень давлений в камере сгорания (КС) (до 30 МПа) и температур (до 4000 К). В связи с этим возникают вопросы, связанные с надежным охлаждением таких двигателей, а также обеспечение минимальных гидравлических потерь жидкости в тракте охлаждения в целях дальнейшего использования хладагента в качестве рабочего тела для привода турбины бустерного турбонасосного агрегата (БТНА).

Объектом исследования является двухрежимный однокамерный трехкомпонентный ЖРД, выполненный по закрытой схеме с дожиганием генераторного газа. Окислитель – жидкий кислород, горючее – керосин марки РГ-1 и жидкий водород. Охлаждение камеры – комбинированное, состоит из регенеративного проточного и внутреннего. Тракт регенеративного охлаждения образован с помощью продольных фрезерованных ребер. В качестве охладителя двигателя используется сверхкритический водород. Внутреннее охлаждение включает в себя танталовое покрытие, нанесенное на огневую стенку камеры в районе критического сечения.

В данной статье исследуются проблемы организации системы охлаждения (СО) и реализация эффективного теплосъема с огневой стенки трехкомпонентного ЖРД. На основании существующих систем охлаждения ЖРД в работе предложены оптимальные схемные решения и мероприятия, позволяющие снять тепловую нагрузку в наиболее напряженных местах.

Разработана математическая модель для расчета СО трехкомпонентного ЖРД. Приведены результаты проектного расчета охлаждения по нескольким расчетным методикам.

Ключевые слова: ЖРД на трёхкомпонентном топливе, теплозащита корпуса двигателя, математическая модель ЖРД, теплообмен трехкомпонентных продуктов сгорания (ПС), система охлаждения.

Design of the cooling system of a reusable liquid rocket engine with three-component fuel

V. A. Belyakov², D. O. Vasilevsky^{1,2*}, A. A. Ermashkevich²,
A. I. Kolomentsev², I. R. Farizanov³

¹Federal State Enterprise “Research and Testing Center of the Rocket and Space Industry”

9, Babushkina St., Peresvet, 141320, Russian Federation

²Moscow Aviation Institute (National research university)

4, Volokolamskoe Highway, A-80, GSP-3, Moscow, 125993, Russian Federation

³AO “Ural Civil Aviation Plant”

1, p. 1, Marshal Zhukov Av., Moscow, 123308, Russian Federation

*E-mail: zudwa_dwesi_dwa@rambler.ru

Currently, in the field of engine building, the development of three-component propulsion systems (PS) is a very promising task. Liquid-propellant rocket engines (LPRE) operating at the initial stage of launching a launch vehicle (LV) on a vapor of liquid oxygen + kerosene fuel and at high-altitude launch sites using cryogenic fuel (liquid oxygen + liquid hydrogen) are in particular interest.

LPRE that use three-component fuel have a high pressure level in the combustion chamber (CC) (up to 30 MPa) and temperatures (up to 4000 K). In this regard, arise questions related to reliable cooling of such engines, as well as ensuring minimal hydraulic fluid losses in the cooling path in order to further use the refrigerant as a working fluid for driving the turbine of a booster turbo pump unit (BTP).

The object of research is a two-mode single-chamber three-component liquid-propellant rocket engine, made in a closed circuit with generator gas afterburning. Oxidizing agent – liquid oxygen, fuel – RG-1 kerosene and liquid hydrogen. Cooling of the chamber – combined: it consists of regenerative and internal. The regenerative cooling path is formed by longitudinal milled fins. Supercritical hydrogen is used as the engine coolant. Internal cooling includes a tantalum coating applied to the fire wall of the chamber in the critical section.

The article examines the problems of organizing the cooling system (CO) and the implementation of effective heat removal from the firing wall of a three-component rocket engine. Basing on the existing liquid-propellant engine cooling systems, optimal circuit solutions and measures are proposed in the RESEARCH to remove the thermal load in the most stressed places.

A mathematical model has been developed for calculating the CO of a three-component LPRE. The results of the design calculation of cooling using several calculation methods are presented.

Keywords: LPRE on three-component fuel, thermal protection of the engine body, mathematical model of LPRE, heat and mass transfer of three-component combustion products.

Введение

В ходе проектирования ЖРД особое внимание уделяется разработке СО двигателя. Существующие ЖРД, использующие высококипящие топливо в качестве охладителя КС, ограничены по температуре кипения хладагента в межрубашечном пространстве. Интенсификация теплообмена в рубашке охлаждения (РО) влечет за собой большие гидравлические потери жидкости в тракте, особенно это характерно для маршевых ЖРД.

Для достижения наибольшей экономичности и эффективности ЖРД предлагается применение дополнительного компонента топлива в качестве горючего. Работа ЖРД такой схемы

возможна при использовании пары топлива жидкий кислород + углеводородное горючее на первом участке выведения ракеты-носителя, на втором участке – жидкий кислород + жидкий водород. Стоит отметить, что на этапе всего полета охлаждение двигателя происходит сверхкритическим водородом, подаваемым в РО отдельным насосом турбонасосного агрегата. Данное мероприятие по организации СО трехкомпонентного ЖРД позволяет избежать прогар стенок КС во время работы двигателя за счет эффективного теплосъема сверхкритического водорода, а также снизить избыточную напорность углеводородного насоса на первом участке выведения ракеты-носителя.

Однако при определенных Km (соотношение компонентов топлива в КС) и Pk (давление в КС), количества жидкого водорода, подаваемого в РО, не хватает для обеспечения надежного охлаждения двигателя. В связи с чем, авторами работы было рассмотрено применение теплозащитного покрытия огневой стенки камеры в районе критического сечения из тантала.

Система охлаждения ЖРД на трёхкомпонентном топливе

Предложенная концепция ЖРД на трёхкомпонентном топливе за счёт высокого давления в КС имеет сложную и интенсивную СО.

Под СО понимается совокупность вводных и выводных коллекторов, тракта охлаждения, осуществляющих надежное и достаточное охлаждение за счет оптимальных геометрических параметров проточного тракта охлаждения (ТО) (оребрения, толщин внутренней и наружной стенок и т. д.), системы вводных и выводных отверстий, системы разноконтурных перепусков.

Газодинамический профиль (ГДП) двигателя, приведенный на рис. 1, был разбит на 1200 расчетных сечений. В качестве исходных данных для проектирования СО были приняты параметры, полученные в результате энергетической увязки двигателя, а именно: массовый секундный расход, температура и давление на входе в тракт охлаждения.

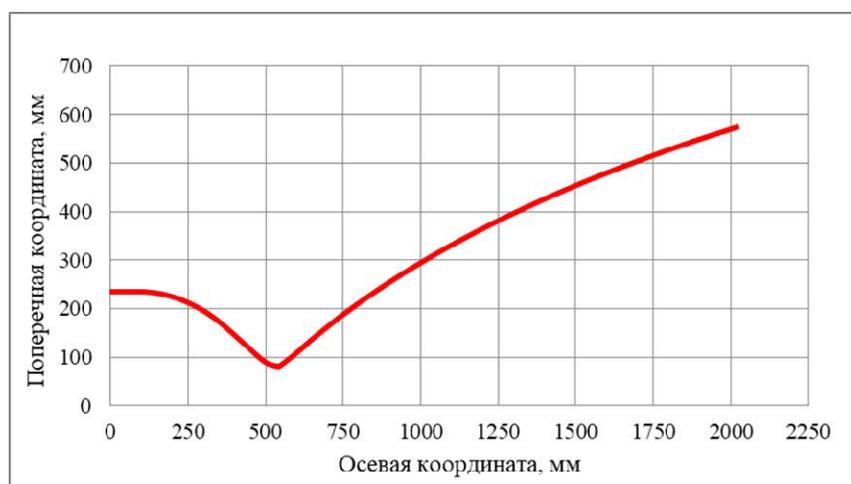


Рис. 1. Газодинамический профиль двигателя, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 1. The gas-dynamic profile of the engine operating on three-component fuel

Схема охлаждения [1] ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе, представлена на рис. 2.

СО трехкомпонентного ЖРД состоит из 3-х секций с различным числом продольных фрезерованных ребер и 3-х коллекторов (одним вводным и двумя выводными); в каждом подводном коллекторе [2] предусмотрен ряд отверстий для подачи и отвода хладагента из каналов СО.

Внутренняя стенка регенеративно-проточной части двигателя имеет толщину 0,8 мм по всей длине двигателя и целиком состоит из медного сплава БрХ-0,8, наружная стенка – из нержавеющей стали 12Х18Н10Т. Толщина силовой стенки выбрана по условиям прочности и составляет 3 мм.

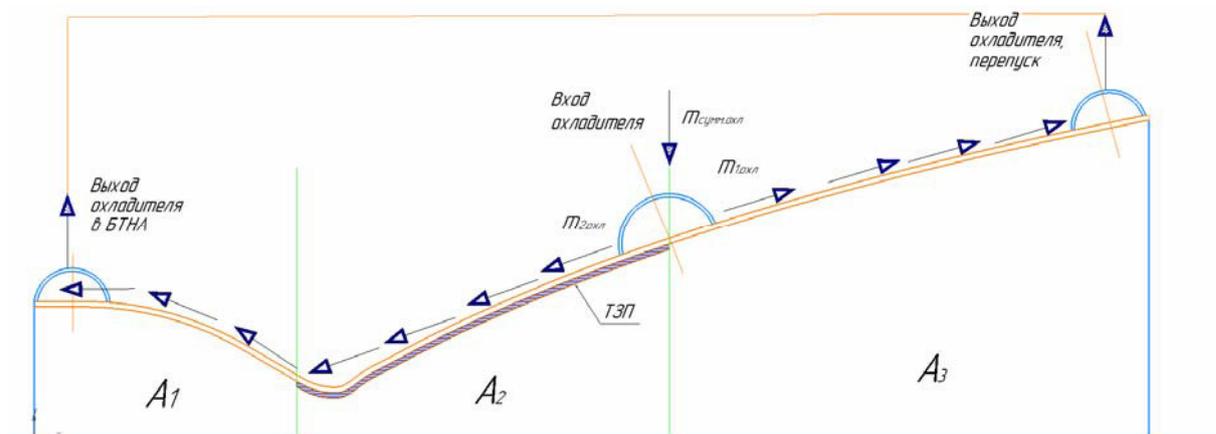


Рис. 2. Схема охлаждения трехкомпонентного ЖРД

Fig. 2. The cooling system of three-component LPRE

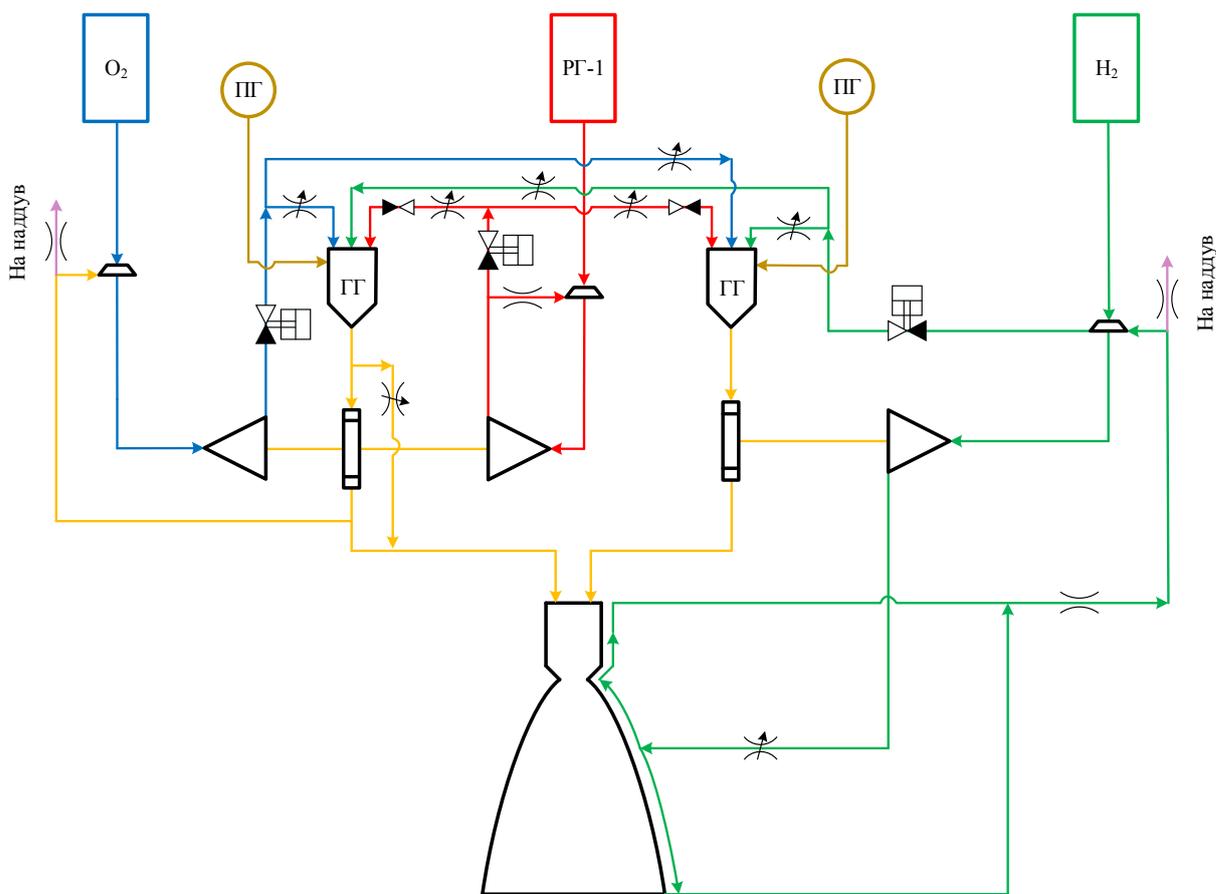


Рис. 3. Предлагаемая ПГС для ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 3. The proposed PHS for rocket engine operating on three-component fuel

В сегменте A_2 на внутреннюю огневую стенку нанесено танталовое (Ta) теплозащитное покрытие [3] (ТЗП) толщиной 0,6 мм. Данное покрытие имеет высокую температуру плавления (3290 К) и хорошую адгезию (сцепляемость) с поверхностью огневой стенки.

СО рассматриваемого ЖРД работает следующим образом.

Суммарный расход охладителя, равный 9,6 кг/с, подаётся в вводной коллектор, расположенный в осевой продольной координате 1150 мм, через два ряда отверстий, расположенных в каждом канале, поступает в контур ТО. Давление и температура охладителя на входе в вводной коллектор составляет 58,58 МПа и 43 К. ТО состоит из 2-х отдельных контуров, не зависящих между собой, в которые попадает разный расход хладагента.

В сегмент A_3 (соответствующей второму контуру двухконтурной системы охлаждения) на охлаждение среза сопла попадает расход охладителя $m_{1\text{охл}}$ равный 1,6 кг/с, охладитель движется прямококом до выводного коллектора и затем по перепускному трубопроводу на привод турбины бустерного турбонасосного агрегата горючего (БТНАГ) жидкого водорода, а затем направляется в газогенератор (ГГ) (см. рис. 3).

В сегменты A_1 и A_2 (соответствующие первому контуру двухконтурной системы охлаждения) попадает расход охладителя $m_{2\text{охл}}$ равный 8,0 кг/с; охладитель движется обратным током, охлаждает сверхзвуковую, дозвуковую и цилиндрическую части сопла, а также критическое сечение. Далее хладагент направляется в выводной коллектор и в трубопровод, где происходит его перемешивание с расходом из сегмента A_3 , и движется по перепускному трубопроводу на привод турбины БТНАГ с последующей подачей в ГГ.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике В. М. Иевлева и Д. Р. Бартца

Расчёт охлаждения проводился с применением аналитической программы Rocket Propulsion Analysis (RPA). Программа RPA представляет собой многоплатформенный аналитический инструмент для концептуального и предварительного проектирования химических ракетных двигателей разных концепций (воздушно-реактивных двигателей (ВРД), ЖРД, жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ), газовых ракетных двигателей малой тяги (ГРДМТ), гидрореактивных двигателей (ГРД), ракетных двигателей твёрдого топлива (РДТТ), комбинированных ракетных двигателей (КРД) и других).

В программе RPA имеется собственный расчётный модуль для определения предварительного облика конструкции ТО на ранних этапах проектирования и анализа охлаждения и теплового состояния ЖРД. Математическая модель, применяемая в программе RPA, включает в себя стандартные теплообменные (соблюдение теплового баланса, направление теплового потока, внутренний или внешний подвод теплоты, теплоёмкость, теплопроводность однослойной и многослойных стенок, внутреннее «блокирование» теплового потока путём вдува в пристеночный или пограничный слой (влияния на пристенные течения путём активного вдува газа или жидкости с пониженной температурой), унос материала с блокированием тепла и т. д.), теплозащита и охлаждения (внутреннее завесное охлаждение (заградительное, плёночное), применение различных теплозащитных покрытий, внешнее радиационное, регенеративно-проточное или автономное), теплотехнические расчетные формулы для выбранной конструкции и развитой поверхности ТО (продольные и винтовые (спиральные) рёбра, гофры, щелевые каналы, трубки и т. д.), теплообменные критериальные соотношения Нуссельта (Nu) для различных хладагентов и гидрогазодинамические одномерные и двумерные модели, описывающие движение газов и жидкостей в газовом тракте ГДП и кольцевом канале ТО.

Для теплозащиты и охлаждения стенок от влияния высокоэнтальпийных сред в ЖРД с разным типом сопел Лавалля (профилированное, коническое, сферическое, с центральным телом,

грушевидное и т. д.) наибольшее распространение получило применение регенеративно-проточных или автомных систем охлаждения с различными теплопередающими поверхностями с целью интенсификации теплообмена и снятия дополнительного теплосъёма (для криогенных теплоносителей и хладагентов). Поэтому процесс охлаждения ЖРД представляет собой тепло-массообмен [4] горячего газа (продуктов сгорания топлива) и хладагента путём теплопроводности, а также вынужденной и свободной конвекции с учетом регенеративного теплообмена.

Крайне интересным и редким направлением по расчету СО и теплообмену в паровом канале короткой линейной тепловой трубы, которая геометрически похожа на сопло Лавалья, занимается компания ООО «Рудетранссервис», находящаяся в г. Великий Новгород [5].

В программном комплексе (ПК) RPA [6] спроектирована СО. Программа позволяет оценивать величину плотности теплового потока в стационарной поставке, предварительную конструкцию СО, ТС и охлаждение двигателя по стандартизованной в отечественном двигателестроении методике В. М. Иевлева и зарубежной методике Д. Р. Бартца. Причём отечественная методика В. М. Иевлева применяется как основная инженерная расчётная методика, хорошо согласующаяся с экспериментальными данными [7; 8]. После расчёта проводилась оценка схожести обоих методик.

Полуэмпирическая методика В. М. Иевлева основана на модели теплопереноса импульсов и энергии, а также интегральном приближенном решении пограничного слоя (ПГРС) с использованием эмпирических законов трения и теплообмена, учитывающих переменность теплофизических свойств высокотемпературных сред в ПГРС и в ядре потока. Более подробное описание методики приведено в [9; 10].

Методика конвективного теплообмена в осесимметричных соплах Лавалья Д. Р. Бартца учитывает толщину ПГРС, поверхностное трение и плотность теплового потока. Метод основан на интегральном решении уравнений количества движения и энергии для тонкого осевого симметричного пограничного слоя с пересчётом теплофизических и термодинамических параметров «эталонного сопла» на расчетное исследуемое сопло, причем методика содержит увязанный и доступный программный алгоритм для быстрого применения на электронно-вычислительной машине (ЭВМ) – International Business Machines 7090 (IBM 7090). Более подробное описание методики Д. Р. Бартца приведено в [11; 12].

На рис. 4–7 при расчётах охлаждения по двум методикам приняты следующие обозначения: Тст.г.п – температура теплозащитного покрытия со стороны газа; Тст.г – температура стенки со стороны газа или покрытия; Тст.охл – температура стенки со стороны жидкости; Рохл – давление охладителя; Тохл – температура охладителя.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике В. М. Иевлева

В соответствии с выбранной системой охлаждения проведен расчет охлаждения по методике Иевлева. Тепловое состояние (ТС) корпуса камеры приведено на рис. 4. Гидравлические потери и расчетный подогрев охладителя представлены на рис. 5.

При расчете по методике Иевлева получена полная и качественная картина ТС корпуса камеры, температурного состояния стенок и ТЗП.

Расчет охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методике Д. Р. Бартца

В соответствии с выбранной системой охлаждения проведен расчет охлаждения по методике Бартца. ТС корпуса камеры приведено на рис. 6. Гидравлические потери охладителя [13; 14] и расчётный подогрев охладителя представлен на рис. 7.

При расчете по методике Бартца получено неполное соответствие с методикой Иевлева.

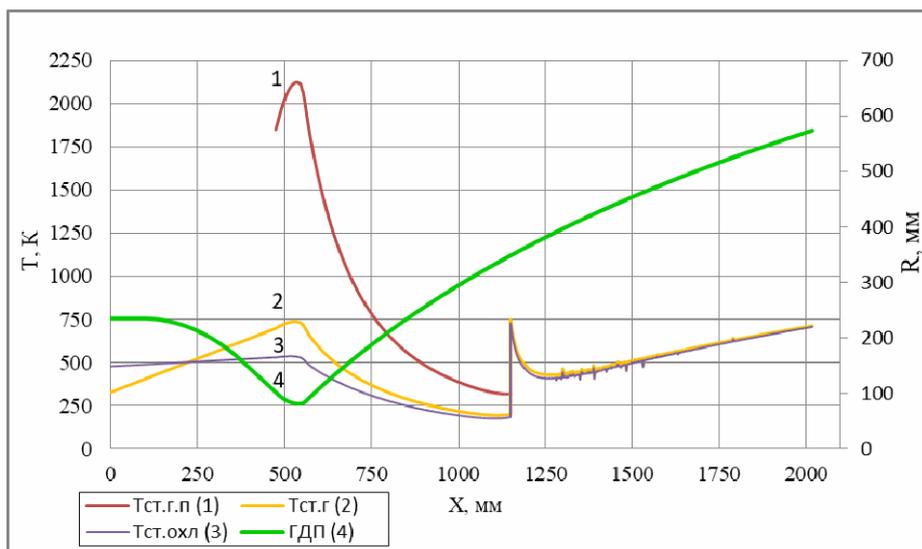


Рис. 4. ТС ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 4. TS of an LPRE running on three-component fuel

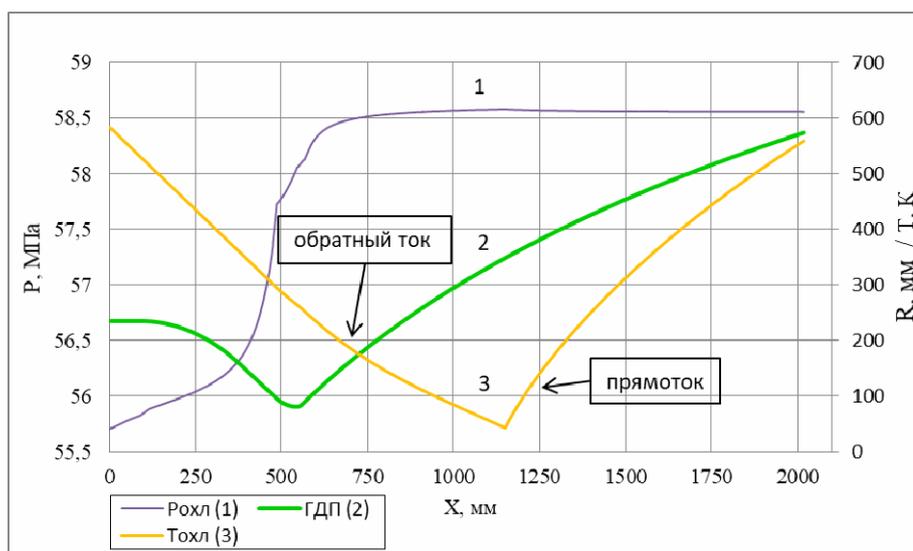


Рис. 5. Гидравлические потери и подогрев охладителя в разных контурах ТО ЖРД

Fig. 5. Hydraulic losses and heating of the cooler at different contours of CJ LPRE

Сравнение невязок расчетов охлаждения по методикам Д. Р. Бартца и В. М. Иевлева

В результате расчета охлаждения трехкомпонентного ЖРД по методикам Бартца и Иевлева был проведен анализ полученных параметров по формуле невязок на предмет отклонения расчетных методик. На рис. 8 и 9 приведены отклонения результатов расчетов, полученных по методике Иевлева и Бартца.

Отклонения в расчетах по методике Бартца от методики Иевлева по ТС корпуса составляет не более 40 % по модулю, погрешность расчета подогрева охладителя не более 36 % по модулю, тогда как погрешность расчета гидравлических потерь невелика (менее 1 %). Колебательный характер значений температур стенок со стороны газа и жидкости в области от 1250 до 1815 мм связан со сходимостью результатов вычислений по методике Иевлева при большем количестве расчётных точек.

Следовательно, можно сделать вывод, что оценка гидравлических потерь, с небольшим отклонением по точности, корректно проводить и оценивать по обоим методикам. ТС корпуса камеры и подогрева охладителя более точно оценивать по методике Иевлева как доступной инженерной методике, хорошо коррелирующей с литературными экспериментальными данными и результатами испытаний огневых агрегатов ЖРД, ГГ, ядерных ракетных двигателей (ЯРД), запальных устройств, горелок, парогазогенераторов, испарителей, эжекторов и газодинамических труб (ГДТ) [15] и прочих высокотемпературных энергетических установок с распыливанием, химическим преобразованием и горением топлива с высокой температурой в камере сгорания (более чем 900 К) [16].

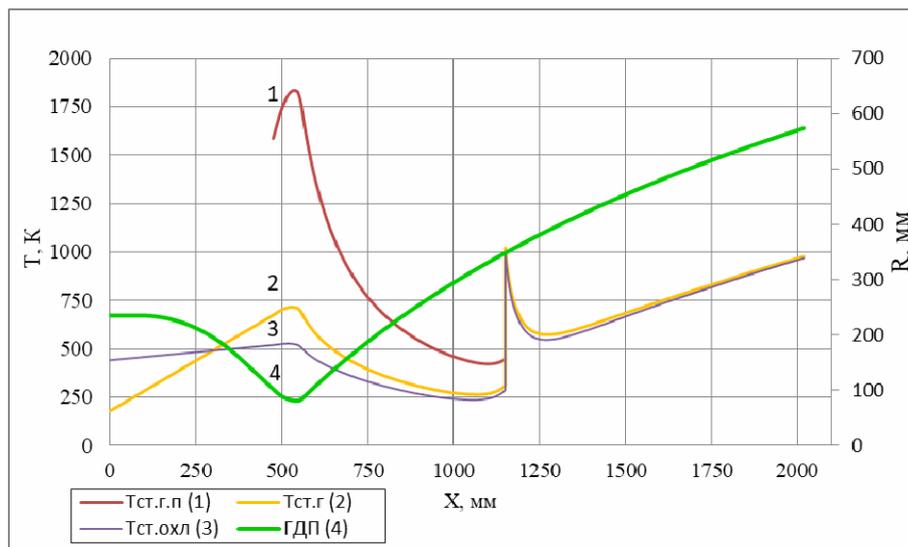


Рис. 6. ТС ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 6. TS of an LPRE running on three-component fuel

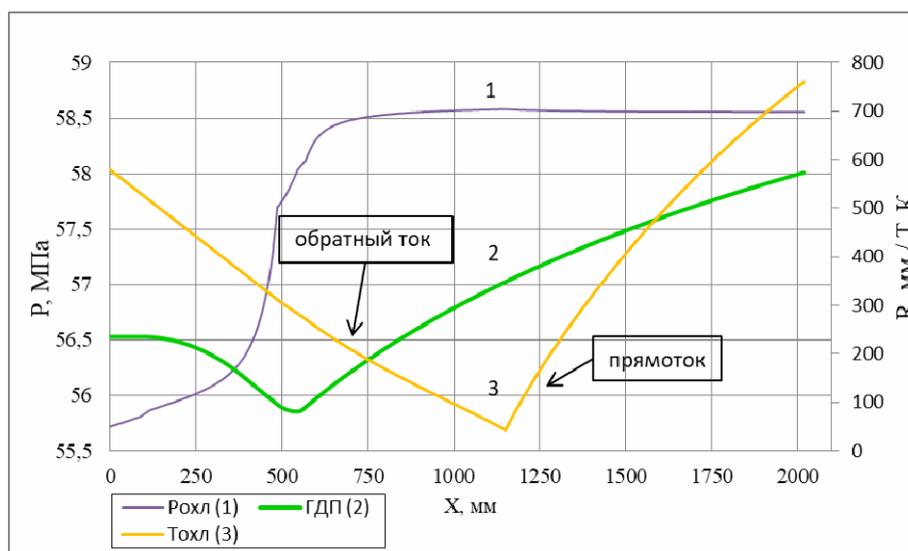


Рис. 7. Гидравлические потери и подогрев охладителя в разных контурах ТО ЖРД

Fig. 7. Hydraulic losses and heating of the cooler at different contours of CJ LPRE

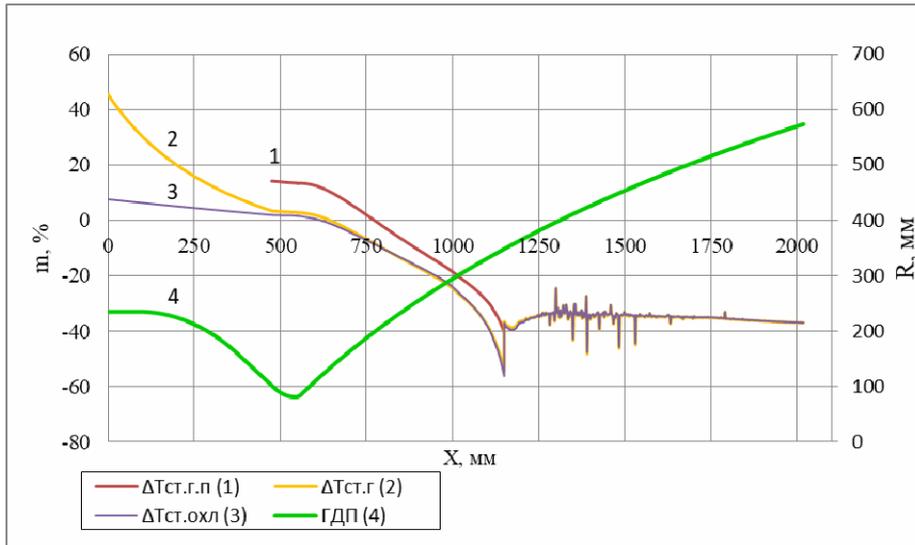


Рис. 8. Невязка теплового состояния ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 8. The discrepancy of the thermal state of LPRE operating on three-component fuel

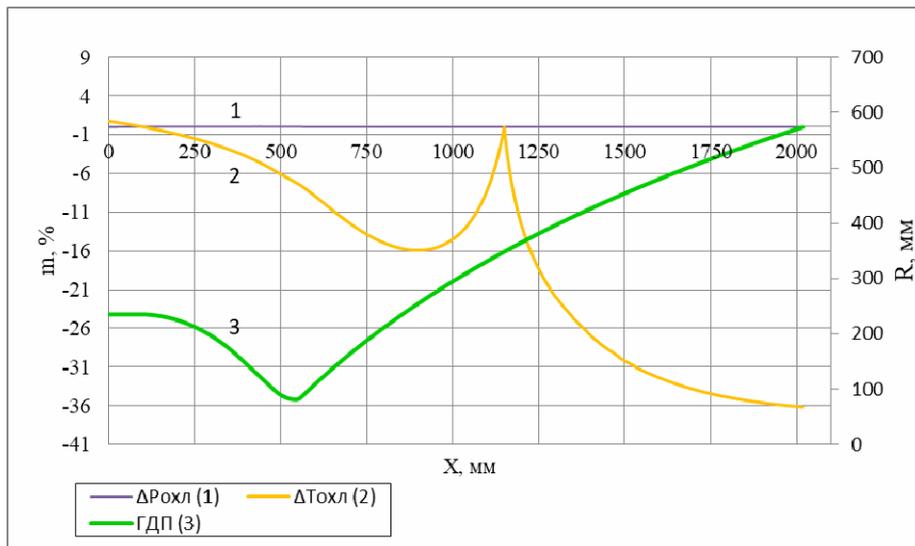


Рис. 9. Невязка гидравлических потерь и подогрева охладителя в разных контурах ТО ЖРД, работающего на трёхкомпонентном топливе

Fig. 9. Residual hydraulic losses and heating of the refrigerant in the different circuits of CJ LPRE operating on three-component fuel

Заключение

Проведен расчет системы охлаждения трехкомпонентного ЖРД. Рассмотрены методики расчета охлаждения Бартца и Иевлева. По результатам расчётов были получены погрешности двух методик. По ТС корпуса погрешность составила не более 40 % по модулю, погрешность расчёта подогрева охладителя не более 36 % по модулю, погрешность по расчёту гидравлических потерь оказалась менее 1 %. На основании сходимости экспериментальных и расчётных данных в качестве основной методики была выбрана методика Иевлева. В результате расчёта температура и давление хладагента на выходе из первого контура составляет 583,6 К и 55,73 МПа, из второго контура – 558,85 К и 58,55 МПа. Максимальная расчётная температура огневой

стенки 745,7 К, что ниже температуры плавления материала БРХ-08. Наибольшая температура танталового покрытия ниже температуры плавления материала покрытия и составляет 2122,48 К.

В результате расчетов выявлено, что при заданных параметрах при применении именно двухконтурной регенеративно проточной СО с ТЗП нанесенным на огневую стенку в сегменте А2 реализуется полная экономичность двигателя. За счёт этих мероприятий ТС конструкции корпуса камеры и покрытия находится на умеренном и допустимом уровне, следовательно, двигатель имеет надёжное охлаждение.

Библиографические ссылки

1. Атлас конструкций ЖРД. Ч. 1 / Г. Г. Гахун, И. Г. Алексеев, Е. Л. Березанская и др. М. : МАИ, 1969. 286 с.
2. Моделирование рабочих процессов и конструкция элементов камеры ЖРД / Р. А. Березинский, С.А. Соколов, С. Р. Гудкова и др. Воронеж : ВГТУ, 2002. 169 с.
3. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели, Основы проектирования. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2016. 461 с.
4. Расчет комплексной теплопередачи в жидкостном контуре системы терморегулирования космического аппарата по реальной топологии и теплофизическим свойствам / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 375–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-375-382.
5. Серяков А. В. Исследование течений в паровом канале коротких линейных тепловых труб // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 592–603.
6. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis [Электронный ресурс]. URL: <http://propulsion-analysis.com> (дата обращения: 10.10.2020).
7. Иевлев В. М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М. : Наука, 1975. 255 с.
8. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis, Thermal Analysis of Thrust Chambers [Электронный ресурс]. URL: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (дата обращения: 10.10.2020).
9. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей / В. М. Кудрявцев, А. П. Васильев и др. М. : Высш. шк., 1975. 656 с.
10. Салахутдинов Г. М. Развитие методов теплозащиты в жидкостных ракетных двигателях. М. : Наука, 1984. 256 с.
11. Elliot D. G., Bartz D. R., Silver S. Calculation of turbulent boundary-layer growth and heat transfer in axi-symmetric nozzles // Tech. Rep. JPL. 1963. No. 32-387. 45 p.
12. Dewey M. S. A comparison of experimental heat-transfer coefficients in a nozzle with analytical predictions from Bartz's methods for various combustion chamber pressures in a solid propellant rocket motor // A thesis submitted to the Graduate Faculty of North Carolina State University Raleigh in partial fulfillment of the requirements for the Degree DEPARTMENT OF Master of Science: Department of mechanical and aerospace engineering. Raleigh, 1970. 99 p.
13. Хоблер Т. Теплопередача и теплообменники. Л. : Госхимиздат, 1961. 821 с.
14. Определяющие тепловые сопротивления в модели жидкостного контура системы терморегулирования космического аппарата / Ю. Н. Шевченко, А. А. Кишкин, Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 366–374. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-366-374.

15. Зимин А. Ю. Разработка стенда огневых испытаний жидкостного ракетного двигателя на топливе жидкий кислород и жидкий водород тягой 100 кН : диплом специалиста. М. : МАИ, 2017. 106 с.

16. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е. В. Лебединский и др. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.

References

1. Gakhun G. G., Alekseev I. G., Berezanskaya E. L. et al. *Atlas konstruksiy ZHRD* [ATLAS of LPRE design, Part 1]. Moscow, MAI Publ., 1969, 286 p.

2. Berezhinsky R. A., Sokolov S. A., Gudkova S. R. et al. *Modelirovanie rabochih processov i konstruksiya elementov kamerj ZHRD* [Modeling of working processes and construction of elements of the LPRE chamber]. Voronezh, VGTU Publ., 2002, 169 p.

3. Dobrovolsky M. V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli, Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines, Fundamentals of design]. Moscow, Bauman Moscow state technical University Publ., 2016, 461 p.

4. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V. et al. [Calculation of complex heat transfer in the liquid circuit of the spacecraft thermal control system based on real topology and thermal properties]. *Siberian journal of science and technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 375–382 (In Russ.). Doi: 10.31772 / 2587-6066-2019-20-3-375-382.

5. Seryakov A.V. [Investigation of flows in the steam channel of short linear heat pipes]. *Siberian journal of science and technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 592–603. (In Russ.)

6. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis. Available at: <http://propulsion-analysis.com> (accessed: 10.10.2020).

7. Ievlev V. M. *Turbulentnoye dvizheniye vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 255 p.

8. Ponomarenko A. RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis, Thermal Analysis of Thrust Chambers. Available at: http://propulsion-analysis.com/downloads/2/docs/RPA_ThermalAnalysis.pdf (accessed: 10.10.2020).

9. Kudryavtsev V. M., Vasiliev A. P. et al. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelej* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Higher school Publ., 1975, 656 p.

10. Salakhutdinov G. M. *Razvitie metodov teplozashity v zhidkosntnykh raketykh dvigateleyah* [Development of methods of thermal protection in liquid rocket engines]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 256 p.

11. Elliot D. G., Bartz, D. R., Silver S. Culculation of turbulent boundary-layer growth and heat transfer in axi-symmetric nozzles. *Tech. Rep. JPL*. 1963, No. 32-387, 45 p.

12. Dewey M. S. A comparison of experimental heat-transfer coefficients in a nozzle with analytical predictions from Bartz's methods for various combustion chamber pressures in a solid propellant rocket motor. A thesis submitted to the Graduate Faculty of North Carolina State University Raleigh in partial fulfillment of the requirements for the Degree DEPARTMENT OF Master of Science: Department of mechanical and aerospace engineering. Releigh, 1970. 99 p.

13. Hobler T. *Teploperedacha i teploobmenniki* [Heat transfer and heat exchangers]. Leningrad, Goskhimizdat Publ., 1961, 821 p.

14. Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V. et al. [Determining thermal resistances in the model of the liquid circuit of the spacecraft thermal control system]. *Siberian journal of science*

and technology. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 366–374. (In Russ.) Doi: 10.31772 / 2587-6066-2019-20-3-366-374.

15. Zimin A. Yu. *Razrabotka stenda ognevyh ispytaniy zhidkostnogo raketnogo dvigatelya na toplive zhidkiy kislorod I zhidkiy vodorod tyagoy 100 kN . Diplom specialista*. [Development of a stand for fire tests of a liquid rocket engine powered by liquid oxygen and liquid hydrogen with 100kn thrust. Diploma of a specialist]. Moscow, MAI Publ., 2017, 106 p.

16. Lebedinsky E. V. et al. *Rabochie processy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ih modelirovanie* [Working processes in a liquid rocket engine and their modeling]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p.

© Беляков В. А., Василевский Д. О., Ермашкевич А. А., Коломенцев А. И., Фаризанов И. Р., 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, инженер 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, профессор кафедры 202 «Ракетные двигатели», Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Фаризанов Ильнур Равиатович – 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, engineer 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 629.7.062

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338

Для цитирования: Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, А. И. Лыкум, М. Е. Марчук, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.

For citation: Kolga V. V., Lykum A. I., Marchuk M. E., Filipson G. U. Optimization the position of the spacecraft instrument panel mounting points based on modal analysis. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.

Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа

В. В. Кольга*, А. И. Лыкум, М. Е. Марчук, Г. Ю. Филипсон

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

В работе представлена оптимизация расположения интерфейсных точек приборной панели космического аппарата (КА) с помощью модального анализа, а также проведен квазистатический расчет исследуемой панели, подтверждающий эффективность предложенных изменений конструкции панели. Приборная панель представляет собой трехслойную сотовую конструкцию, состоящую из двух алюминиевых пластин и сотового заполнителя. Сотовые панели обладают рядом достоинств: небольшая масса конструкции, высокая жесткость, удельная прочность. С помощью конечно-элементного моделирования определен диапазон собственных частот и форм колебаний приборной панели, что позволило определить оптимальное расположение точек крепления панели к корпусу КА для увеличения нижней границы диапазона собственных частот и повышения её несущей способности.

Ключевые слова: приборная панель, оптимизация, форма, собственная частота, интерфейсные точки.

Optimization the position of the spacecraft instrument panel mounting points based on modal analysis

V. V. Kolga*, A. I. Lykum, M. E. Marchuk, G. U. Filipson

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

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

The paper presents the optimization of the location of the interface points of the spacecraft instrument panel using modal analysis, as well as a quasi-static calculation of the panel under study, confirming the effectiveness of the proposed changes in the panel design. The instrument panel is a three-layer honeycomb structure consisting of two aluminum plates and a honeycomb filler. Cellular panels have a number of advantages: a small weight of the structure, high rigidity, specific strength. Using finite element modeling, the range of natural frequencies and vibration patterns of the instrument panel was determined, which made it

possible to determine the optimal location of the panel attachment points to the spacecraft body to increase the lower limit of the natural frequency range and increase its carrying capacity.

Keywords: dashboard, optimization, mode, natural frequencies, interface points.

Введение

Проектирование современных космических аппаратов (КА) характеризуется высокой плотностью размещения приборов на панелях для снижения габаритов КА.

Определение мест крепления приборов на панели и мест крепления самой бортовой панели к силовым элементам КА в конечном итоге влияет на диапазон собственных частот КА и его отдельных элементов.

Для выполнения требований по обеспечению несущей способности космических аппаратов требуется его параметрический анализ с целью сравнения полученных характеристик с допустимым диапазоном, определенным требованиями технического задания.

В процессе проектирования ракетно-космической техники, в целом, и космических аппаратов (КА), в частности, одним из этапов анализа несущей способности конструкции является моделирование её собственных частот и частот её отдельных элементов, например, приборных панелей, с целью обеспечения требований к значениям нижней границы исследуемого частотного диапазона [1–6].

Постановка задачи

Рассмотрим приборную панель, входящую в состав антенны Ka-диапазона в качестве силового элемента, для установки на нее оборудования ретранслятора. Конструкция представляет из себя трехслойный сотовый пакет, состоящий из двух силовых элементов в виде алюминиевых пластин, между которыми расположены ячейки из алюминиевой фольги гексагональной формы (рис. 1). Общая толщина панели составляет 22 мм.

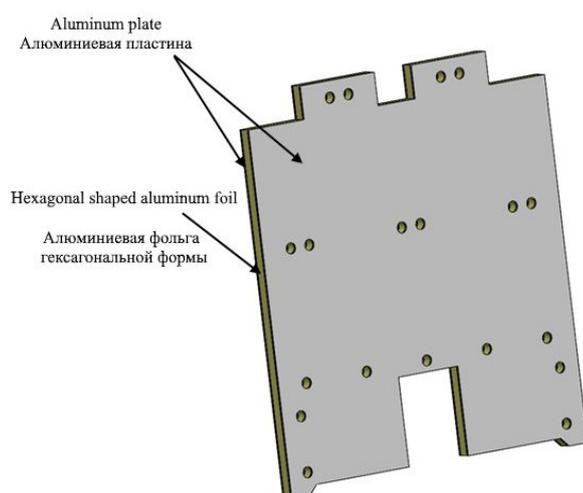


Рис. 1. Модель приборной панели космического аппарата

Fig. 1. Spacecraft instrument panel model

Основные нагрузки панель испытывает при ее транспортировке и на участке выведения КА. Исходя из требований норм прочности к аналогичным приборам, при проектировании необходимо обеспечить минимальную собственную частоту не менее 150 Гц.

Во многих случаях заключение о несущей способности сотовых конструкций принимается в результате обработки результатов натурных испытаний, которые являются достаточно дорогостоящими и трудоемкими. Поэтому оценка параметров конструкции по результатам численного моделирования, имитирующего условия натурных испытаний, является актуальной задачей для снижения себестоимости процесса проектирования [7].

Для проведения параметрического анализа приборной панели КА нами были определены следующие задачи:

- сформировать конечно-элементную модель приборной панели;
- провести её модальный анализ и сравнить диапазон собственных частот с допустимым нижним значением;
- оценить несущую способность приборной панели от действия квазистатических нагрузок;
- изучить влияние расположения точек крепления панели на изменение диапазона собственных частот панели и повышение её несущей способности.

Конечно-элементная дискретизация поверхности приборной панели представлена на рис. 2.

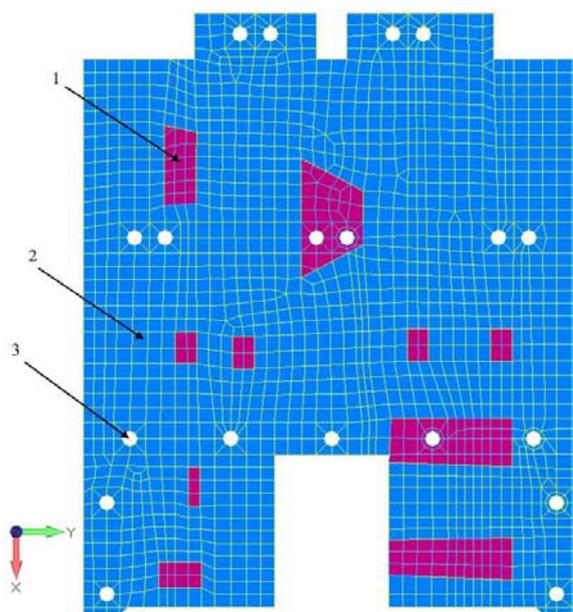


Рис. 2. Конечно-элементная дискретизация приборной панели КА:
1 – расположение приборов; 2 – точки крепления приборной панели –
интерфейсные точки; 3 – приборная панель

Fig. 2. Creating a finite element dashboard model:
1 – device location; 2 – dashboard mounting points-interface points;
3 –dashboard

В табл. 1а и 1б приведены физико-механические характеристики материалов, применяемых в приборной панели.

Таблица 1а

Физико-механические свойства алюминиевой пластины

Марка материала	Модуль упругости, ГПа	Предел прочности, МПа	Предел текучести, МПа
Алюминиевая пластина В95	74	520	440

Физико-механические свойства сотового заполнителя

Материал	Предел прочности, МПа			Модуль упругости при сдвиге, МПа		Объемная масса, кг/м ³
	При сжатии	При сдвиге		Параллельно клеевым полосам	Перпендикулярно клеевым полосам	
		Параллельно клеевым полосам	Перпендикулярно клеевым полосам			
Алюминиевый сотовый заполнитель 5056-2,6-23п	1,177	0,981	0,588	147,1	78,5	40,0

В качестве расчетных нагрузок нами были приняты массовые силы от веса панели с приборами при перегрузке $n = 20g$, приложенные попеременно в направлении трех координатных осей, согласно регламенту требований к таким конструкциям.

Параметрический анализ конструкции панели позволяет решить задачи определения напряженно-деформированного состояния в ее основных конструктивных элементах, усилий и деформаций в характерных узлах, анализа собственных форм и частот панели в целом и ее отдельных частей в частности.

Расчетная модель приборной панели

При составлении расчетной модели нами были приняты следующие допущения:

- все материалы элементов конструкции считаются сплошными и однородными;
- металлические сплавы принимаем изотропными и линейно-упругими материалами;
- деформации в точках конструкции считаются малыми (геометрически линейная система) и жесткость конструкции не меняется в процессе нагружения;
- толщины и размеры деталей соответствуют номинальному значению (введен коэффициент безопасности на отклонения размеров от номинальных).

В конечно-элементной модели (КЭМ) реальный объект заменяется дискретной моделью, которая представляет собой совокупность узлов и связанных с ними конечных элементов с заданными свойствами.

КЭМ приборной панели, разработанная с учетом принятых допущений, представлена на рис. 2. Свойства материалов КЭМ заданы в соответствии с табл. 1а и 1б. В качестве граничных условий была принята жесткая заделка по девятнадцати интерфейсным точкам (рис. 2).

Готовая КЭМ для расчета панели была сформирована с использованием программного комплекса FEMAP [8–10]. Крепление приборов в интерфейсных точках было реализовано с помощью жесткой связи – элемент Rigid, масса приборов распределена по элементам панели. Сама приборная панель составлена из конечных элементов типа laminate (рис. 2).

Для аналитического расчета собственных частот рассмотрим классические уравнения колебаний пластин [11; 12]. При пренебрежении демпфированием дифференциальное уравнение движения свободных колебаний системы с n степенями свободы описывается уравнением [11; 12]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \quad (1)$$

где $[K]$ и $[M]$ – матрицы жесткости и масс; $\{\ddot{u}\}$ и $\{u\}$ – векторы ускорений и перемещений в узлах КЭМ.

Уравнение (1) имеет вещественное периодическое решение вида

$$\{u\} = \{u_0\} \cos \omega t. \quad (2)$$

При выполнении условия

$$([K] - \omega^2 [M])\{u_0\} = 0. \quad (3)$$

Задача расчета собственных форм и частот колебаний сводится к задаче о собственных значениях ω_k и векторах $\{u_0\}_k$, которые обращают в ноль определитель

$$\det [K] - \omega^2 [M] = 0. \quad (4)$$

Подобная задача для многослойных пластины из композиционных материалов и прямоугельных ортотропных пластин ранее уже была решена [13; 14]. Процесс деформирования прописан уравнениями нелинейной теории пластин, полученная система уравнений решена с помощью метода Галеркина. Полученная формула позволяет определить перемещения, деформации и напряжения в заданных точках конструкции. Кроме того, была выведена формула для определения собственных частот пластины.

Воспользуемся аналитическими формулами, выведенными в работах [13; 14], для вычисления собственных частот пластины.

Для верификации результатов, полученных с помощью аналитических формул, решим задачу модального анализа неоднородной изотропной пластины с помощью метода конечных элементов. Определим собственные частоты конструкции, используя пакет MSC Nastran [8; 10]. Значения собственных частот, 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 приборной панели.

Результаты модального анализа конечно-элементной модели пластины приведены в табл. 2. Первое значение собственной частоты колебаний составило 76,13 Гц.

Таблица 2

Результаты модального анализа исходной панели

Номер тона	Частота, Гц	Эффективная масса, %					
		X	Y	Z	RX	RY	RZ
1	76,13	—	—	15,29	—	6,16	—
2	173,00	—	—	5,10	—	2,03	—
3	189,10	—	—	9,53	—	7,36	—
5	276,34	—	—	2,12	—	—	—
6	282,97	—	—	6,98	—	3,82	—
7	291,93	—	—	1,04	—	—	—
8	297,15	—	—	24,67	—	16,26	—
9	336,53	9,79	10,18	—	10,06	4,26	8,61
Итого		9,79	10,18	68,71	10,82	43,40	8,61

Расчет на прочность от квазистатического нагружения

Для проверки несущей способности панели нами был проведен расчет напряженно-деформированного состояния конструкции от массовых сил при перегрузке $n = 20g$ приложенных в направлении трех координатных осей. Ниже приведены результаты квазистатического расчета, в которых отражены максимальные напряжения в приборной панели и её запас прочности (табл. 3 и 4).

При этом запас прочности для обшивочного материала был определен по формуле (5):

$$\eta = \frac{[\sigma]}{\sigma_{\text{ЭКВ}}}, \quad (5)$$

где $[\sigma]$ – допускаемое напряжение.

Запас прочности для сотового заполнителя определялся по формуле (6):

$$\eta = \left(\frac{\sqrt{\tau_l \cdot \tau_w}}{kms_1} - 1 \right) \cdot 100 \%, \quad (6)$$

где τ_{xz}, τ_{yz} – расчетные напряжения сдвига в плоскости, параллельной клеевым полосам, и плоскости, перпендикулярной клеевым полосам, соответственно, Па; τ_l, τ_w – предел прочности по сдвигу в плоскости, параллельной клеевым полосам, и плоскости, перпендикулярной клеевым полосам, соответственно, Па [15].

Таблица 3

Результаты квазистатического расчета обшивочного материала до модификации панели

Материал	σ	η
Алюминиевая пластина	216	1,65

Таблица 4

Результаты квазистатического расчета сотового заполнителя до модификации панели

Материал	τ_{yz}	τ_{xz}	η
Алюминиевый сотовый заполнитель	0,29	0,18	2,63

Примечание. η – коэффициент запаса; σ – нормальные напряжения; τ – касательные напряжения.

Распределение напряжений по поверхности приборной панели показано на рис. 3.

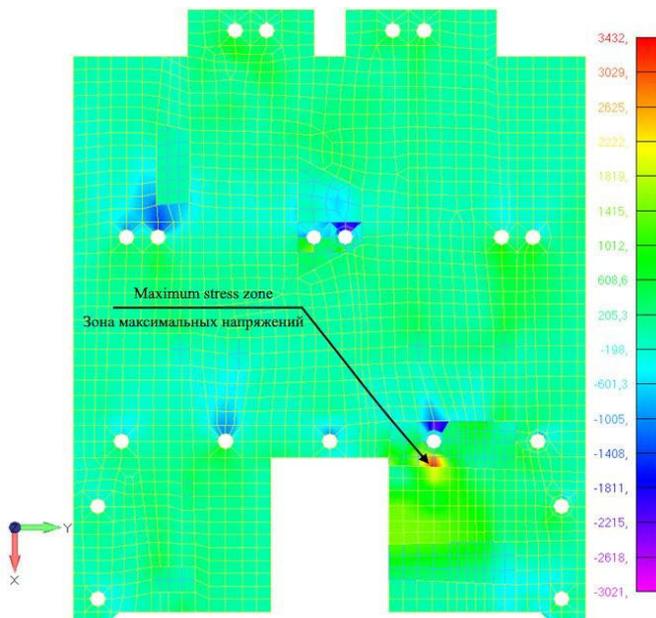


Рис. 3. Зона максимальных напряжений до модификации расположения точек крепления панели

Fig. 3. Maximum stress zone before modifying the location of the panel mounting points

Результаты расчета показали допустимый запас прочности, что подтверждает обеспечение несущей способности панели в процессе её эксплуатации.

Конструктивные изменения приборной панели

Поскольку минимальное значение собственной частоты колебаний панели с базовым расположением кронштейнов не соответствует необходимым требованиям по частотам и, следовательно, предельным величинам линейных перемещений, было решено изменить первоначальную конфигурацию панели, скорректировав места расположения интерфейсных точек крепления. Анализ форм колебаний панели (рис. 4) по зонам с максимальными линейными отклонениями позволил нам определить места корректировки интерфейсных точек. Изменив расположение точек для крепления панели к корпусу КА (рис. 5), нам удалось добиться повышения собственной частоты колебаний всей конструкции.

В табл. 5 приведены значения параметров модального анализа панели с измененными точками расположения кронштейнов крепления. Минимальная собственная частота колебаний модифицированной приборной панели составила 212,96 Гц.

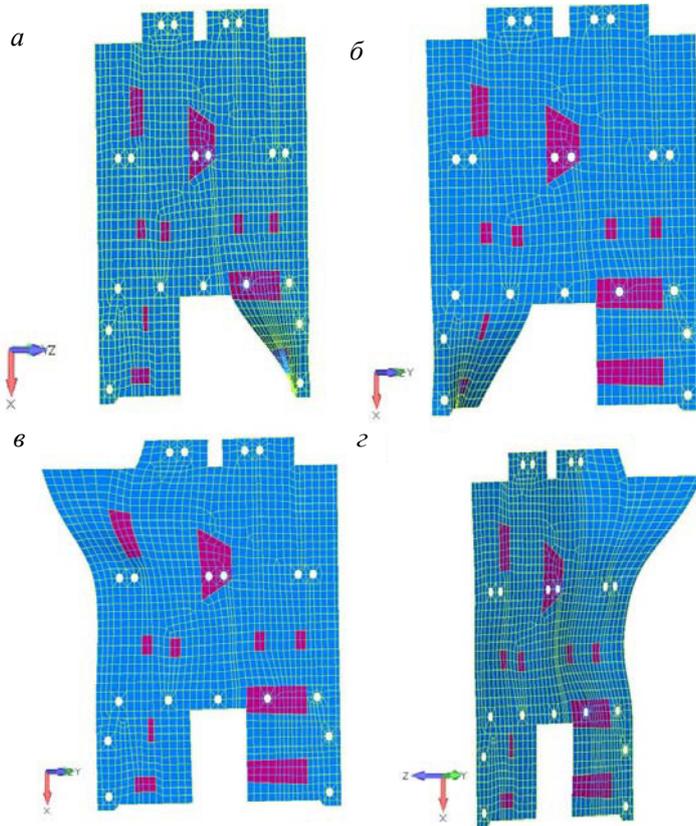


Рис. 4. Основные формы колебаний панели до модификации:
а – первая; б – вторая; в – третья; г – пятая

Fig. 4. Basic panel forms of oscillation before modification:
a – first; b – second; c – third; d – fifth

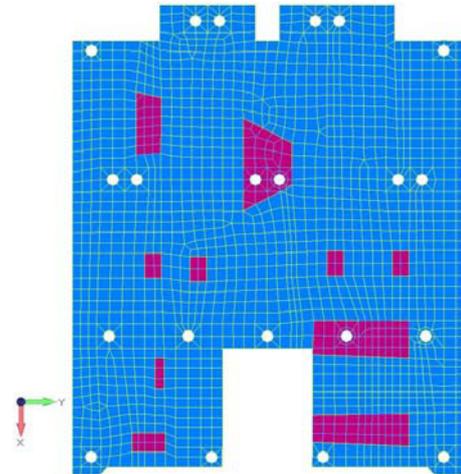


Рис. 5. Измененная конфигурация приборной панели

Fig. 5. Modified dashboard configuration

На рис. 6 приведена первая форма колебаний модифицированной панели с измененными интерфейсными точками установки кронштейнов.

Таблица 5

Результаты модального анализа модифицированной панели

Номер тона	Частота, Гц	Эффективная масса, %					
		X	Y	Z	RX	RY	RZ
1	212,96	—	—	18,21	—	7,43	—
2	238,35	—	—	12,58	—	9,62	—
3	282,14	—	—	19,43	—	11,19	—
5	313,60	—	—	8,85	—	6,08	—
6	322,80	—	—	8,63	—	3,73	—
7	373,70	—	—	2,73	—	1,23	—
8	399,98	—	—	3,44	—	1,68	—
9	421,65	—	—	1,44	—	—	—
10	448,78	7,73	17,01	—	16,81	3,37	14,31
Итого		7,73	17,01	75,72	17,66	45,22	14,31

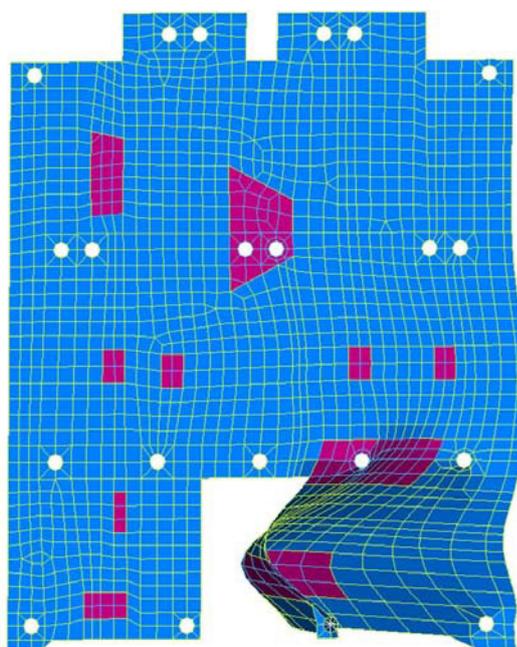


Рис. 6. Первая форма колебаний модифицированной панели

Fig. 6. The first form of oscillation of the modified panel

Расчет на прочность модифицированной панели от квазистатического нагружения

Проведенный квазистатический расчет конструкции приборной панели (табл. 6, 7) подтверждает наличие требуемого запаса прочности для её безопасной эксплуатации, что подтверждается картиной распределения напряжений (рис. 7).

Таблица 6

Результаты квазистатического расчета обшивочного материала после модификации панели

Материал	σ	η
Алюминиевая пластина	65	5,44

Результаты квазистатического расчета сотового заполнителя после модификации панели

Материал	τ_{yz}	τ_{xz}	η
Алюминиевый сотовый наполнитель	0,05	0,16	6,65

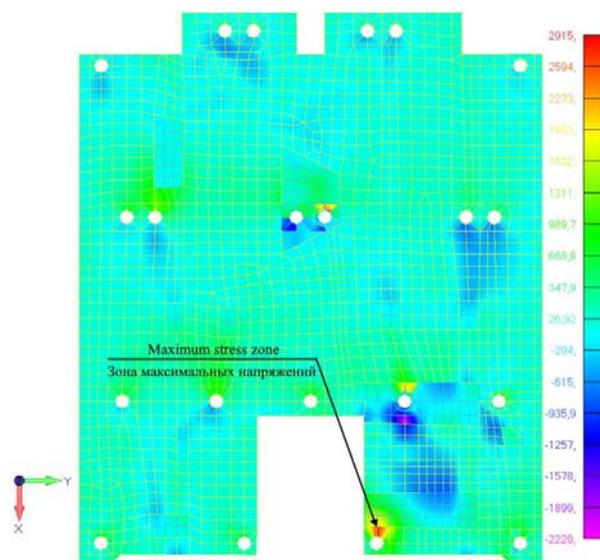


Рис. 7. Зона максимальных напряжений после модификации расположения креплений панели

Fig. 7. Maximum stress zone after modification of the panel mounting configuration

Заключение

Проведенный нами модальный анализ позволил модифицировать приборную панель КА и привести ее в соответствие с требованиями по собственным частотам колебаний. С помощью рационального перераспределения интерфейсных точек удалось достичь увеличения нижней границы частот собственных колебаний до 212, 96 Гц без увеличения массы конструкции. Квазистатический анализ подтвердил наличие достаточного запаса прочности у приборной панели и возможность расположения на ней дополнительных приборов за счет увеличения запаса прочности после изменения мест расположения точек крепления панели к корпусу КА. Предлагаемый подход к проведению модального анализа элементов конструкции может быть использован в инженерных расчетах при проектировании КА.

Библиографические ссылки

1. Данеев А. В., Русанов М. В., Сизых В. Н. Концептуальные схемы динамики и компьютерного моделирования пространственного движения больших конструкций // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование, 2016. № 4. С. 17–25.
2. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. Development of the heat panel of the small space apparatus for navigation support // Сибирский журнал науки и технологий. 2020, Vol. 21, No. 3, 382–388. Doi: 10.31772/2587-6066-2020-21-3-382-388.
3. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей / СибГАУ. Красноярск, 2014. 308 с.

4. 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. Красноярск, 2019. Ч. 1. С. 26–28.
5. 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.
6. 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.
7. Гайдачук В. Е., Кириченко В. В., Кондратьев А. В. Концептуальный подход к формированию физико-механических характеристик сэндвичевых структур композитных конструкций ракетно-космической техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. Харьков, 2014. С. 27–36.
8. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.
9. Шимкович Д. Г. Femap & Nastran. Инженерный анализ методом конечных элементов. М. : ДМК Пресс, 2012. 702 с.
10. 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 свободный (дата обращения: 21.11.2020).
11. Тимошенко С. П. Колебания в инженерном деле. М. : Наука, 1957. 444 с.
12. Бидерман В. Л. Теория механических колебаний. М. : Высшая школа, 1980. 408 с.
13. Lopatin A. V., Morozov E. V. Fundamental frequency of the CCCF composite sandwich plate // *Composite Structures*. 2010. Vol. 92. P. 2747–2757.
14. Lopatin A. V., Morozov E. V. Fundamental frequency of an orthotropic rectangular plate with an internal centre point support // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93. P. 2487–2495.
15. Малмейстер А. К., Тамуж В. П., Терепс Г. А. Соппротивление полимерных и композитных материалов. Рига : Зинатне, 1980. 572 с.

References

1. Daneev A. V., Rusanov M. V., Szykh V. N. [Conceptual schemes of dynamics and computer modeling of spatial motion of large structures] *Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye*, 2016, No. 4, P. 17–25 (In Russ.).
2. 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.
3. 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, 2014, 308 p.
4. 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.).
5. 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.
6. 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.

7. Gaidachuk V. E., Kirichenko V. V., Kondratyev A. V. [Conceptual approach to the formation of physical and mechanical characteristics of sandwich structures of composite structures of rocket and space technology] *Otkrytyye informatsionnyye i komp'yuternyye integrirovannyye tekhnologii*. 2014, P. 27–36 (In Russ.).

8. Rychkov S. P. *Modelirovaniye konstruksiy v srede Femap with NX Nastran* [Modeling of structures in the Femap with NX Nastran environment]. Moscow, DMK Press Publ., 2013, 784 p.

9. Shimkovich D. G. *Femap & Nastran. Inzhenernyy analiz metodom konechnykh elemen-tov* [Femap & Nastran. Engineering analysis by the finite element method]. Moscow, DMK Press Publ., 2012, 702 p.

10. 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.

11. Timoshenko S. P. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Oscillations in engineering]. Moscow, NAUKA, 1957, 444 p. (In Russ.).

12. Biderman V. L. *Teoriya mekhanicheskikh kolebaniy* [Theory of mechanical vibrations]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1980, 408 p.

13. Lopatin A. V., Morozov E. V. Fundamental frequency of an orthotropic rectangular plate with an internal centre point support. *Composite Structures*. 2011, Vol. 93, P. 2487–2495.

14. Lopatin A. V., Morozov E. V. Fundamental frequency of an orthotropic rectangular plate with an internal centre point support. *Composite Structures*. 2011, Vol. 93, P. 2487–2495.

15. Malmeyster A. K., Tamuzh V. P., Teters G. A. *Soprotivleniye polimernykh i kompozitnykh materialov* [Resistance of polymer and composite materials]. Riga, Zinatne Publ., 1980, 572 p.

© Кольга В. В., Лыкум А. И., Марчук М. Е., Филипсон Г. Ю., 2021

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.

Лыкум Андрей Игоревич – студент пятого курса; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rob4i@mail.ru.

Марчук Максим Евгеньевич – студент пятого курса; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mmarchuk98@mail.ru.

Филипсон Глеб Юрьевич – студент пятого курса; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: gortsev2014@gmail.com.

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

Lykum Andrey Igorevich – fifth-year student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rob4i@mail.ru.

Marchuk Maxim Evgenevich – fifth-year student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mmarchuk98@mail.ru.

Filipson Gleb Yurevich – fifth-year student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: gortsev2014@gmail.com.

УДК 629.7.036.620

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354

Для цитирования: Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, В. Г. Яцуненко, Д. А. Савчин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

For citation: Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenkov V. G., Savchin D. A. Characteristics of low thrust liquid-propellant rocket engines testing process. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги*

В. П. Назаров^{1**}, В. Ю. Пиунов², В. Г. Яцуненко¹, Д. А. Савчин¹

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

²АО «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева»
Российская Федерация, Московская область, г. Королев, ул. Богомолова, 12

**E-mail: nazarov@sibsau.ru

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются основными двигателями, применяемыми в системах управления космических летательных аппаратов (КЛА). Они могут работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах, при этом работа в импульсном режиме является одной из наиболее характерных особенностей. Достоверное заключение о надежности созданных двигателей возможно только на основе испытаний их опытных образцов в реальных либо в значительной степени приближенных к реальным условиям.

При создании ЖРДМТ для КЛА различного назначения в процессе конструкторской (опытной) отработки большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, технического оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений.

Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натуральных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, воздействующих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях. Особое место в вопросах достижения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний. Значительный объем испытаний при отработке ЖРДМТ следует проводить в условиях требуемого вакуума на стендах, оборудованных барокамерами с вакуумными системами.

Для повышения эффективности имитации высотных условий предложено использовать барокамеру с трубчатым экраном, в который подается жидкий азот с необходимым расходом. Импульсные режимы работы ЖРДМТ иницируются в трубопроводах неустановившиеся (низкочас-

* Работа выполнена в соответствии с соглашением о стратегическом партнерстве и сотрудничестве от 29.04.2019 г. № 03-260 между АО «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева» и Федеральным государственным бюджетным образовательным учреждением высшего образования «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева».

The work was carried out in accordance with the agreement on strategic partnership and cooperation dated 29.04.2019 No. 03-260 between the Isaev Chemical engineering Design Bureau and the Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

тотные) процессы движения компонентов топлива. Рассмотрены методы обеспечения динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик питающих магистралей.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, стендовые испытания, имитация высотных условий.

Characteristics of low thrust liquid-propellant rocket engines testing process

V. P. Nazarov^{1*}, V. Yu. Piunov², V. G. Yatsunenکو¹, D. A. Savchin¹

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

²Isaev Chemical engineering Design Bureau
12, Bogomolova St., Koroljov, Moscow region, 141070, Russian Federation

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Liquid-propellant rocket engines of low thrust are the main type of rocket engines for control systems of space aircrafts. The thrusters are able to work either in continuous or impulse regime, which is one of their main characteristics. The suggestion about engines` reliability should come from the results of tests which create real or greatly approximated to the real conditions.

The development process of thrusters takes into a great account the problems of bench testing methodic, technical equipment of test benches for creating the closest possible conditions to the space and the using of diagnosis methods and instruments for different physical researches and dimensions.

The ground test effectiveness depends on the level of imitation of real conditions and the level of attention to all working factors, that influence the credibility of reliability parameter estimation during the development. One of the most important questions in terms of testing effectiveness is the question of testing result accuracy and credibility. The testing process of thrusters mainly goes under the requested conditions of vacuum, created in pressure chambers.

To increase the effectiveness of imitation of the space conditions the paper suggests the using of pressure chamber, equipped with the tube screen with the circulating liquid nitrogen under required mass flow ratio. The impulse working regime creates instability of propellant moving in pipelines. The paper considers the methods of providing the dynamically similar characteristics of supply systems in propulsion systems as well as conformity of hydraulic, inert and wave characteristics of supply pipelines.

Keywords: liquid-propellant rocket engines of low thrust, bench tests, space condition imitation

Введение

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются в настоящее время основными исполнительными органами в системе управления космических летательных аппаратов. Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве, а также используются в двигательных установках ориентации, стабилизации и обеспечения запуска (ДУ СООЗ) в разгонных блоках, осуществляющих вывод КА на заданные орбиты [1].

Назначение ЖРДМТ и условия их эксплуатации предъявляют к ним целый ряд специфических требований, в частности, следующие:

– многорежимность, обусловленная работой в непрерывном (длительность до $\tau_v > 103$ с) и в различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,03 с и менее и с различными паузами от 0,03 с до нескольких суток;

– большой ресурс по суммарному времени работы – до 50 000 с и более;

– большой ресурс по суммарному количеству включений – до 106;

– возможность любого сочетания времен включений и пауз (в большинстве случаев оговаривается);

Терминологически жидкостные ракетные двигатели малой тяги определяются ГОСТ 22396–77 «Двигатели ракетные жидкостные малой тяги» как исполнительные органы системы управления космического летательного аппарата с тягой от 0,01 до 1 600 Н. ЖРДМТ могут объединяться в блок ЖРДМТ в качестве сборочной единицы, состоящей из нескольких ЖРДМТ, объединенных хотя бы одним общим элементом (силовая рама, панель, система подвода топлива, теплоизоляция и др.) [2–4].

Разработку ЖРД малой тяги для отечественных космических аппаратов осуществляют Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева (КБХиммаш), Научно-исследовательский институт машиностроения (НИИМаш), Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз» (ТМКБ «Союз») [5–7].

КБХиммаш создано 11 типов двигателей тягой от 6 до 2250 Н на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе и 8 типов на однокомпонентном топливе тягой от 5 до 50 Н.

Эти двигатели нашли широкое применение в космических аппаратах различного назначения: «Союз-ТМ», «Экран», «Прогноз», «Спектр», «Реликт», «Купон», «Глобус», «Фобос» и ряде других, а также в ступенях разведения головных частей баллистических ракет. Они предназначены для точной ориентации, стабилизации и коррекции орбиты космических аппаратов, проведения манёвров по стыковке и расстыковке с другими аппаратами. Двигатели отличаются стабильностью характеристик, экономичностью, быстродействием, многообразием включений, длительностью включений от сотых долей секунды до сотен и тысяч секунд.

Двухкомпонентные двигатели малой тяги ДСТ-25, ДСТ-100, ДСТ-100А, ДСТ-200 и ДМТ-600, созданные в КБХиммаш, работают на традиционных для предприятия компонентах топлива – азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине. Надежность работы и высокие характеристики обеспечиваются применением камеры сгорания из ниобиевого сплава с защитным покрытием, радиационного и внутреннего плёночного охлаждения.

Двигатель ДМТ-600, обладающий камерой сгорания абляционного охлаждения в сочетании с внутренним охлаждением, показал высокие энергомассовые характеристики не только на традиционном горючем, но и на монометилгидразине, применяемом в зарубежной практике [8].

В настоящее время возрастают требования к космическим летательным аппаратам, к их двигательным установкам систем управления и к ЖРДМТ, прежде всего, с точки зрения увеличения срока активного существования до 15–20 лет, повышения надёжности и экономичности. На первый план выходит требование оптимизации стоимости отработки и изготовления, которое может стать определяющим фактором при выборе того или иного двигателя [9; 10].

Несмотря на достигнутый опыт в исследовании протекающих процессов и проектирования ЖРДМТ, достоверное заключение о надёжности созданных двигателей возможно только на основе испытаний их опытных образцов в реальных либо в значительной степени приближенных к реальным условиям. Испытания – важнейшая часть программы создания высокоэффективного и надёжного изделия.

Таким образом, огневые испытания следует считать объективно необходимым этапом проектных и исследовательских работ, которые заканчиваются созданием опытных образцов.

Основные требования к испытаниям ЖРДМТ

При создании ЖРДМТ для КЛА различного назначения в процессе конструкторской (опытной) отработки большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, техническому оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений. В программах обеспечения надежности (ПОН) двигателей малой тяги испытания являются наиболее важной частью, требующей значительных финансовых, материальных и физических затрат [2; 11].

Поскольку количество испытаний ЖРДМТ в натуральных условиях эксплуатации (летных испытаниях) весьма ограничено, а в большинстве случаев вообще исключается вследствие их высокой стоимости, следует добиваться предельной эффективности их наземной отработки. Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натуральных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, воздействующих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях. Особое место в вопросах достижения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний.

К стендам для огневых испытаний ЖРДМТ предъявляются определенные требования, основные из которых следующие:

- достижение степени соответствия высотных условий (разряднения окружающей среды);
- создание идентичности или динамического подобия характеристик систем питания ЖРДМТ компонентами топлива, включая соответствие инерционных, волновых и гидравлических характеристик питающих магистралей;
- обеспечение соответствия законов изменения входных давлений в двигатель, давлений в камере сгорания;
- обеспечение в заданных пределах значений температуры компонентов топлива (как отрицательных, так и положительных).

Большинство ЖРДМТ работают при очень низких давлениях окружающей среды, и, следовательно, значительный объем испытаний при их отработке следует проводить на стендах, оборудованных вакуумными системами. При определении тяговых характеристик и характеристик по удельному импульсу в вакуумной камере (с установленным в ней на испытания двигатель) обеспечивается заданное значение давления для безотрывного истечения газа из сопла.

Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях подачи компонентов топлива, зависят от многих факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросхемой и циклограммой работы ЖРДМТ. Поэтому для достоверного определения характеристик двигателя во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, возникающих в стендовых магистралях, процессам, возникающим в подводящих топливных магистралях в двигательных установках (ДУ) с ЖРДМТ.

Простое решение этой задачи только идентичностью конструктивного выполнения системы подачи компонентов топлива к ЖРДМТ на стенде и в ДУ не представляется возможным по ряду причин:

- необходимости обеспечения высокой степени безопасности при стендовых испытаниях, что требует достаточного удаления топливных расходных емкостей от вакуумной камеры;
- возможности реализации на стенде различных программ испытаний, что связано с установкой в топливные магистрали дополнительной арматуры (клапанов, дроссельных устройств и средств измерения);
- конструктивных особенностей стенда.

Следует отметить, что в настоящее время для реализации изложенных требований практически отсутствуют стандартные средства измерения, позволяющие с необходимой точностью измерять мгновенные значения тяги и расходов компонентов топлива. Поэтому при испытаниях ЖРДМТ приходится разрабатывать и использовать специальные измерительные средства и методы измерения [2; 12].

Таким образом, стенд для огневых испытаний ЖРДМТ должен иметь систему, обеспечивающую высотные условия в период работы двигателя, систему подачи в двигатель компонентов топлива с параметрами, обеспечивающими требуемые условия испытаний, и устройство для измерения тяги в импульсных и непрерывных режимах.

При испытаниях ЖРДМТ импульсные режимы его работы приводят к возбуждению колебаний в системах испытательного стенда, которые в общем случае способствуют получению недостоверных оценок характеристик двигателя по результатам испытаний. Волновые явления в гидравлических магистралях приводят к различию между требуемыми и фактическими характером и значениями давлений компонентов топлива на входах компонентов в двигатель. Колебания элементов тягоизмерительного устройства искажают оценки текущих значений тяги и характера ее изменения во времени.

Исключение влияния колебательных процессов в стендовых системах на результаты огневых испытаний ЖРДМТ в импульсных режимах является важным условием для организации этих испытаний.

Параметры высотных условий работы ЖРДМТ обычно находятся в диапазоне давлений 10-2–10-5 Па и зависят от орбиты КЛА, на котором они устанавливаются. Это оказывает значительное влияние на процессы, протекающие в камере сгорания. Например, экспериментально доказано, что для топлива N204+НДМГ при определенной системе смесеобразования величина задержки воспламенения при понижении давления окружающей среды от 0,1 МПа до значений, близких к нулю, возрастает от 0,001 до 0,01 с. ЖРДМТ имеют расчетные значения давлений в выходном сечении сопла p_a , соответствующие высотным условиям эксплуатации. На режимах работы сопла с перерасширением, когда давление окружающей среды p_n превышает расчетное давление на выходе из сопла p_a и степень нерасчетности достигает определенного предельного значения, сверхзвуковой поток отрывается от стенок сопла камеры двигателя, и образуются косые скачки уплотнения в сопле. В этом случае оценить фактические (приведенные к условиям эксплуатации) параметры испытываемого двигателя не представляется возможным [13].

Характер динамических процессов в магистралях подачи компонентов топлива оказывает существенное влияние на параметры двигателя, что для ЖРДМТ является особо актуальным, так как работа в импульсных режимах, вызывающих динамические процессы, является одной из особенностей действия таких двигателей. Импульсные режимы сопровождаются изменением расходов и давлений компонентов топлива во времени. Резкие изменения расхода вызывают волны давления, величина которых в значительной мере зависит от геометрии и упругих свойств трубопроводов гидравлических систем стенда. Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях, зависят также от других факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросхемой и циклограммой работы ЖРДМТ. При совпадении частоты пульсации компонента топлива с частотой свободных колебаний компонента в топливных трубопроводах неизбежен резонанс, который приводит к значительному возрастанию амплитуды колебаний давления, что вызывает интенсивные пульсации давления в камере сгорания ЖРДМТ. Поэтому для достоверного определения характеристик двигателя во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, возникающих в стендовых магистралях, процессам, возникающим в подводящих топливных магистралях в ДУ с ЖРДМТ [14; 15].

Откачивающая система стенда должна создавать такое давление в барокамере, чтобы в течение всего времени работы ЖРДМТ обеспечивалось безотрывное истечение газа из его сопла, а при исследовании пусковых характеристик ЖРДМТ – давление, соответствующее высотным условиям (рис. 1). В качестве альтернативы вышеуказанным требованиям возможно создание испытательных стендов без поддержания необходимого уровня давления в барокамере. Однако такой подход существенно снижает количество и длительность запусков ЖРДМТ, а определение соответствия двигателя заданным параметрам осуществляется косвенным путем, на основе данных о давлениях внутри сопла и снаружи [16; 17].

В интервале $(0, t_1)$ давление в барокамере находится в состоянии, которое создается работающими вакуумными насосами. В момент t_1 производится запуск двигателя.

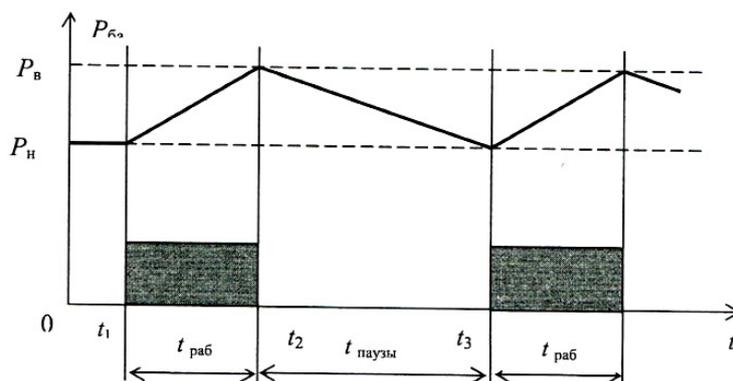


Рис. 1. Принципиальная схема изменения давления в барокамере:
 $t_{\text{раб}}$ – время работы двигателя; $t_{\text{паузы}}$ – время паузы между включениями;
 P_v, P_n – верхнее и нижнее допустимые значения
 давления в барокамере соответственно

Fig. 1. The principal scheme of pressure changing inside a pressure chamber:
 $t_{\text{раб}}$ – engine working period; $t_{\text{паузы}}$ – time between working cycles;
 P_v, P_n – upper and lower limiting pressure values respectively

В интервале (t_1, t_2) при работающем двигателе в барокамеру поступают продукты сгорания с массовым секундным расходом $\dot{m}_{\Sigma}(t)$. Масса продуктов сгорания, поступившая в барокамеру за время работы двигателя, равна

$$M_{\Sigma} = \int_{t_2}^{t_1} \dot{m}_{\Sigma}(t) dt. \quad (1)$$

Также в интервале (t_1, t_2) включаются в работу на полную производительность вакуумные насосы испытательного стенда, которые продолжают работать в этом режиме и в интервале (t_2, t_3) . Масса газовой смеси, удаляемая из барокамеры вакуумной системой в периоды от t_1 , до t_3 , рассматривается по выражению:

$$M_{\text{выбр}} = \rho_{\text{ну}} \int_{t_1}^{t_3} Q(t) dt, \quad (2)$$

где $\rho_{\text{ну}}$ – плотность газовой смеси в нормальных условиях; $Q(t)$ – объемная производительность вакуумной системы, приведенная к нормальным условиям.

Таким образом, интервал (t_1, t_2) характеризуется тем, что в этот период часть газовой смеси в количестве $M_{\text{выбр}}^{1-2}$ уносится из барокамеры вакуумной системой, а оставшаяся часть газовой смеси определяется по формуле

$$M_{\text{бар}}^{1-2} = M_{\Sigma} - M_{\text{выбр}}^{1-2} = \int_{t_1}^{t_2} [m_{\Sigma}(t) - \rho_{\text{ну}} Q(t)] dt. \quad (3)$$

Величина массы должна удовлетворять условию неперевышения верхнего допустимого предела $P_{\text{в}}$ при заполнении внутреннего объема $V_{\text{бар}}$ барокамеры.

Принимая с некоторым допущением газовую смесь в виде смеси идеальных газов, запишем выражение для расчета оптимального значения объема барокамеры:

$$V_{\text{бар}} = \frac{M_{\text{бар}}^{1-2} R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{е}}} = \frac{R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{е}}} = \int_{t_1}^{t_2} [m_{\Sigma}(t) - \rho_{\text{ну}} Q(t)] dt, \quad (4)$$

где $R_{\text{пс}}$ – газовая постоянная; $T_{\text{бар}}$ – температура газовой смеси.

В интервале (t_2, t_3) происходит откачка из барокамеры вакуумными насосами оставшейся на момент времени t_2 газовой смеси $M_{\text{выбр}}^{1-2}$. К моменту времени t_3 должно быть достигнуто значение давления, равное нижнему допустимому пределу $P_{\text{н}}$. Среднее значение производительности вакуумных насосов для интервала (t_2, t_3) можно рассчитать как

$$Q_{\Sigma}^* \geq \frac{M_{\text{бар}}^{1-2}}{\rho_{\text{ну}} (t_3 - t_2)}. \quad (5)$$

Существенным недостатком формулы (4) является принятое предположение о том, что функциональные зависимости $m_{\Sigma}(t)$ и $Q(t)$ известны, в то время как на практике это не всегда имеет место, так как эти зависимости могут быть получены только путем проведения ряда испытаний соответствующего ЖРДМТ [18].

С достаточной степенью достоверности можно выполнить оценку оптимального объема барокамеры по известным статистическим значениям параметров, влияющих на объем. Такими параметрами являются: средние значения суммарного расхода компонентов топлива m_{Σ}^* и производительности вакуумной системы $Q_{\text{ср}}^*$ в интервале допустимых давлений в барокамере от $P_{\text{в}}$ до $P_{\text{н}}$.

Принимая время испытания двигателя при k включениях по циклограмме (рис. 1) $k\tau_{\text{вк}} = k(t_{\text{раб}} + t_{\text{паузы}})$, средние значения масс для k включений будут следующими:

$$M_{\Sigma}^* = m_{\Sigma}^* k t_{\text{раб}}; \quad M_{\text{выбр}}^* = \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^* k t_{\text{раб}}; \quad M_{\text{бар}}^* = \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^* k t_{\text{паузы}}.$$

Для значений масс продуктов сгорания, поступивших в барокамеру при включении двигателя и удаленных из барокамеры за период $t_{\text{раб}}$, получим:

$$M_{\text{бар}}^* = M_{\Sigma}^* - M_{\text{выбр}}^* = k t_{\text{раб}} (m_{\Sigma}^* - \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^*). \quad (6)$$

Тогда окончательное выражение для оценки внутреннего объема барокамеры испытательного стенда по статистическим данным

$$V_{\text{бар}}^* \geq \frac{M_{\text{бар}}^* R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{в}}} = \frac{R_{\text{пс}} T_{\text{бар}} k t_{\text{раб}}}{P_{\text{в}}} (m_{\Sigma}^* - \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^*). \quad (7)$$

Таким образом, полученная зависимость позволяет при организации процесса огневых испытаний ЖРДМТ:

– выполнить оценку требуемого внутреннего объема барокамеры $V_{\text{бар}}^*$ при заданных программой испытаний значениях $P_{\text{в}}$, $\tau_{\text{вк}}$, k , m_{Σ}^* и принятой производительности вакуумной системы стенда $Q_{\text{ср}}^*$;

- определить допустимое число включений двигателя k при известных значениях других величин, входящих в формулу (7), с обеспечением требования $P_{бар} \leq P_v$;
- оценить требуемую производительность вакуумной системы стенда $Q_{ср}^*$ при принятой величине $V_{бар}^*$, обеспечивающую выполнение программы испытаний, задающей значения $P_v, \tau_{вк}, k, m_{\Sigma}^*$;
- оценить возможность проведения испытаний конкретного ЖРДМТ с обеспечением условия $P_{бар} \leq P_v$ при заданных программой $P_v, \tau_{вк}, k, m_{\Sigma}^*$ на испытательном стенде с показателями $V_{бар}^*$ и $Q_{ср}^*$.

Из анализа выражения (7) следует, что при малых численных значениях P_v величина $V_{бар}^*$ может принимать такие относительно большие значения, что потребует значительного уменьшения числа k включений при обеспечении давления в барокамере в заданных пределах.

Для повышения эффективности имитации высотных условий предложено использовать барокамеру с трубчатым экраном, в который подается жидкий азот с необходимым расходом (рис. 2).

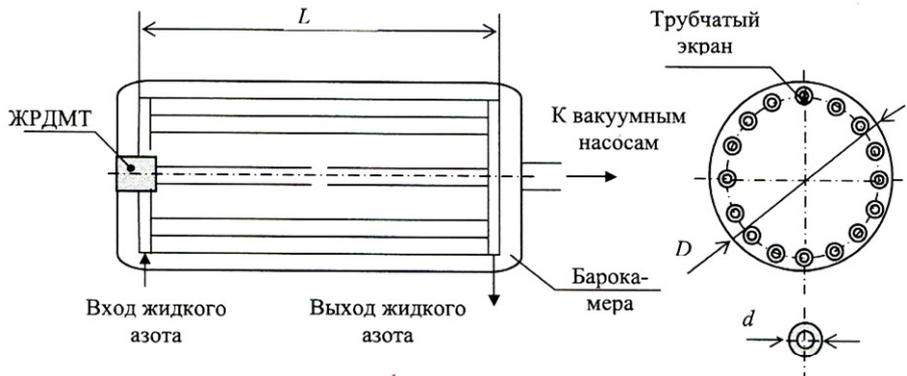


Рис. 2. Схема расположения трубчатого экрана в барокамере

Fig. 2. The scheme of tube shield arrangement inside a pressure chamber

Охлажденный жидким азотом экран обеспечивает осаждение на нем продуктов сгорания компонентов топлива, образующихся в процессе работы испытываемого ЖРДМТ, что существенно увеличивает время поддержания в барокамере заданного давления (вакуума) на срезе сопла камеры сгорания в период работы двигателя. В этом случае расчетный (без отрыва потока от стенки сопла) режим поддерживается не только объемом барокамеры, но и путем осаждения на охлажденных экранах продуктов сгорания компонентов топлива. При длине трубчатого экрана L , наружном диаметре d и n трубопроводов, составляющих экран, можно получить зависимость между временем работы двигателя, суммарным расходом компонентов топлива и геометрическими размерами трубчатого экрана:

$$t_{раб} = \pi \rho_{твпс} \delta n L \frac{d}{k m_{\Sigma}^*}, \quad (8)$$

где $\delta, \rho_{твпс}$ – толщина слоя и плотность осажденных на экране продуктов сгорания соответственно.

Согласно достигнутому опыту проведения огневых испытаний ЖРДМТ в условиях вакуума на испытательном комплексе одного из предприятий ракетно-космической промышленности

толщина осаждения на трубчатом экране продуктов сгорания при практическом сохранении эффективности осаждения составляет $\delta = 0,8 \dots 1,0$ мм. Осажденные на трубчатых экранах продукты сгорания имеют структуру, аналогичную снежному покрову, с плотностью $(0,4 \dots 0,6) \cdot 103$ кг/м³ [14; 18].

С учетом статистических значений приближенная формула для расчета предельно возможного времени огневой наработки двигателя между двумя следующими друг за другом процессами размораживания экрана имеет вид

$$t_{\Sigma} = K_1 n L \frac{d}{m_{\Sigma}^*}, \quad (9)$$

где $K_1 = 1,0 \dots 1,9$ – коэффициент, учитывающий опытные данные.

С учетом зависимости $nd \approx 0,8 \pi D$ в соответствии с рис. 2 получим

$$t_{\Sigma} = K_2 \frac{V_{\text{бар}}}{m_{\Sigma}^* \cdot D}, \quad (10)$$

где $K_2 = 3,2 // 6,1$ – коэффициент; D – внутренний диаметр барокамеры.

Уравнение динамики магистралей подачи компонентов топлива

Импульсные режимы работы ЖРДМТ инициируют в трубопроводах неустановившиеся (низкочастотные) процессы движения компонентов топлива. Оптимизация процессов огневых испытаний ЖРДМТ требует решения задачи по обеспечению динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик питающих магистралей [14; 15; 18].

Условия подобия гидродинамических процессов, возникающих при неустановившемся движении несжимаемой жидкости, можно описать с помощью известных дифференциальных уравнений неустановившегося движения и неразрывности жидкости (уравнениями Навье–Стокса) [19].

Для исследования неустановившегося движения вязкой несжимаемой жидкости в трубопроводах стенда используем следующие масштабные или базовые величины: T – характерное для процесса время; L – линейный размер; $C_{\text{ир}^*}$ – известные в выбранной точке жидкой среды в заданный момент времени скорость и давление соответственно.

Анализ известных уравнений Навье–Стокса, приведенных к безразмерному виду, показывает, что для подобия двух и большего количества гидродинамических процессов должны быть одинаковыми (*idem*) одноименные коэффициенты Sh , Eu , Fr , Re . Таким образом, гидродинамическое подобие магистралей компонентов топлива в двигательной установке и на стенде будет достигнуто соответствием коэффициентов:

$$Sh = \frac{L}{CT} = \text{idem}, \quad Eu = \frac{p^*}{\rho C^2} = \text{idem}, \quad Fr = \frac{C^2}{gL} = \text{idem}, \quad Re = \frac{CL}{\nu} = \text{idem},$$

а также равенством чисел Маха $M = C/a$, безразмерных волновых сопротивлений $\alpha = \rho Ca/p^*$ и относительных потерь на трение $\Delta p/p^*$ (где ρ , ν – плотность и кинематическая вязкость жидкости соответственно; a – приведенная скорость звука в системе «трубопровод–жидкость») [20].

Инерционность является одним из элементов, с помощью которых формируются модели гидравлических систем. Приняв для анализа инерционных характеристик трубопровода допущение, что участок его (рис. 3) заполнен невязкой несжимаемой жидкостью, можно записать уравнение динамики трубопровода, подводящего компонент топлива к ЖРДМТ, следующим образом:

$$j \frac{dm}{dt} + \zeta \frac{\rho c^2}{2} = p_{вх} - p_{вых} + p_m, \quad (11)$$

где j – коэффициент инерционных потерь; l – длина; F – площадь проходного сечения участка трубопровода; \dot{m} – секундный расход жидкости; $p_{вх}$, $p_{вых}$ – давление на входе и выходе участка трубопровода соответственно; p_τ – давление массовых сил столба жидкости на площадь F ; ζ – коэффициент гидравлического сопротивления [20; 21].

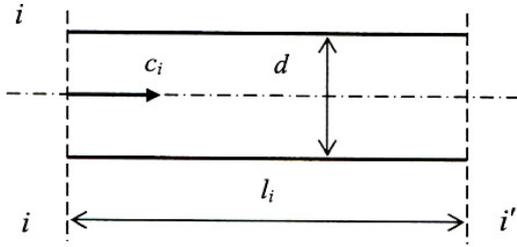


Рис. 3. Гидравлическая схема участка трубопровода

Fig. 3. The hydraulic scheme of pipeline area

Для определения требований к стендовым трубопроводам подачи компонентов топлива в ЖРДМТ при импульсном режиме его работы с частотой f рассмотрим вопрос о собственной частоте колебаний жидкости в трубопроводе f_0 . Свободные колебания, и в первую очередь частоты свободных колебаний (собственные частоты), являются определяющими факторами при рас-

смотрении динамических характеристик стендовых магистралей. При соотношении частот $f_0 \approx f$ в топливных магистралах стенда неизбежен резонанс, и в них будут инициироваться процессы, существенно влияющие на работу испытываемого ЖРДМТ. Это приведет к получению недостоверных оценок параметров двигателя по результатам испытаний.

Частота собственных колебаний жидкости зависит от емкостной постоянной времени, учитывающей сжимаемость среды, и инерционной, учитывающей инерционность. С учетом методов, изложенных в работах Б. Ф. Гликмана, Д. Н. Попова, определяют собственную частоту:

$$\omega_0 = \sqrt{2 / (\tau_e \tau_{и})}, \quad (12)$$

где $\tau_e = pL(\rho C a_2)$ – емкостная постоянная времени; $\tau_{и} = \rho cL / p = \dot{m}L / pF$ – инерционная постоянная времени.

Для тонкостенных труб цилиндрической формы скорость звука с учетом упругости стенок

$$a_t = \frac{a_{\infty t}}{\sqrt{1 + \chi \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}, \quad (13)$$

где $a_{\infty t}$ – скорость звука в неограниченном объеме жидкости с учетом текущего значения температуры T ; $a_{\infty t} = a_{\infty} + \beta_t(T - T_0)$; a_{∞} – скорость звука в неограниченном объеме жидкости при температуре T_0 ; β_t – температурный коэффициент; $E_{ж}$, $E_{тр}$ – соответственно модули упругости жидкости и материала стенок трубы; $\chi = D / \delta$ – безразмерный параметр трубы, D и δ – соответственно диаметр и толщина стенок трубы [15; 20; 22].

Выполнив подстановку и учитывая, что $f = \omega / 2\pi$, получим зависимость собственной частоты от параметров трубопровода и характеристик жидкости (компонента топлива):

$$f_0 = \frac{a_{\infty t} \sqrt{2}}{2\pi l \sqrt{1 + \frac{D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}. \quad (14)$$

Резонансные частоты имеют следующие значения:

$$f_o = \frac{1+2n}{4\pi l} \sqrt{\frac{E_{ж}}{\rho_{ж}}}, \quad (15)$$

где $n = 0, 1, 2, \dots$; $c_m = \sqrt{E_{ж} / \rho_{ж}}$ – скорость распространения возмущений в магистрали (скорость звука); l – длина магистрали.

Задачи низкочастотной динамики (до ≈ 20 Гц), в том числе и задачи, связанные с исследованием движения жидкости в стендовых гидромагистралях, могут быть описаны с достаточной степенью точности простыми зависимостями, если рассматривать магистраль как систему с сосредоточенными параметрами. Сжимаемость жидкости и деформация стенок трубы мало влияют на нестационарный гидродинамический процесс, если

$$T \gg l \sqrt{\frac{\rho_{ж}}{E_{ж}}} = \frac{l}{c_m},$$

где T – характерное для данного процесса время.

При этом длина гидравлической магистрали l_{\max} должна быть значительно меньше длины волны $\lambda_{\text{пр}}$ наибольшей частоты процесса f_{\max} учитываемой в расчетах.

Принимая скорость распространения продольных волн равной скорости звука в жидкости a и учитывая, что длина волны $\lambda_{\text{пр}} = a / f_{\max}$, запишем

$$l_{\max} \leq \frac{a}{f_{\max}^n}. \quad (16)$$

При оценке динамических характеристик ЖРДМТ при импульсных режимах возникающие в тягоизмерительном устройстве (ТИУ) силы инерции могут вносить существенные погрешности при оценке параметров, определяющих динамические характеристики. Погрешность измерения этих параметров возрастает, когда частота импульсного режима испытываемого ЖРДМТ находится в диапазоне собственной частоты ТИУ ввиду проявления эффекта резонанса. Поэтому при создании ТИУ необходимо обеспечивать значительное превышение собственной частоты $f_{0_{\text{тиу}}}$ над частотой импульсного режима $f_{0_{\text{тиу}}}$.

Стоит отметить, что решение вопроса снижения погрешности, возникающей вследствие динамики импульсных режимов работы ЖРДМТ возможно путем включения в испытательный стенд калибровочных устройств, осуществляющих корректировку инерционных сил в реальном времени. Данный способ существенно увеличивает материальные затраты на проведение испытаний, а также снижает надежность испытательного стенда [14; 18].

Оптимизация характеристик стендовых магистралей

Исходя из основного требования, определяющего организацию проведения огневых стендовых испытаний ЖРДМТ, – получение достоверной информации о работоспособности двигателя в условиях эксплуатации – сформулированы основные критерии оптимизации характеристик стендовых магистралей:

– потоки компонентов топлива в стендовых магистралях и магистралях КА должны быть подобны;

– колебательные процессы, возникающие в результате импульсных режимов работы испытываемого ЖРДМТ, не должны вносить дополнительных погрешностей в оценку его работоспособности [16; 19; 21].

Гидродинамическое подобие магистралей компонентов топлива в КЛА и на стенде достигается соответствием в уравнениях движения жидкости одноименных коэффициентов Sh , Eu , Fr и Re , а также равенствами чисел Маха, безразмерных волновых сопротивлений α и относительных потерь на трение $\Delta p / p^*$, тогда при заданных расходах компонентов топлива \dot{m} с учетом $\dot{m} = c\rho F$ получаем:

$$Sh = \frac{lF\rho}{\dot{m}t} = \text{idem}; Fu = \frac{pF^2\rho}{(\dot{m})^2} = \text{idem};$$

$$Fr = \frac{(\dot{m})^2}{(j+g)F^2l\rho^2} = \text{idem}; Re = \frac{\dot{m}l}{\nu F} = \text{idem}.$$

Так как испытания должны проводиться в натуральных условиях, то справедливы равенства для КЛА и стенда:

$$t_{ст} = t_{КА}; \dot{m}_{ст}; \rho_{ст} = \rho_{КА}; \nu_{ст} = \nu_{КА}.$$

После некоторых преобразований с учетом представленных равенств получаем следующие условия подобия магистралей стенда и КЛА:

$$Eu \cdot Fr = \frac{p}{(j+g)l} = \text{idem} \text{ или } \frac{p_{ст}}{(j_{ст}+g)l_{ст}} = \frac{p_{КА}}{(j_{КА}+g)l_{КА}} = \text{idem};$$

$$Re = \frac{l}{F} = \text{idem} \text{ или } \frac{l_{ст}}{F_{ст}} = \frac{l_{КА}}{F_{КА}}.$$

Последнее выражение можно представить через диаметры магистралей стенда $D_{ст}$ и КЛА $D_{КА}$ в виде

$$l_{ст} / D_{ст}^2 = l_{КА} / D_{КА}^2.$$

Зависимость собственной частоты колебаний жидкости в магистрали от характеристик компонента топлива и трубопровода выражается формулами

$$f_o = \frac{a_{\infty l} \sqrt{2}}{2\pi l \sqrt{1 + \frac{D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}} \text{ или } l = \frac{a_{\infty l}}{\pi f_o \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}. \quad (17)$$

Для исключения явления резонанса, вызывающего негативные (с точки зрения подобия) нестационарные процессы, собственная частота магистралей должна значительно отличаться от частоты вынужденных колебаний, возбуждаемых импульсным режимом работы испытываемого ЖРДМТ. Можно принять следующую зависимость частоты f_0 и максимальной частоты вынужденных колебаний $f_{дв\max}$ с учетом коэффициента запаса: $f_0 \geq n f_{дв\max}$.

Принимая значение коэффициента $n = 10$ и учитывая, что значение a_{∞} существенно превышает величину β_t , т. е. $a_{\infty} \gg \beta_t(T - T_0)$, формулу можно преобразовать:

$$l_{ст\max} = \frac{0,1a}{\pi f_{дв\max} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}, \quad (18)$$

где $l_{ст\max}$ – максимальное значение длины стендового трубопровода.

В полученном выражении известными величинами являются: частота $f_{дв\max}$, определяемая программой испытаний конкретного ЖРДМТ, величины a и $E_{ж}$ – как характеристики соответ-

ствующего компонента топлива. Известны также модули упругости для нержавеющей сталей типа 12Х18Н10Т. Неизвестными переменными величинами будут D и δ .

Учитывая зависимость $\lambda_{\min \text{ пр}} = a / f_{\max}$, где a – скорость звука в жидкости, запишем

$$l_{\text{ст}} \leq 0,1a / f_{\text{дв max}} \quad \text{или} \quad l_{\text{ст max}} = 0,1a / f_{\text{дв max}}.$$

Таким образом, длина стендовой магистрали должна быть такова, чтобы ее собственная частота не менее чем в 10 раз превышала максимальную частоту импульсного режима работы ЖРДМТ при испытаниях.

Тогда условия проектирования стендовых трубопроводов будут определены следующими выражениями:

$$l_{\text{ст}} / D_{\text{ст}}^2 = l_{\text{КА}} / D_{\text{КА}}^2; \quad l_{\text{ст max}} = \frac{0,1a}{\pi f_{\text{дв max}} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{\text{ж}}}{E_{\text{тр}}}}}; \quad l_{\text{ст max}} = 0,1 / f_{\text{дв max}}.$$

Чаще всего при проектировании стендовых трубопроводов учитывают имеющиеся в наличии материальные ресурсы – сортамент труб с параметрами $D_{\text{ф}}$ и $\delta_{\text{ф}}$.

Если известен сортамент труб с параметрами $D_{\text{ф}}$ и $\delta_{\text{ф}}$, то с учетом этого, методика проектного расчета трубопроводов будет следующей:

– по условиям подобия определяют длину трубопровода

$$l_{\text{ст тр}} = D_{\text{ф}}^2 \frac{l_{\text{КА}}}{D_{\text{КА}}^2};$$

– определяют максимальную длину трубопровода по значению a , известного для конкретного компонента топлива,

$$l_{\text{ст max}} = 0,1a / f_{\text{дв max}};$$

– рассчитывают максимально допустимую длину трубопровода по известным значениям

$$l_{\text{ст max}} = \frac{0,1a}{\pi f_{\text{дв max}} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{\text{ж}}}{E_{\text{тр}}}}};$$

– выбирают проектное значение максимальной длины трубопровода и по полученным данным проверяют условие устойчивости процесса

$$l_{\text{ст nh}} < l_{\text{ст доп}}.$$

При испытаниях ЖРДМТ расход топлива можно измерять сильфонным первичным преобразователем с индуктивным измерителем перемещения сильфона и с записью перемещения на осциллограмме. Точность измерения расхода зависит, в основном, от точности измерения перемещения сильфона. Относительная погрешность при этом составляет 4 %. При очень малых расходах тягу и расход топлива определяют как среднее значение за серию импульсов [14; 18].

Управление испытанием полностью автоматизировано, так что запуск ЖРДМТ происходит без вмешательства экспериментатора в момент прохождения маятником положения устойчивого равновесия.

Заключение

В результате теоретических и расчетно-аналитических исследований, основанных на практическом опыте стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги, разработана методика оценки частотных характеристик гидравлических магистралей стенда для испы-

таний ЖРДМТ. Представлена математическая модель сложной технической системы для имитации высотных условий работы ЖРДМТ в процессе огневых испытаний в широком диапазоне импульсных режимов.

Библиографические ссылки

1. Гришин С. Д., Захаров Ю. А., Оделевский В. К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М. : Машиностроение, 2003. 236 с.
2. Разработка основных систем стенда огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / М. В. Краев, Г. Г. Крушенко, Л. Н. Кайчук, В. Г. Яцуненко Препринт № 1. Красноярск : ИВМ СО РАН, 2008. 47 с.
3. Воробьев А. Г., Воробьев С. С. Метод расчета теплового состояния камеры при установленном импульсном режиме работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 4. С. 945–955.
4. Лебединский Е. В. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.
5. НИИМаш [Электронный ресурс]. URL: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31-rpropulsion> (дата обращения: 10.11.2020).
6. Новости космонавтики [Электронный ресурс]. URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum9/topic11175/> (дата обращения 12.08.2020).
7. Продукция Тураевского МКБ «Союз» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tmkb-soyuz.ru/31> дата обращения: 15.09.2020).
8. Продукция ФГУП КБ ХМ имени А. М. Исаева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=31> / (дата обращения: 21.08.2020).
9. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные / под ред. И. Г. Шустова. М. : МАКС-Конверсалт, 2000. 406 с.
10. Бирюков В. И., Назаров В. П., Царапкин Р. А. Алгоритм оценки запасов устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Том 18, № 3. С. 558–566.
11. AMBR Engine for Science Missions [Электронный ресурс]. URL: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa.../20090001339.pdf (дата обращения: 05.09.2020).
12. Шибанов А. А., Пикалов В. П., Сайдов С. С. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях. М. : Машиностроение ; Полет, 2013. 512 с.
13. Краев М. В., Яцуненко В. Г. Измерения параметров при огневых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СибГАУ. 2004. № 5. С. 167–172.
14. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск, 2016. 248 с.
15. Гликман Б. Ф. Нестационарные течения в пневмогидравлических цепях. М. : Машиностроение, 1979. 125 с.
16. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Динамика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2016. 168 с.
17. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J. Lestrade, O. Verberne, G. Khimeche и др. // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, 2014.
18. Яцуненко В. Г. Оптимизация процесса конструкторской отработки ЖРД малой тяги при огневых испытаниях : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006. 124 с.

19. Панчурин К. А. Решение уравнений Навье – Стокса в частном случае нестационарного ламинарного течения в трубах // Труды Лен. ин-та водн. транспорта, 1963. Вып. 45. С. 49–51.
20. Файзулаев Д. Ф., Наврузов К., Фаттаев Ф. Н. Пульсирующее течение вязкой несжимаемой жидкости в круглой трубе с разветвлением // ДАН УзССР, 1981. № 10. С. 20–22.
21. Попов Д. Н. Об особенностях нестационарных потоков в трубах // Изв. вузов. Машиностроение. 1970. № 7. С. 78–82.
22. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monoropellant Rocket Engines. 42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, 2006.

References

1. Grishin S. D., Zakharov Yu. A., Odelevskiy V. K. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov s dvigatelyami maloy tyagi* [Design of aircrafts with liquid propellant rocket engines of low thrust]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 236 p.
2. Kraev M. V., Krushenko G. G., Kaychuk L. N., Yatsunenko V. G. *Razrabotka osnovnykh sistem stenda ognevykh ispytaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi* [Design of main systems of thruster test facility]. Krasnoyarsk, IVM SO RAN Publ., 2008, 47 p.
3. Vorob'ev A. G., Vorob'ev S. S. [Methods of thruster chamber heat state calculation in a steady impulse regime]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 4, P. 945–955. (In Russ.)
4. Lebedinskiy E. V. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigateli i ikh modelirovanie pod red. A. S. Koroteeva* [Working processes in liquid propellant rocket engines and their modelling edited by A. S. Koroteev]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p.
5. NIIMash [Research Institute of Mechanical Engineering]. (In Russ.) Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31-propulsion> (accessed: 10.11.2020).
6. *Novosti kosmonavтики* [Space news]. (In Russ.) Available at: <http://novosti-kosmonavтики.ru/forum/forum9/topic11175/> (accessed: 12.08.2020).
7. *Produktsiya Turaevskogo MKB "Soyuz"* [The products of the Turaev MKB Soyuz]. (In Russ.) Available at: <http://www.tmbk-soyuz.ru/> (accessed: 15.09.2020).
8. *Produktsiya FGUP KB KhM imeni A. M. Isaeva* [Products of the Federal State Unitary Enterprise Isayev Design Bureau] (In Russ.). Available at: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=31> (accessed: 21.08.2020).
9. Shustov I. G. *Dvigateli 1944–2000: aviatsionnye, raketnye, morskije, nazemnye* [Engines 1944–2000: aircraft, rocket, naval, land-based engines]. Moscow, AKS-Konversalt Publ., 2000, 406 p.
10. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. [Estimating algorithm of working process stability reserve in liquid-propellant rocket engines chambers]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 558–566. (In Russ.)
11. AMBR Engine for Science Missions [NASA in space propulsion technology (ISPT) program]. Available at: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa.../20090001339.pdf (accessed: 05.09.2020).
12. Shibanov A. A., Pikalov V. P., Saydov S. S. *Metody fizicheskogo modelirovaniya vysokochastotnoy neustoychivosti rabocheho protsessa v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh pod red. d-ra tekhn. nauk K. P. Denisova*. [Methods of physical modelling of high-frequency instability in working processes of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., Polet Publ, 2013, 512 p.
13. Kraev M. V., Yatsunenko V. G. [Measurements during firing tests of low thrust liquid propellant rocket engines]. *Vestnik SibGAU*. 2004, Vol. 5, P. 167–172. (In Russ.)
14. Yatsunenko V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Bench testing of liquid propellant rocket engines]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ. Publ., Moscow Aviation Inst. Publ., 2016, 248 p.

15. Glikman B. F. *Nestatsionarnye techeniya v pnevmogidravlicheskih tsepyakh* [Non-stationary flows in hydraulic and pneumatic circuits]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 125 p.
16. Biryukov V. I., Mosolov S. V. *Dinamika gazovykh traktov zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Dynamics of gas paths of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Moscow Aviation Inst. Publ., 2016, 168 p.
17. Lestrade J., Verberne O., Khimeche G. et. al. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, 2014.
18. Yatsunenkov V. G. *Optimizatsiya protsessa konstruktorskoj otrabotki ZhRD maloy tyagi pri ognevykh ispytaniyakh* [Optimisation of the design process for liquid-propellant low thrust rocket engines firing tests]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ., 2006, 124 p.
19. Panchurin K. A. [Solution of the Navier-Stokes equations for the particular case of non-stationary laminar flow in pipes]. *Trudy Leningradskogo Instituta vodnogo transporta*. 1963, Vol. 45, P. 49–51. (In Russ.)
20. Fayzulaev D. F., Navruzov K., Fattaev F. N. [Pulsating flow of a viscous incompressible fluid in a circular branch pipe] *DAN Uzbek SSR*. 1981, No. 10, P. 20–22. (In Russ.)
21. Popov D. N. [Features of non-stationary flows in pipes]. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii, Mashinostroenie*. 1970, No. 7, P. 78–82. (In Russ.)
22. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines. *42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Sacramento, 2006.

© Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Яцуненко В. Г., Савчин Д. А., 2021

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

Пиунов Валерий Юрьевич – кандидат технических наук; заместитель генерального директора; Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева – филиал ФГУП ГКНПЦ имени М. В. Хруничева. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Яцуненко Владимир Григорьевич – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

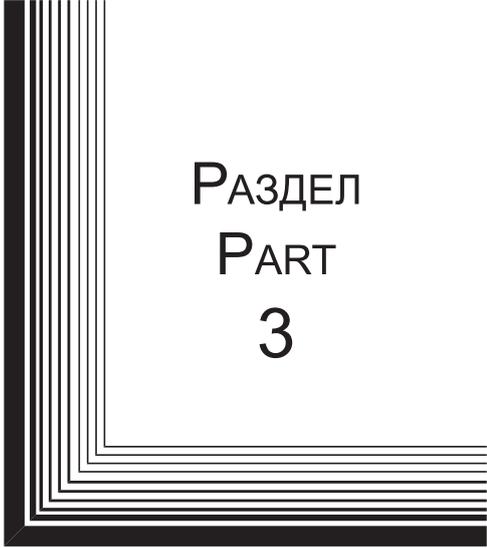
Савчин Дмитрий Александрович – аспирант; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: savchin.dim@yandex.ru.

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

Piunov Valery Yuryevich – Cand. Sc.; Deputy General Director; Isaev Chemical engineering Design Bureau. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Yatsunenkov Vladimir Grigorievich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

Savchin Dmitry Aleksandrovich – Post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: savchin.dim@yandex.ru.



РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



УДК 621.11; 620.97

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-356-370

Для цитирования: Конверсионное использование моделей рабочих процессов турбоустановок ракетных двигателей в приложении к локальной энергетике / В. А. Аброськин, В. А. Чернорот, А. А. Кишкин и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 356–370. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-356-370.

For citation: Abroskin V. A., Chernorot V. A., Kishkin A. A., Delkov A. V., Zhuravlev V. Yu. Conversion use of models of working processes of rocket engine turbine installations in the application to local power engineering. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 356–370. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-356-370.

Конверсионное использование моделей рабочих процессов турбоустановок ракетных двигателей в приложении к локальной энергетике

В. А. Аброськин¹, В. А. Чернорот¹, А. А. Кишкин^{2*}, А. В. Делков², В. Ю. Журавлев²

¹ООО ИТЦ «СОЮЗ-ЭНЕРГО»

Российская Федерация, 662971, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 39а

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

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

*E-mail: spsp99@mail.ru

В настоящей работе рассмотрена концепция использования методов расчета и проектирования энергетических установок ракетных двигателей для конверсионного моделирования локальной энергетики арктических и северных районов Красноярского края с очевидным обобщением на соседние административные формирования со сходными климатическими и структурно логистическими условиями. Предложенная структура содержит блоки электрогенерации, привязанные как к промышленным отходам деревообработки, так и к природным и промышленным тепловым хвостам, идентифицируемым как источники низкопотенциального тепла, а также в качестве источника предложены современные реакторные установки малой мощности блочного необслуживаемого исполнения. Объединяющим элементом энергоустановок является турбогенератор, спроектированный с учетом использования нетрадиционного, часто бросового и природного низкопотенциального тепла.

Ключевые слова: турбины реактивные, центробежные и центростремительные, энергетические технологии, низкопотенциальное тепло, геотермальное тепло, тепловые сбросы, атомные станции малой мощности.

Conversion use of models of working processes of rocket engine turbine installations in the application to local power engineering

V. A. Abroskin¹, V. A. Chernorot¹, A. A. Kishkin^{2*}, A. V. Delkov², V. Yu. Zhuravlev²

¹ООО ITC “SOYUZ-ENERGO”

39a, Lenin St., Zheleznogorsk, 662971, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

*E-mail: spsp99@mail.ru

In this paper, we consider the concept of using methods for calculating and designing rocket engine power plants for conversion modeling of local energy in the Arctic and northern regions of the Krasnoyarsk Territory, with an obvious generalization to neighboring administrative formations with similar climatic and structural and logistical conditions. The proposed structure contains power generation units linked to both industrial woodworking waste and natural and industrial heat tailings, identified as sources of low-potential heat, as well as modern low-power reactor plants of block maintenance-free design. The unifying element of power plants is a turbo generator, designed with the use of unconventional, often waste and natural low-potential heat.

Keywords: jet turbines, centrifugal and centripetal, energy technologies, low-potential heat, geothermal heat, thermal discharges, low-power nuclear power plants.

Введение

Накопленный опыт расчетов параметров газотурбинных установок ракетных двигателей позволяет применить цифровые модели к технологиям утилизации низкопотенциального тепла для создания энергетических установок малой мощности.

В мировой постановке проблем малой энергетической генерации, использующей нетрадиционные виды топлива, источников энергии, возобновляемой и ветровой энергетики [1; 2], рассматриваются аспекты совершенствования, характеристик [3], за счет детального исследования рабочих процессов в энергетическом оборудовании, использующем нетрадиционные редкие циклы [4]. В Российской Федерации задачи малой распределенной энергетики ставятся и определяются с не меньшим охватом.

Согласно докладу главы регионального министерства промышленности, энергетики и ЖКХ Евгения Афанасьева на 10 Международном форуме «Арктика: настоящее и будущее», проходившем в г. Санкт-Петербурге, энергосистема Арктической зоны Красноярского края включает в себя две гидроэлектростанции – Усть-Хантайская и Курейская, три газовых ТЭЦ, обеспечивающие электроэнергией Норильский промышленный район, а также более 60 дизельных электростанций и 48 котельных в энергоизолированных поселках. Основными проблемами энергосистемы северных районов является значительный износ оборудования, высокая стоимость доставки топлива, а также ограничения поставки топлива, связанные с коротким периодом северного завоза. Из краевого бюджета выделяется значительная доля средств на субсидирование затрат на выработку энергии.

Для развития северных регионов и создания инфраструктуры, позволяющей создать достойные социальные условия жизни местного населения и развития промысловых хозяйств, принимаемые меры в области обеспечения энергией недостаточны.

С целью повышения эффективности энергообеспечения, на территории поселка Тура Эвенкийского района в настоящее время внедрена утилизация сбросного тепла на трех дизельных электростанциях с получением тепловой энергии в виде горячей воды. В России в целом и Красноярском крае имеются современные энергетические технологии, позволяющие значительно уменьшить эксплуатационные затраты [5–8].

В ООО «ИТЦ «Союз-Энерго» совместно с СибГУ им. М. Ф. Решетнева разработана уникальная технология преобразования низкопотенциальной тепловой энергии (теплая вода, теплый воздух и отходящие горячие газы и т. д.) в органическом цикле Ренкина в электроэнергию. Данная технология основана на использовании в цикле органического низкокипящего рабочего тела (фреона), в сочетании как типового мощностного ряда турбин, так и экспериментальной конструкции центробежной реактивной турбины, позволяющей, в отличие от типовых конструкций, работать в области насыщенного (конденсирующегося) пара, без нарушения работы

соплового аппарата и турбины, а также конструктивно объединяющего часть функции циркуляционного нагнетателя [9; 10] и турбины, что обеспечивает снижение энергетических потерь за счет уменьшения механических потерь ротора и повышения общего КПД турбины [11]. В качестве электрогенератора применен высокооборотный генератор на постоянных магнитах.

Математическое моделирование и инженерные расчеты выполнены ИТЦ «СОЮЗ-ЭНЕРГО» и кафедрой холодильной и криогенной техники СибГУ им. М. Ф. Решетнева.

Математическое моделирование

Принципиальная структурная схема установки утилизатора тепловых выбросов на основе паротурбинной установки (ПТУ) представлена на рис. 1.

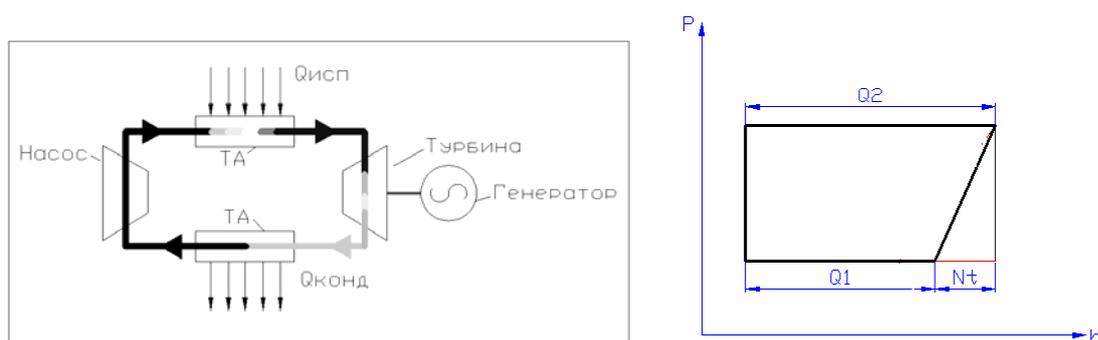


Рис. 1. Структурная схема установки и цикл работы:
 ТА – теплообменный аппарат; Q_2 – теплота, подведенная в испарителе;
 Q_1 – теплота, отведенная в конденсаторе; N_t – мощность турбины

Fig. 1. Block diagram of the installation and its operation cycle

Математическая модель ПТУ на органических рабочих телах (ОРТ) строится на четырех основных уравнениях, в различных интерпретациях составляющих основу технической гидромеханики и рассматривающей течение сжимаемых жидкостей с теплообменом. Ниже эти уравнения представлены для одномерного потока в двух формах – дифференциальной и интегральной:

– уравнение движения (уравнение Эйлера):

$$\rho \frac{d\bar{W}}{dt} = \rho \bar{F} - grad(p); \quad (1)$$

– уравнение механической энергии (уравнение Бернулли):

$$\frac{\rho W^2}{2} + p = const; \quad (2)$$

где ρ – плотность; W – скорость; t – время; F – сила; p – давление;

– уравнение неразрывности в дифференциальной форме:

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho div(\bar{W}) = 0; \quad (3)$$

– уравнение неразрывности в интегральной форме:

$$\rho S W = const, \quad (4)$$

где S – площадь проходного сечения канала;

– уравнение сохранения энергии в термодинамических параметрах в дифференциальной форме:

$$\rho \frac{du}{dt} = -p \operatorname{div} \bar{W} + \mu D - \operatorname{div} \bar{q} + \rho \frac{dq}{dt}; \quad (5)$$

– уравнение сохранения энергии в термодинамических параметрах в интегральной форме (первый закон термодинамики):

$$\Delta U = A + \Delta Q, \quad (6)$$

где μD – работа сил вязкости; u , U – внутренняя энергия; q , Q – тепловой поток;

– уравнение состояния (в общем виде) (см. рис. 1):

$$f(p, \rho, T) = 0. \quad (7)$$

Четыре уравнения содержат четыре независимых физических величины: p , ρ , q , T . Таким образом, система является замкнутой. Эти уравнения универсальны и могут быть применены к описанию любых процессов в турбоустановках теплоэнергетических систем. Систему этих уравнений можно конкретизировать для различных уровней в соответствии с принятой иерархией модели:

– уровень конечных объемов. Рассматривает геометрический объем, настолько малый, чтобы иметь возможность применения дифференциальных уравнений;

– уровень элементов системы. Рассматривает конкретный элемент (компонент сложной системы) – теплообменник, насос, капиллярную трубку. Соответственно уравнения интегральные. На этом уровне получаются уравнения, получившие название компонентных уравнений элемента;

– уровень системы. Рассматривает систему в целом, уравнения интегральные. Эти уравнения в литературе получили название топологических уравнений системы.

Процедура вычислений отражена на диаграмме рабочего цикла (рис. 2). Перепад давлений (1) задает высоту цикла на диаграмме, тепловой поток (6) задает ширину цикла. Балансировка цикла происходит по расходу и температуре. Система уравнений решается численно методом итерации расхода на балансе уравнения энергии. Результат решения системы уравнений определяет положение цикла на диаграмме с привязкой к свойствам рабочего тела (2), (4); (6), (7).

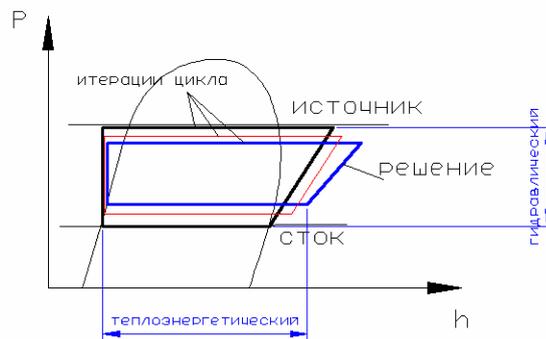


Рис. 2. Определение параметров цикла по системе уравнений

Fig. 2. Determination of the cycle parameters by the system of equations

Для учета изменяющихся свойств рабочего тела была разработана поверхность состояния рабочего тела. Математическая поверхность состояния (рис. 3) органического рабочего тела в координатах давления p , удельного объема v ($v = 1/\rho$) и температуры T позволяет проводить

расчеты циклов энергоустановок численными методами с учетом непрерывного изменения свойств. Кроме того, с использованием поверхности возможно получение основных параметров тела (энтальпия, энтропия, теплоемкость, скорость звука и т. д.) с использованием дифференциальных уравнений термодинамики.

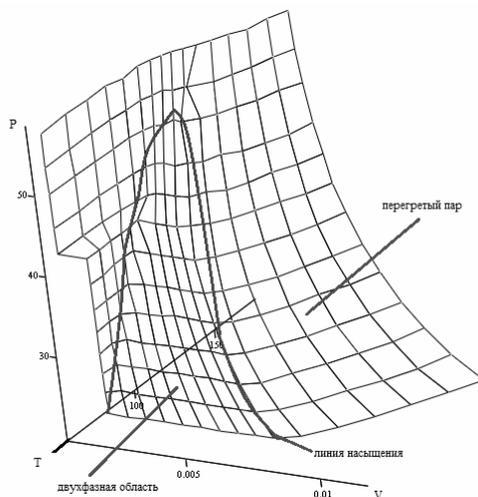


Рис. 3. Поверхность состояния фреона R22

Fig. 3. The surface condition of freon R22

Расчетная характеристика по адиабатной мощности турбины хорошо согласуется с теоретическими результатами. При повышении напора насоса увеличивается перепад давлений в системе, а значит и перепад температур (рис. 4). Увеличивается удельная работа турбины, растет массовый расход.

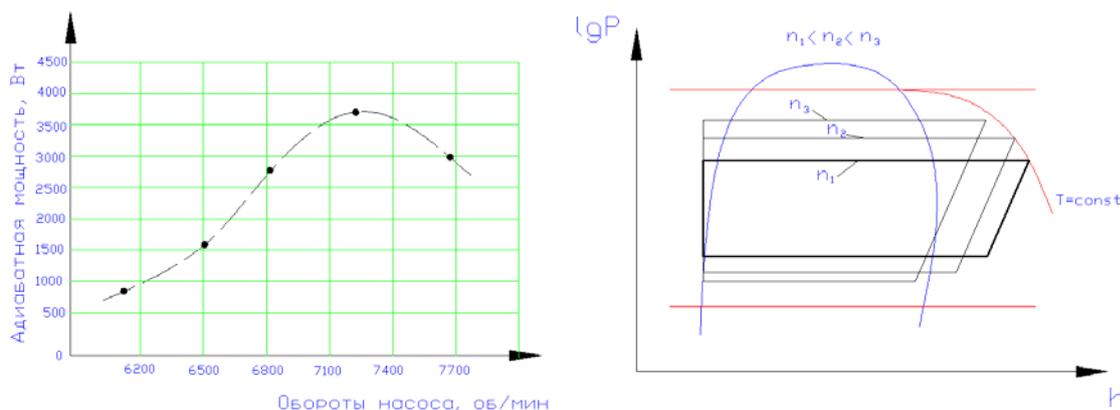


Рис. 4. Реакция ПТУ ОРТ на изменение оборотов насоса

Fig. 4. Reaction of the steam turbine unit on the change of pump speed

Вышеприведенные результаты численных экспериментов наряду с отражением адекватности математической модели теоретическим сведениям о работе ПТУ позволяют сформулировать следующее: вследствие неоднозначности влияния (в том числе и взаимовлияния) управляющих параметров на работу ПТУ ОРТ оптимизация, конструкторская и режимная, подобных паротурбинных установок – задача комплексная, предполагающая рассмотрение широкого спектра возможных состояний системы. Один из эффективных способов решения такой

задачи – разработка алгоритмов и методик ее решения на основе математической модели с проведением численных исследований.

Для верификации модели был спроектирован испытательный стенд установки (рис. 5). Для оценки мощности турбины требуются параметры сообщенного воде количества энергии, что оценивается посредством данных о давлении и температуре воды на входе и на выходе из насоса. Основной элемент лабораторной установки – паровая турбина.

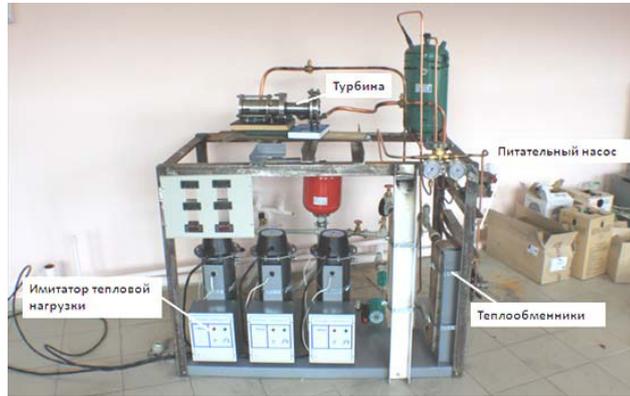


Рис. 5. Испытательный стенд ПТУ на ОРТ

Fig. 5. The test stand of the steam turbine unit

Предлагаемые решения

Анализ результатов работы экспериментального турбогенератора «Термоэл», конструктивная проработка и расчеты показывают, что турбогенератор может обеспечить выработку электроэнергии от единиц до нескольких тысяч кВт, обеспечивая КПД от 20 до 40 % при температуре теплоносителя (вода, газ) от 20 °С и выше.

В настоящее время разрабатывается два турбогенератора модульного исполнения для исследовательского стенда переплавки металлических радиоактивных отходов на одном из предприятий концерна «Росатом» [12]. Трехмерные модели электрогенераторов мощностью 100 кВт на единой раме и 1 МВт в 20 футовом контейнере приведены на рис. 6.

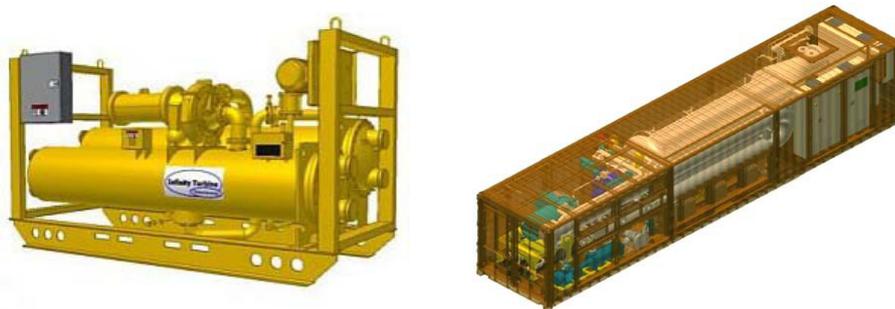


Рис. 6. Турбогенераторы мощностью 100 и 1000 кВт

Fig. 6. 100 kW and 1000 kW turbo generators

Предлагается рассмотреть следующие технические решения по созданию или модернизации существующих локальных энергетических систем:

– утилизация тепла с выработкой дополнительной электроэнергии существующих дизельных электростанций;

- местное производство по выработке бытового жидкого топлива и пироугля из местной древесины санитарной очистки леса и отходов переработки древесины;
- мини ТЭЦ на местных отходах древесины (опилки, стружка, щепа, ветки деревьев и кустарников);
- использование тепла геотермальных вод для выработки электроэнергии;
- использование атомной энергии атомных электростанций малой мощности для получения электроэнергии и горячей воды.

В большинстве своем для выработки электроэнергии в Северных районах используются дизельные электростанции. При работе этих станций выбрасывается в атмосферу большое количество бросового тепла, так называемые тепловые хвосты. Тепловые хвосты образуются из отходящих газов продуктов сгорания, системы охлаждения двигателя внутреннего сгорания и системы охлаждения масла. На 1 МВт вырабатываемой электроэнергии образуется 1–2 МВт тепла.

В последнее время для утилизации тепловых хвостов используются когенерационные установки, обеспечивающие комбинированный процесс – выработку электроэнергии и тепла в виде горячей воды. Установка утилизации тепла отходящих газов и получения горячей воды приведена на рис. 7.



Рис. 7. Установка утилизации тепла отходящих газов

Fig. 7. Waste gas heat recovery unit

Одним из перспективных и экономически выгодным техническим решением является создание комплексного энергоцентра с комбинированной выработкой электроэнергии, горячей воды и электроэнергии из тепла горячей воды. Для этого к когенерационной установке необходимо добавить турбогенераторный модуль «Термоэл».

При мощности дизель-генератора 1 МВт можно дополнительно получить 0,5 МВт электроэнергии и 0,5 МВт тепла в виде горячей воды.

При годовой выработке электроэнергии $500 \text{ кВт} \cdot 8000 \text{ час} = 4\,000\,000 \text{ кВт} \cdot \text{ч}$ в год выручка от реализации электроэнергии при стоимости 1 кВт·ч электроэнергии 10 руб. составит 4 млн $\text{кВт} \cdot \text{ч} \cdot 10 = 40 \text{ млн руб.}$ Срок окупаемости по расчетам составляет 1,1 года. Схема турбогенератора «Термоэл» с использованием тепловых хвостов приведена на рис. 8.

Самой северной точкой переработки древесины является г. Лесосибирск, где деревоперерабатывающие предприятия расположились вдоль р. Енисей на протяжении 40 км. На протяжении многих лет своей деятельности накоплено большое количество отходов лесопиления.

Древесина является одним из сырьевых топливных источников. Теплотворная способность древесины составляет 4600 ккал/кг при насыпной массе 550–600 кг/м³. Теплотворная способ-

ность древесных брикетов составляет 7800 ккал/кг при насыпной массе 600 кг/м³. Теплотворная способность дизельного топлива в среднем 10000 ккал/кг при объемной массе 800 кг/м³. Анализ характеристик различных видов древесных брикетов и дизельного топлива показывает что, древесные брикеты в полной мере могут заменить дизельное топливо.

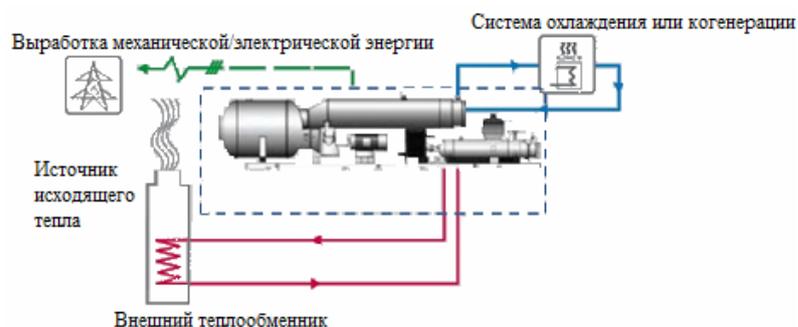


Рис. 8. Схема утилизации тепловых хвостов

Fig. 8. Heat tailings utilization scheme

В последнее десятилетие российские ученые, конструкторы и производители оборудования разработали технологию быстрого пиролиза древесинных отходов с получением бытового жидкого топлива и пироугля. На базе разработанной технологии изготавливается модульные комплексы.

Трехмерная модель комплекса установки быстрого пиролиза приведена на рис. 9.

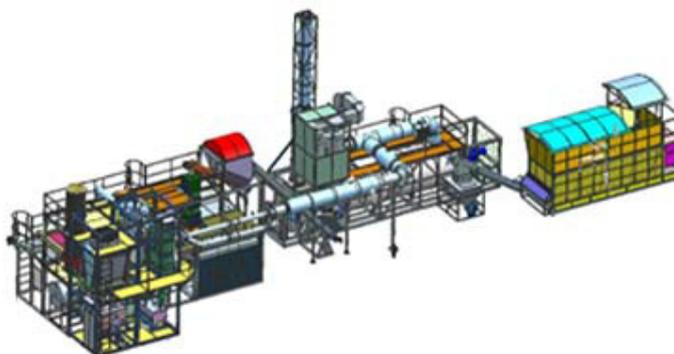


Рис. 9. Общий вид установки быстрого пиролиза с габаритными размерами 31,5×7×9,1 [м]

Fig. 9. General view of the rapid pyrolysis plant

Технические характеристики установки:

- производительность, кг/ч – 500, по сухому;
- энергопотребление, кВт*ч – 25;
- режим работы – непрерывный;
- максимальная температура в реакторе, °С – 650;
- максимальная температура в топке, °С – 1000.

Выход продуктов пиролиза:

- газ, кг/ч – 130;
- углерод, кг/ч – 100;
- бионефть, кг/ч – 270.

Жидкое бытовое топливо (бионефть) может быть использовано в котельных в отдаленных северных районах, углерод (пироуголь) тоже может быть использован как твердое топливо с вдуванием углеродного порошка в топку.

При дальнейшей перегонке бионефти можно получить:

- фенол-формальдегидный клей для производства фанеры и клееной древесины;
- древесную уксусную кислоту – антисептик и удобрение для обработки почв.

В настоящее время в России изготавливаются и реализуются котельные мощностью от 100 кВт до 50 МВт, работающие на древесных отходах. При совместной работе котельных с турбогенераторами «Термоэл» есть возможность создать эффективную энергетическую систему выработки тепла в виде горячей воды и электроэнергии, а также освободиться от мегокилометровых завалов древесных отходов в г. Лесосибирске.

На рис. 10 приведена трехмерная модель модульной котельной мощностью 1–3 МВт.

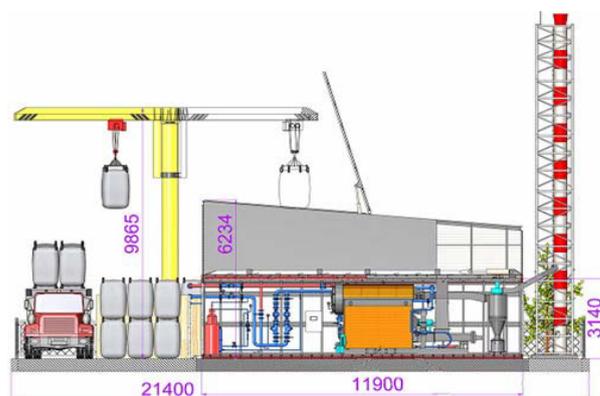


Рис. 10. Модульно-двухблочная котельная ООО «СОЮЗ» тепловой мощностью от 1 до 3 МВт с многотопливными котлами (щепа, пеллеты, брикеты, уголь)

Fig. 10. Modular-2-block boiler house of SOYUZ LLC with a thermal capacity of 1 to 3 MW with multi-fuel boilers (wood chips, pellets, briquettes, coal)

Одним из неиссякаемых источников энергии являются геотермальное тепло, выделяющееся в результате ядерных процессов внутри нашей планеты.

Известно, что внутри Земли находится количество воды, превышающее её количество на поверхности и за счет водного теплообмена происходит выделение тепла в атмосферу [9].

Красноярский край частично располагается на территории Западно-Сибирской равнины. Геологические исследования поиска нефтяных месторождений, а также гидрологические исследования на огромной территории еще в 50-е гг. прошлого столетия показали, что под нами на глубине от нескольких сотен до нескольких тысяч метров располагается источник горячей воды с объемом, превышающим Средиземное море.

Под Бийском, Семипалатинском или Кустанаем температура воды достигает лишь +5...+10 градусов Цельсия, дальше на север, на широте Павлодара, Петропавловска, Томска, где глубина составляет уже 500–600 м, термометр в буровой скважине показывает +25 градусов по Цельсию (рис. 11).

Еще более горячая вода (+75 градусов Цельсия) выявлена на глубине 1,5 км близ города Тюмень. А там, где приходится бурить буровые скважины на глубину 2,5–3 км, временами на высоту до 50 м вырываются фонтаны настоящего кипятка. Температура одного из таких искусственных гейзеров (в Колпашеве) достигает +125 градусов Цельсия!

В России имеется опыт использования геотермального тепла для выработки электроэнергии. В 1965 г. институтом «Теплофизика» СО АН СССР была построена на Среднепаратунском месторождении фреоновая геотермальная электростанция мощностью 1 МВт при температуре геотермальной воды 80 °С. В качестве агрегата для выработки электроэнергии была применена лопаточная турбина, КПД которой составил не более 7 %, остальное тепло горячей воды использовалось на нужды теплоснабжения [13; 14].



Рис. 11. Геотермальное теплое море

Fig. 11. Geothermal warm sea

Используя центробежную турбину модели «Термоэл» можно создать в местах наличия термальных вод локальные системы электро- и теплоснабжения с высокой энергетической эффективностью без ущерба окружающей среде. Для поиска геотермальных горизонтов с относительно высокой температурой 40–70 °С необходимо провести инженерно-геологические и гидрологические изыскания. Принципиальная схема использования геотермальных вод для производства электроэнергии приведена на рис. 12.

По опыту строительства геотермальных электростанций в Европе стоимость капитальных вложений составляет 3 000 дол. за 1 кВт вырабатываемой электроэнергии.

Для обеспечения надежной автономной системой тепло- и электроснабжения небольших поселений и производств малой мощности стоит рассмотреть возможность строительства атомных станций малой мощности (АСММ) до 400 МВт. Разработки по созданию АСММ велись еще 50 лет назад. Однако они не завершились конкретным внедрением.

В настоящее время разработаны энергоисточники на базе реакторной установки (РУ) КЛТ-40С мощностью 35 МВт, РУ АБВ-6Э мощностью 6 МВт и РУ РИТМ 200 мощностью 50 МВт [15–17].

Плавающий энергоблок с РУ КЛТ-40С построен и введен в эксплуатацию, остальные два проекта пока не реализованы.

Основные преимущества АСММ: возможность создания необходимой мощности АСММ в зависимости от требования потребителей; небольшой срок строительства; экологически чистый вид энергии; длительный срок эксплуатации (более 35–40 лет).

Трёхмерная модель плавучей АСММ и АСММ с РУ РИТМ 200 приведена на рис. 13.

Схема модульной конструкции АСММ с двумя реакторами «Мастер» с тепловой мощностью 30 МВт каждый приведена на рис. 14.

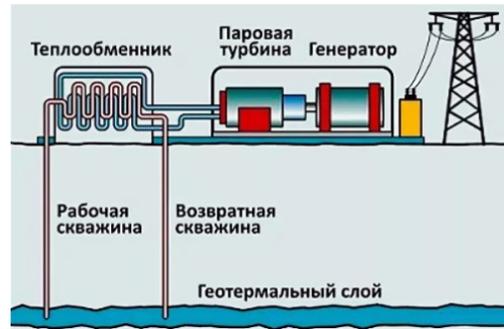


Рис. 12. Принципиальная схема использования геотермальных вод для производства электроэнергии

Fig. 12. Schematic diagram of the use of geothermal water for electricity generation



Рис. 13. Модель плавучей АСММ

Fig. 13. Model of the floating ASMM

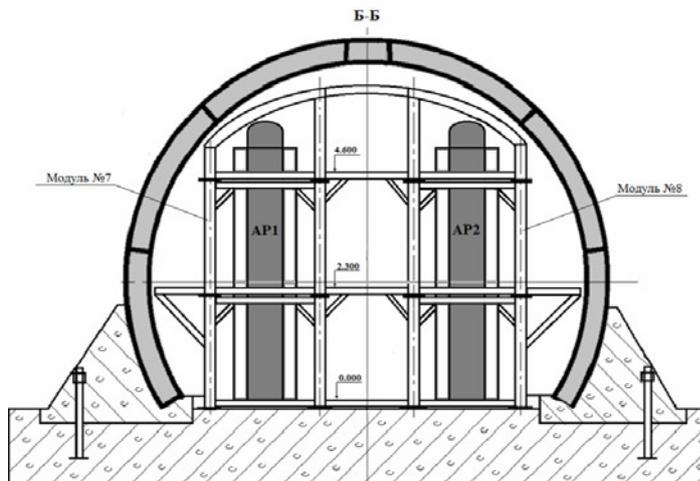


Рис. 14. Схема модульной конструкции АСММ

Fig. 14. Diagram of the modular design of the ASMM

Заключение

Накопленный опыт математического моделирования тепломассообменных и теплоэнергетических процессов в проточной части двигателей летательных аппаратов позволяет использовать результаты для отдельных элементов турбин, насосов, теплообменных аппаратов в цикле Ренкина для энергогенерирующего оборудования с возможностью проектной оптимизации параметров как элементов, так и системы с последующим расчетом проточной части элементов конструкции.

Перспективным способом использования низкопотенциальных источников энергии является применение преобразователей-утилизаторов на основе паротурбинных установок с применением органических рабочих тел с температурой конденсации ниже 100 °С.

Рассмотренная структура распределенной электрогенерирующей системы малой мощности учитывает лишь отдельные источники и возможности северных и малодоступных территорий и определяется общим требованием к источникам тепла: относительно низкий температурный потенциал, что требует разработки и производства специального оборудования для турбоэлектрогенерации, определяемой удовлетворительной возможностью блочной транспортировки и монтажа, а также минимального технического обслуживания на длительном сроке эксплуатации. Несомненно, низкий потенциал, повышенные требования по безопасности и длительный срок эксплуатации при минимальном техническом обслуживании делают эту область электрогенерации достаточно проигрышной по показателям энергетической эффективности с большой электрогенерацией. Однако только такое исполнение по нашему мнению формирует нишу низкопотенциальной энергетики в труднодоступных субарктических районах. В материалах не рассмотрены другие элементы возобновляемой энергетики, хотя когенеративно возможно их применение.

Библиографические ссылки

1. Fates of heavy organics of bio-oil in hydrotreatment: The key challenge in the way from biomass to biofuel / L. Zhang, X. Hu, C. Li, V. Esmaeili, M. Gholizadeh // *Science of the Total Environment* . 2021. Vol. 778, 146321.
2. Economic-environmental analysis of combined heat and power-based reconfigurable microgrid integrated with multiple energy storage and demand response program / M. Hemmati, M. A. Mirzaei, M. Abapour et al. // *Sustainable Cities and Society*. Sustainable Cities and Society. 2021. Vol. 69, 102790.
3. Research and applications of drag reduction in thermal equipment: A review (Review) / W. Gong, J. Shen, W. Dai et al. // *View Correspondence (jump link)*. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2021. Vol. 172. 121152.
4. Romei A., Binotti M. Off-design performance of closed OTEC cycles for power generation (Article) *View Correspondence (jump link)* // *Renewable Energy*. 2021. Vol. 170. P. 1353–1366.
5. Разработка установок-утилизаторов низкопотенциального тепла на основе органического цикла Ренкина / А. А. Кишкин, Д. В. Черненко, А. А. Ходенков и др. // *Альтернативная энергетика и экология*. 2013. № 14 (136). С. 57–63.
6. Разработка установок-утилизаторов низкопотенциального тепла на основе органического цикла Ренкина / А. А. Кишкин, Д. В. Черненко, А. А. Ходенков и др. // *Альтернативная энергетика и экология*. 2014. № 3 (4). С. 35–36.
7. Проектирование паровых микротурбинных установок малой распределенной энергетики / М. А. Ермаков, В. С. Галимов, Ю. Н. Шевченко и др. // *Сб. материалов Междунар. семинара,*

проводимого в рамках подготовки IX Междунар. науч.-практ. конф. «Горные территории : приоритетные направления науки Российской Федерации». 2018. С. 77–79.

8. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М. И. Толстопятов, А. А. Зуев, А. А. Кишкин и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 4 (44). С. 134–139.

9. Белоусов В. И., Эрлих Э. Н. Становление геотермальной энергетики Камчатки : проблемы и решения // Вопросы истории естествознания и техники. 2015. Т. 36, № 2. С. 306–321.

10. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин, А. В. Делков, А. А. Ходенков и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 5 (45). С. 34–38.

11. Теплоотдача вращательных течений в турбомашинах на основе двухслойной модели турбулентного пограничного слоя / А. А. Зуев, А. А. Кишкин, М. И. Толстопятов и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 5 (45). С. 127–129.

12. Бутузов В. А., Амерханов Р. А., Григораши О. В. Геотермальное теплоснабжение в мире и в России: состояние и перспективы // Теплоэнергетика. 2018. № 5. С. 45–49.

13. Васильев Ю. С., Амосов Н. Т. Атомные станции малой мощности // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского гос. политехн. ун-та. 2014. № 2 (195). С. 26–34.

14. Сравнительная эффективность использования атомных станций малой мощности в локальных энергосистемах на востоке России / Н. И. Воропай, Б. Г. Санеев, И. Ю. Иванова, А. К. Ижбулдин // Атомные станции малой мощности: новое направление развития энергетики : под ред. акад. РАН А. А. Саркисова. Т. 2. М. : Академ-Принт, 2015. С. 59–72.

15. Численное исследование газодинамики сопел малоразмерных газогенераторов вытекающих из них струй / И. Э. Иванов, И. А. Крюков, С. А. Шустов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. № 1 (43) / 2014. С. 112–122.

16. Пат. 2697274 Российская Федерация, ^{МПК} В09В 3/00. Способ переработки твердых коммунальных и промышленных отходов / Чернорот В. А., Лапшин Б. М., Аброськин В. А. № 2018141008 ; заявл. 21.11.2018 ; опубл. 13.08.2019 Бюл. № 23. 7 с.

17. Пат. 181361 Российская Федерация, ^{МПК} F01D 1/32. Центробежная турбина / Аброськин В. А. № 2017144390 ; заявл. 18.12.2017 ; опубл. 11.07.2018 Бюл. № 20. 7 с.

References

1. Zhang L., Hu X., Li C., Esmaeili V., Gholizadeh M. Fates of heavy organics of bio-oil in hydrotreatment: The key challenge in the way from biomass to biofuel. *Science of the Total Environment*. 2021, Vol. 778, No. 146321.

2. Hemmati M., Mirzaei M. A., Abapour M., Zare K., Mohammadi-ivatloo B., Mehrjerdi H., Marzband M. Economic-environmental analysis of combined heat and power-based reconfigurable microgrid integrated with multiple energy storage and demand response program. *Sustainable Cities and Society*. 2021, Vol. 69, No. 102790.

3. Gong W., Shen J., Dai W., Li K., Gong M. Research and applications of drag reduction in thermal equipment: A review (Review). View Correspondence (jump link). *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2021, Vol. 172, No. 121152.

4. Romei A., Binotti M. Off-design performance of closed OTEC cycles for power generation (Article). View Correspondence (jump link). *Renewable Energy*. 2021, Vol. 170, P. 1353–1366.

5. Kishkin A. A., Chernenko D. V., Khodenkov A. A., Delkov A. V., Tanasienko F. V. [Development of low-grade heat recovery units based on the organic Rankin cycle]. *Alternative Energy and ecology*. 2013, No. 14 (136), P. 57–63 (In Russ.).

6. Kishkin A. A., Chernenko D. V., Khodenkov A. A., Delkov A. V., Tanasienko F. V. [Development of low-grade heat recovery units based on the organic Rankin cycle]. *Alternative Energy and ecology*. 2014, No. 3 (4), P. 35–36 (In Russ.).
7. Ermakov M. A., Galimov V. S., Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Melkozerov M. G. [Design of steam microturbine installations of small distributed power engineering]. *Collection of materials of the International seminar held in preparation for IX International Scientific and Practical Conference Mountainous Territories: Priority Areas and Sciences of the Russian Federation*. 2018, P. 77–79.
8. Tolstopyatov M. I., Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhuikov D. A., Nazarov V. P. [Rectilinear uniform flow of gases with heat transfer in power plants of aircraft]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 4 (44), P. 134–139 (In Russ.).
9. Belousov V. I., Erlikh E. N. [Formation of geothermal energy in Kamchatka: problems and solutions]. *Problems of the history of natural science and technology*. 2015, Vol. 36, No. 2, P. 306–321. (In Russ.)
10. Kishkin A. A., Delkov A. V., Khodenkov A. A., Zuev A. A., Zhuikov D. A. [Design optimization of heat engineering systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 5(45), P. 34–38 (In Russ.).
11. Zuev A. A., Kishkin A. A., Tolstopyatov M. I., Zhuikov D. A. [Heat transfer of rotational flows in turbomachines on the basis of a two-layer model of a turbulent boundary layer]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 5 (45), P. 127–129 (In Russ.).
12. Butuzov V. A., Amerkhanov R. A., Grigorash O. V. Geothermal heat supply in the world and in Russia: state and prospects. *Teploenergetika*. 2018, No. 5, P. 45–49 (In Russ.).
13. Vasiliev Yu. S., Amosov N. T. [Nuclear plants of low power]. *Scientific and technical statements of the St. Petersburg State Polytechnic University*. 2014, No. 2 (195), P. 26–34 (In Russ.).
14. Voropai N. I., Saneev B. G., Ivanova I. Yu., Izhbuldin A. K. Comparative efficiency of the use of low-power nuclear power plants in local power systems in the east of Russia. *Nuclear power plants of low power: a new direction of energy development*. Vol. 2. Moscow, Akadem-Print Publ., 2015, P. 59–72.
15. Ivanov I. E., Kryukov I. A., Shustov S. A. [Numerical study of gas dynamics of small-size gas generators and the jets flowing from them]. *Bulletin of the Samara State Aerospace University*. 2014, No. 1 (43), P. 112–122 (In Russ.).
16. Chernorot V. A., Lapshin B. M., Abroskin V. A. *Method of processing solid municipal and industrial waste*. Patent RF, no. 2697274, mpk B09B 3/00 No. 2018141008. 2019.
17. Abroskin V. A. *Centrifugal turbine*. Patent RF, IPC F01D 1/32. No. 2017144390. 2018.

© Аброськин В. А., Чернорот В. А., Кишкин А. А., Делков А. В., Журавлев В. Ю., 2021

Аброськин Василий Алексеевич – директор; ООО «Союз-Энерго». E-mail: megahol64@mail.ru.

Чернорот Владимир Алексеевич – заместитель директора; ООО «Союз-Энерго». E-mail: megahol64@mail.ru.

Кишкин Александр Анатольевич – доктор технических наук, профессор, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: spsp99@mail.ru.

Делков Александр Викторович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Журавлев Виктор Юрьевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

Abroskin Vasily Alekseevich – Director; Soyuz Energo LLC. E-mail: megahol64@mail.ru.

Chernorot Vladimir Alekseevich – Deputy Director; Soyuz Energo LLC. E-mail: megahol64@mail.ru

Kishkin Aleksandr Anatolevich – Dr. Sc., Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: spsp99@mail.ru.

Delkov Aleksandr Viktorovich – Ph. D., associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Zhuravlev Viktor Yurievich – Ph. D. assistant Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies.

УДК 669/713-048/25

Doi: 10.31772/2587-6066-2021-22-2-371-382

Для цитирования: Структурно-фазовое состояние и свойства заэвтектического силумина, обработанного импульсным электронным пучком / Ю. Ф. Иванов, С. П. Ереско, А. А. Клопотов и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 371–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2021-22-2-371-382.

For citation: Ivanov Yu. F., Eresko S. P., Klopotov A. A., Rygina M. E., Petrikova E. A., Teresov A. D. Structural-phase state and properties of hypereutectic silumin treated with a pulsed electron beam. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 371–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2021-22-2-371-382.

Структурно-фазовое состояние и свойства заэвтектического силумина, обработанного импульсным электронным пучком*

Ю. Ф. Иванов¹, С. П. Ереско^{2**}, А. А. Клопотов³, М. Е. Рыгина^{1,4},
Е. А. Петрикова¹, А. Д. Тересов¹

¹Институт сильноточной электроники СО РАН

Российская Федерация, 634055, г. Томск, просп. Академический, 2/3

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

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

³Томский государственный архитектурно-строительный университет

Российская Федерация, 634003, г. Томск, пл. Соляная, 2

⁴Национальный исследовательский Томский политехнический университет

Российская Федерация, 634055, г. Томск, ул. Ленина, 34

**E-mail: eresko07@mail.ru

Силумины заэвтектического состава являются перспективными современными материалами широкого назначения (машиностроение, авиация, приборостроение, медицина и т. д.). Недостатками заэвтектических силуминов, существенно ограничивающих сферу их применения, являются поры и раковины, крупные (порядка 100 мкм) включения вторых фаз пластинчатой и игольчатой формы. В результате выполненных в работе исследований продемонстрирована возможность формирования в поверхностном слое силумина структурно-фазовых состояний, размер и морфология кристаллитов которых может целенаправленно изменяться в пределах от десятков микрометров до десятков нанометров. Выявлены режимы облучения, позволяющие более чем в 5 раз повысить микротвердость (15 Дж/см², 150 мкс, 0,3 с⁻¹, 5 имп.) и более чем в 3 раза повысить износостойкость (50 Дж/см², 150 мкс, 0,3 с⁻¹, 5 имп.) силумина.

Ключевые слова: силумин заэвтектического состава, импульсный электронный пучок, структура, износостойкость, твердость.

Structural-phase state and properties of hypereutectic silumin treated with a pulsed electron beam

Yu. F. Ivanov¹, S. P. Eresko^{2**}, A. A. Klopotov³, M. E. Rygina^{1,4},
E. A. Petrikova¹, A. D. Teresov¹

* Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ (проект № 19-52-04009).
The work was carried out with the financial support of the RFBR grant (project No. 19-52-04009).

¹Institute of High Current Electronics (IHCE) of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences
2/3, Akademicheskii Av., Tomsk, 634055, Russian Federation

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

³Tomsk State University of Architecture and Building
2, Solyanaya Sq., Tomsk, 6340032, Russian Federation

⁴National Research Tomsk State University
36, Lenin Av., Tomsk, 634050, Russian Federation

**E-mail: eresko07@mail.ru

Hypereutectic silumin composition are promising modern materials of wide application (mechanical engineering, aviation, instrumentation, medicine, etc.). Disadvantages of hypereutectic silumin, significantly limiting their scope, are pores and shells, a large (about 100 μm) inclusions of the second phase lamellar and needle-like. As a result of the studies carried out in this work, the possibility of forming structural-phase states in the surface layer of silumin, the size and morphology of which can purposefully change in the range from tens of micrometers to tens of nanometers, is demonstrated. The irradiation modes that allow more than 5 times to increase the microhardness (15 J/cm^2 , 150 μs , 0.3 s^{-1} , 5 imp.) and more than 3 times to increase the wear resistance (50 J/cm^2 , 150 μs , 0.3 s^{-1} , 5 imp.) of silumin were revealed.

Keywords: hypereutectic silumin, pulsed electron beam, structure, wear resistance, hardness.

Введение

Силумины относятся к классу материалов на основе алюминия, которые достаточно широко используются в авиакосмической промышленности. Силумин – сплав алюминия с кремнием. Данный сплав отличается низкой стоимостью, высокой коррозионной стойкостью, хорошими литейными свойствами. Диаграмма состояния системы Al-Si относится к эвтектическим. Различают доэвтектические (<12 вес.% Si), эвтектические (\approx 12 вес.% Si), заэвтектические (>12 вес.% Si) силумины. Структура заэвтектического силумина представлена эвтектикой, первичными зёрнами кремния и интерметаллидами на основе железа, алюминия и кремния. Заэвтектический силумин имеет ряд макро- и микродефектов, возникающих при отливке и кристаллизации сплава: поры и раковины, возникающие из-за высокого газонасыщения. Чаще всего эти недостатки устраняются либо использованием модифицирующих добавок, либо изменением метода отливки. На данный момент разрабатываются различные технологии отливки сплава, использующие интенсивное охлаждение [1], закалочное затвердевание [2], а также легирование [3–5]. Данные методы требуют дорогостоящих присадок; методы отливки имеют ограничения по форме и размеру.

Облучение силумина импульсным электронным пучком позволяет производить модификацию структуры и свойств поверхностного слоя без использования дорогостоящих присадок [6–8]. В ряде работ [9; 10], выполненных на силуминах эвтектического состава, показано, что при взаимодействии пучка электронов с поверхностью металлических материалов за счет сверхвысоких скоростей нагрева и охлаждения образуется многофазная структура нано- и субмикро-размерного диапазона. Это способствует повышению твердости и износостойкости, усталостной долговечности и многих других свойств материала.

Целью настоящей работы является обнаружение и анализ закономерностей преобразования структуры и свойств заэвтектического силумина, подвергнутого облучению интенсивным импульсным электронным пучком субмиллисекундной длительности воздействия.

Материал и методика исследования

В качестве материала исследования был использован силумин заэвтектического состава (Al-22 вес. % Si) в литом состоянии. Сплав готовили в лабораторной электрической печи

сопротивления шахтного типа с карбидокремниевыми нагревателями в окрашенном тигле из нержавеющей стали. В качестве шихты использовали технически чистые алюминий А7 (ГОСТ 11069–2001 [11]) и кремний Кр0 (ГОСТ 2169–69 [12]). Сплав изготавливали без модифицирования и рафинирования жидкого металла. Технологический процесс приготовления сплава включал следующие основные операции: загрузка в печь и расплавление расчетного количества алюминия, введение навески кремния в жидкий алюминий (поэтапно) и его растворение, отстаивание расплава, снятие шлака, заливка. Температура приготовления расплава составляла 800–850 °С. Заливку расплава проводили в окрашенный огнеупорной краской холодный алюминиевый кокиль при температуре 820 °С. Для измерения температуры расплава использовали хромель-алюмелевую термопару (ХА) и потенциометр постоянного тока типа ПП (класс 0,5). Полученные отливки представляли собой прямоугольные пластины размером 55×120×20 мм (без учета прибыли), из которых вырезали образцы размерами 15×15×5 мм для обработки импульсным электронным пучком с целью анализа структурно-фазового состояния и свойств силумина. Облучение образцов интенсивным импульсным электронным пучком осуществляли на установке «СОЛЮ» [13]. Режим облучения: энергия ускоренных электронов 18 кэВ, плотность энергии пучка электронов 15–50 Дж/см², частота следования импульсов 0,3 с⁻¹, длительность воздействия пучка электронов 150 мкс, число импульсов облучения 3; облучение проводили в остаточной атмосфере аргона при давлении 0,02 Па. Режим облучения выбран согласно тепловым расчетам [14].

Образцы исследовали методами оптической (μ Vizo-MET-221), сканирующей (SEM-515 Philips) и просвечивающей (JEM-2100F) электронной микроскопии. Измерение микротвердости осуществляли на приборе ПМТ-3 при нагрузке на индентор 0,2 Н. Параметр износа и коэффициент трения определяли на трибометре TRIBOtechnic (условие сухого трения при комнатной температуре, контртело – шарик ШХ15 диаметром 6 мм, диаметр трека 4 мм, скорость вращения образца 2,5 см/с, нагрузка на индентор 10 Н, количество оборотов 8000).

Результаты исследования и их обсуждение

Структура исходного заэвтектического силумина является типичной для данной группы сплавов и характеризуется наличием первичных зерен кремния, размеры которых достигают 100 мкм, зерен эвтектики Al-Si и включений интерметаллидной фазы (рис. 1).

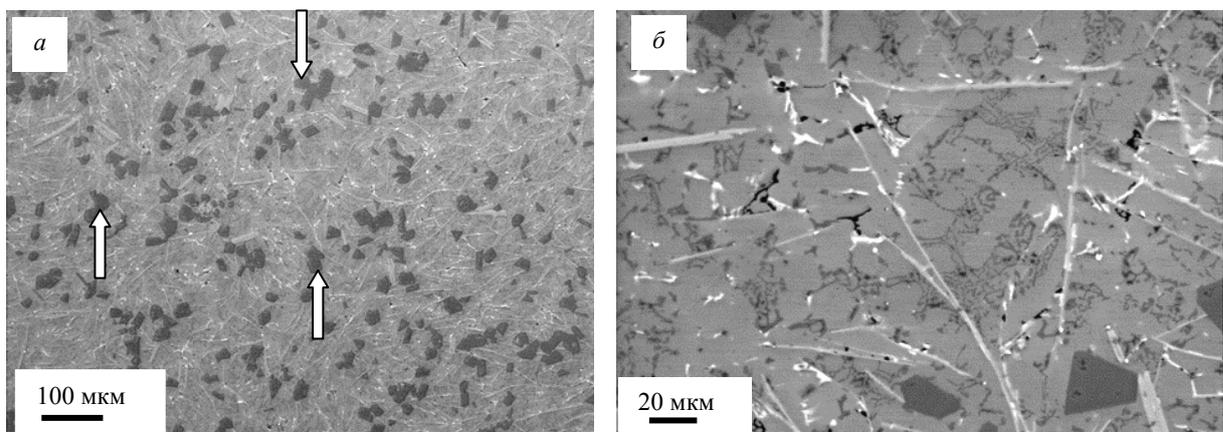


Рис. 1. Структура исходного заэвтектического силумина

Fig. 1. Structure of the initial hypereutectic silumin

Микрорентгеноспектральный анализ, выполненный методом «по точкам», выявил существенно неоднородное распределение элементного состава сплава. Выявлены зерна кремния (рис. 2, а, обозначены «1»), зерна эвтектики Al-Si (рис. 2, а, обозначены «2»), включения интерметаллидов различного элементного состава и формы (рис. 2, б).

Облучение силумина импульсным электронным пучком приводит к существенному преобразованию структуры поверхностного слоя сплава. Представленные на рис. 3 электронно-микроскопические изображения иллюстрируют состояние поверхностного слоя сплава, облученного в режиме частичного (рис. 3, а, б) и полного (рис. 3, в, з) растворения включений интерметаллидов и зерен кремния. Отчетливо видно, что во втором случае формируется однородная структура с размерами кристаллитов, изменяющимися в пределах единиц микрометров. Отметим, что облучение силумина импульсным электронным пучком в указанном диапазоне плотностей энергии не приводит к существенному изменению элементного состава поверхностного слоя; концентрация легирующих и примесных элементов изменяется в пределах ошибки измерения.

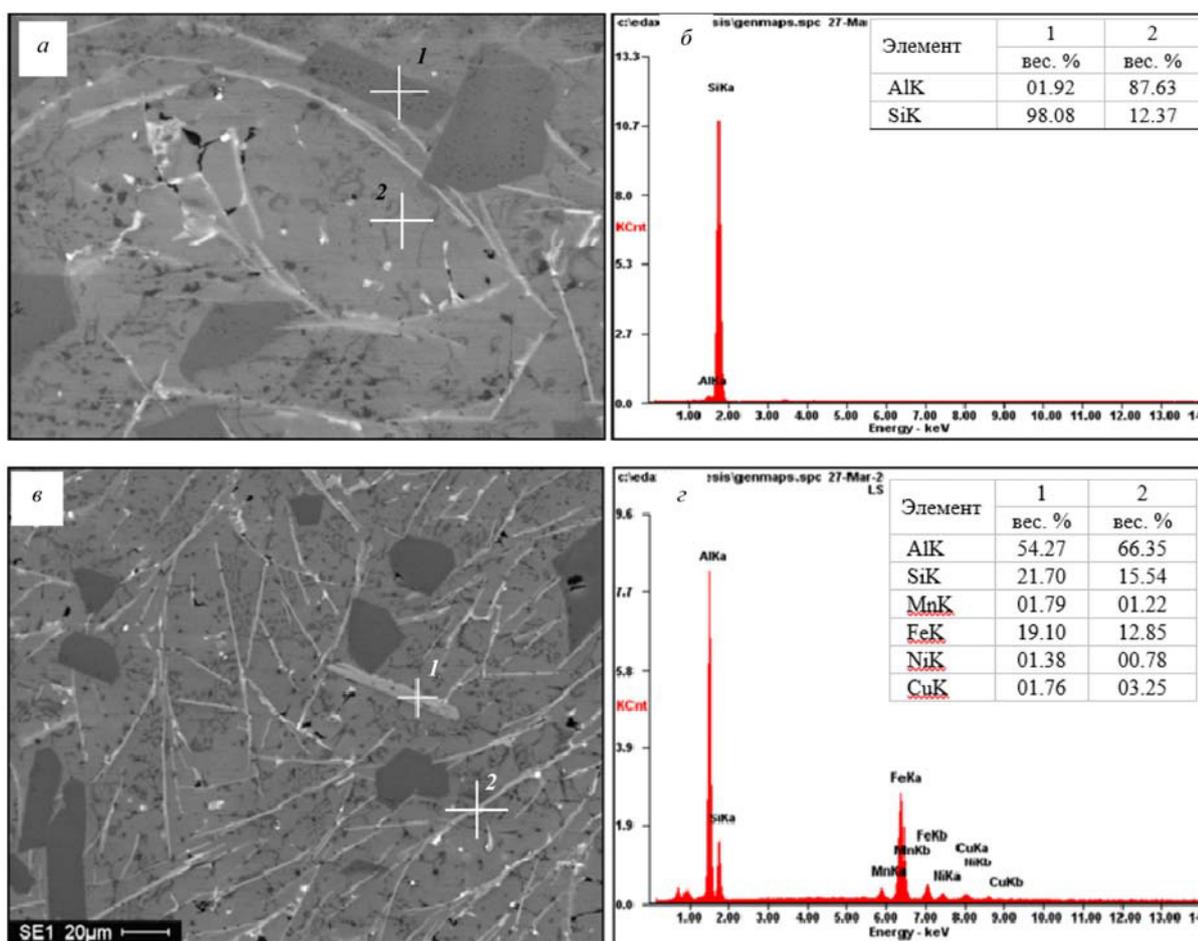


Рис. 2. Электронно-микроскопические изображения структуры силумина в литом состоянии (а, в); энергетические спектры (б, з), полученные с участков, обозначенных значком «+» и цифрой «1» (а, в). В таблицах (б, з), показан элементный состав анализируемых участков силумина

Fig. 2. Electron microscopic images of the structure of silumin in the cast state (a, v); (б, з) show the energy spectra obtained from the areas indicated in (a, v) with a "+" and the number "1". The tables given in (б) and (з) show the elemental composition of the analyzed sections of silumin

Структурно-фазовое состояние силумина на субмикро-наноразмерном уровне анализировали методами просвечивающей электронной микроскопии. Установлено, что импульсная электронно-пучковая обработка приводит к кардинальному преобразованию структуры поверхностного слоя силумина. Высокоскоростной режим нагрева, плавления, кристаллизации и охлаждения, реализующийся при облучении импульсным электронным пучком [15], приводит к формированию в поверхностном слое образцов структуры ячеистой кристаллизации (рис. 4). Размер ячеек кристаллизации изменяется в пределах от 200 до 650 нм. Толщина модифицированного слоя увеличивается с ростом плотности энергии пучка электронов и может достигать сотен микрометров. Вдоль границ ячеек кристаллизации располагаются включения второй фазы, формирующие (при плотности энергии пучка электронов до $30\text{--}35 \text{ Дж/см}^2$) протяженные прослойки (рис. 4, *а, б*) толщиной $30\text{--}85 \text{ нм}$. При больших значениях плотности энергии пучка электронов в поверхностном слое силумина на границах ячеек образуются частицы второй фазы округлой (глобулярной) формы (рис. 4, *в*, частицы указаны стрелками). Размеры таких частиц составляют $100\text{--}180 \text{ нм}$. Важно отметить, что при плотностях энергии пучка электронов, не превышающих 20 Дж/см^2 , в поверхностном слое силумина, наряду с ячейками высокоскоростной кристаллизации, присутствуют первичные включения второй фазы, сформировавшиеся в материале при литье (рис. 4, *а*, включения обозначены цифрами 1 и 2). Размеры таких включений могут достигать десятки микрометров.

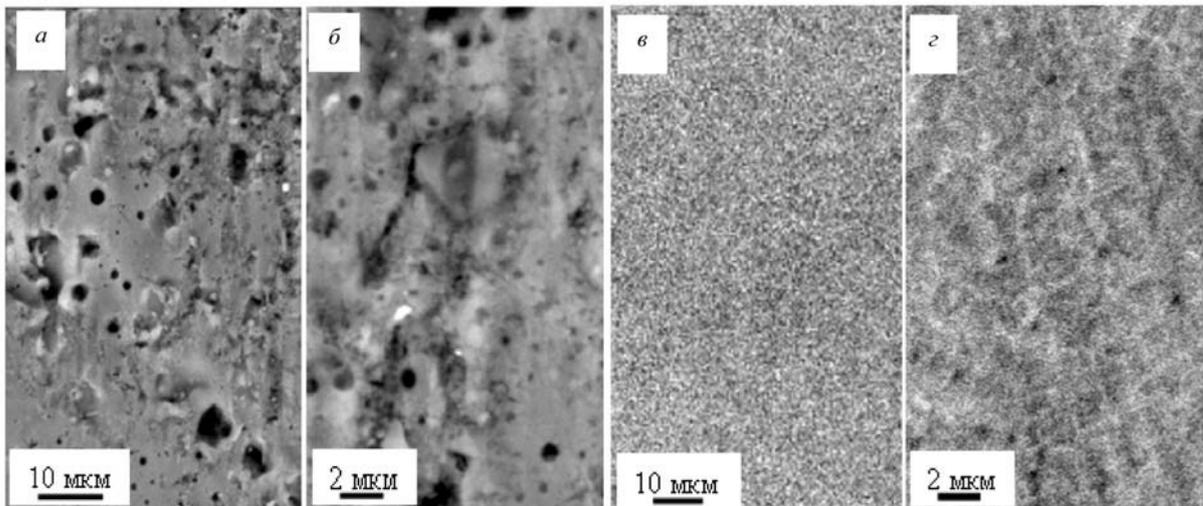


Рис. 3. Структура заэвтектического силумина, облученного импульсным электронным пучком (150 мкс , $0,3 \text{ с}^{-1}$, 3 имп): *а, б* – 15 Дж/см^2 ; *в, г* – 50 Дж/см^2

Fig. 3. Structure of hypereutectic silumin irradiated with a pulsed electron beam ($150 \text{ } \mu\text{s}$, 0.3 s^{-1} , 3 impulses): *a, б* – 15 J/cm^2 ; *в, г* – 50 J/cm^2

Очевидно, что столь существенное преобразование структуры силумина, имеющее место при облучении импульсным электронным пучком, приведет к изменению механических и трибологических свойств материала. Действительно, исследования механических свойств, выполненные путем определения микротвердости, показали, что облучение силумина импульсным электронным пучком способствует упрочнению материала (рис. 5). Наилучший результат, обеспечивающий увеличение твердости образцов более чем в 5 раз по сравнению с литым состоянием, достигнут при облучении силумина электронным пучком с плотностью энергии пучка электронов 15 Дж/см^2 .

Анализ структуры и фазового состояния модифицированного слоя силумина дает основание заключить, что основными факторами, обеспечивающими выявленное кратное увеличение микротвердости образцов, является присутствие частично растворившихся включений кремния и интерметаллидов исходного состояния, а также формирование ячеек кристаллизации, повышающих прочность зерен алюминия и эвтектики Al-Si. Полное растворение исходных включений второй фазы сопровождается снижением микротвердости силумина.

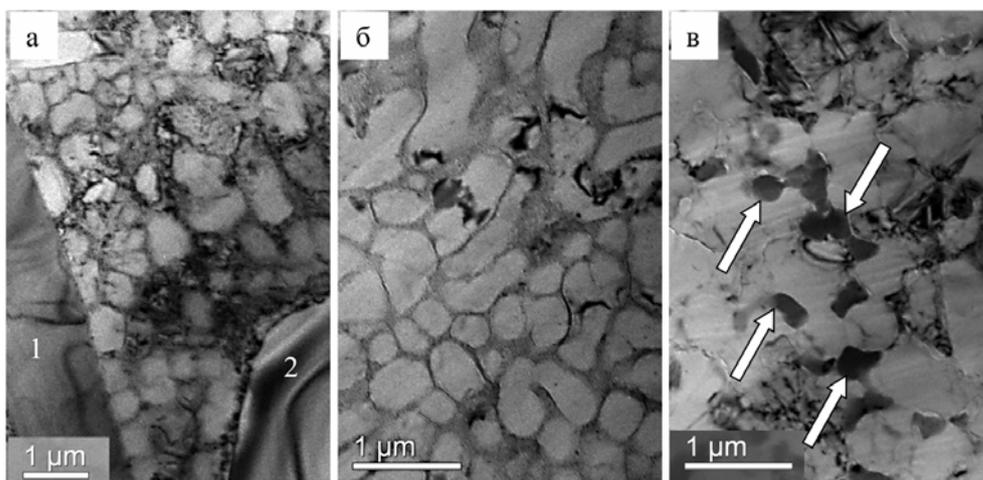


Рис. 4. Электронно-микроскопическое изображение структуры поверхностного слоя образцов силумина, облученных импульсным электронным пучком (150 мкс, $0,3 \text{ с}^{-1}$, 3 имп.): а – 15 Дж/см^2 ; б – 25 Дж/см^2 , в – 40 Дж/см^2 . На (а) цифрами обозначены включения второй фазы микронных размеров, образовавшиеся в процессе литья; на (в) стрелками указаны частицы второй фазы субмикронных размеров, образовавшиеся в результате облучения силумина электронным пучком. Просвечивающая электронная микроскопия

Fig. 4. Electron microscopic image of the structure of the surface layer of silumin samples irradiated with a pulsed electron beam (150 μs , 0.3 s^{-1} , 3 pulses): а – 15 J/cm^2 ; б – 25 J/cm^2 , в – 40 J/cm^2 . On (а) the numbers indicate inclusions of the second phase of micron dimensions, formed during the casting process; in (в), arrows indicate the particles of the second phase of submicron sizes, formed as a result of irradiation of silumin with an electron beam. Transmission electron microscopy

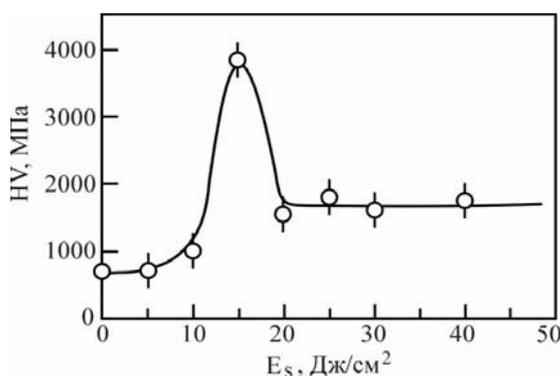


Рис. 5. Зависимость микротвердости силумина, облученного электронным пучком, от плотности энергии пучка электронов (150 мкс, 3 имп., $0,3 \text{ с}^{-1}$)

Fig. 5. Dependence of the microhardness of silumin irradiated with an electron beam on the energy density of the electron beam (150 μs , 3 pulses, 0.3 s^{-1})

При этом микротвердость модифицированного слоя превышает микротвердость литого состояния более чем в 2 раза (рис. 5).

Облучение силумина сопровождается существенным преобразованием трибологических свойств материала. Установлено, что при увеличении плотности энергии пучка электронов происходит снижение износа (повышение износостойкости) (рис. 6, *а*) и уменьшение коэффициента трения (рис. 6, *б*). Основываясь на результатах структурно-фазового анализа силумина, рассмотренных выше, можно заключить, что увеличение износостойкости силумина обусловлено, во-первых, растворением зерен первичного кремния, являющегося хрупкой фазой, которая в процессе трения выкрашивается и приводит к дополнительному изнашиванию материала. Во-вторых, повторным выделением частиц второй фазы субмикро- наноразмерного диапазона. В-третьих, формированием структуры ячеистой кристаллизации, упрочняющей зерна алюминия и эвтектики Al-Si.

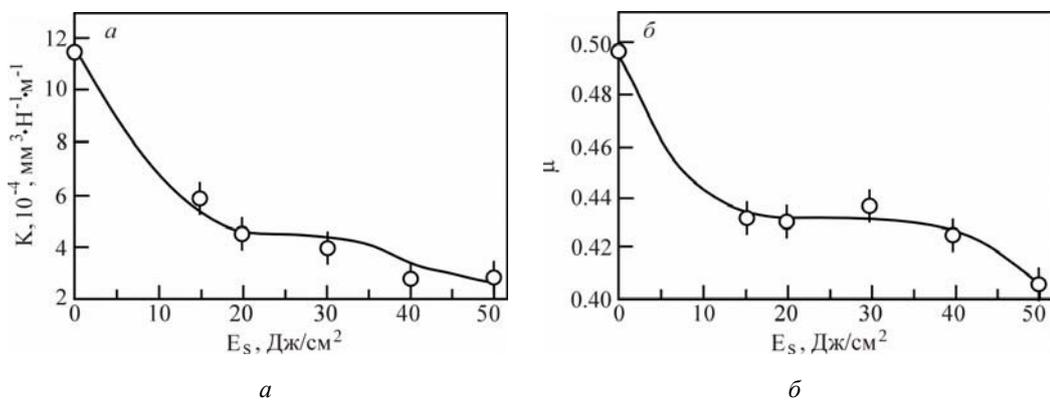


Рис. 6. Зависимость параметра износа (*а*) и коэффициента трения (*б*) силумина, облученного импульсным электронным пучком, от плотности энергии пучка электронов (150 мкс, 3 имп., 0,3 с⁻¹)

Fig. 6. Dependence of the wear parameter (*a*) and the friction coefficient (*b*) of a silumin irradiated with a pulsed electron beam on the energy density of the electron beam (150 μs, 3 pulses, 0.3 s⁻¹)

Тройные системы Al-Cu-Si, Al-Cu-Fe, Al-Fe-Si и Cu-Fe-Si

На основе литературных данных выполнен анализ особенностей строения тройных диаграмм систем Al-Cu-Si, Al-Cu-Fe, Al-Fe-Si и Cu-Fe-Si.

В тройной системе Al-Cu-Si внутри изотермического треугольника установлено существование только одного трехкомпонентного соединения на основе *k*-фазы (прототип Mg, символ Пирсона *hP2*). В области медного угла образуется трехкомпонентный твердый раствор с широкой областью гомогенности на основе Cu(Al,Si) [16; 17]. Также в этой системе наблюдается существование с заметной по размерам областью гомогенности фазы на основе γ_1 -фазы (Cu₉Al₄), в которой хорошо растворяется третий компонент Si. Только на одной стороне изотермического треугольника Al-Cu на основе бинарных соединений происходит образование трехкомпонентных соединений с узкими областями гомогенности.

В работе [18] в тройной системе Al-Cu-Fe в области медного угла выявлено образование трехкомпонентного твердого раствора с широкой областью гомогенности на основе Cu(Al,Fe). Значительную площадь в изотермическом треугольнике занимает фаза β - Fe_xCu_yAl_z (CsCl, *cP8*) (0 < *x* < 1, 0 < *y* < 1, 0,23 < *x* < 0,7) [18; 19]. Также внутри изотермического треугольника установлено образование порядка шести трехкомпонентных соединений: Ψ -FeCu₂Al₆ (прототип Mg₂₃(Al,Zn)₄₉, символ Пирсона *cI62*), ω -FeCu₂Al₇ (Al₇Cu₂Fe, *tP40*), Φ -FeCu₁₀Al₁₀ (δ -Ni₂Al, *hP5*),

τ_2 -FeCu₂Al₇ (Al₇Cu₂Fe, *tP40*), τ_3 -FeCu₁₀Al₇ (Al₇Cu₂Fe, *tP40*), τ_1 -Fe_{12,5}Cu_{25,5}Al₆₂ (Mg₂₃(Al,Zn)₄₉, *cI62*). Кроме того, на сторонах изотермического треугольника Al-Cu и Cu-Fe образуется до 9-ти соединений на основе бинарных соединений с маленькими областями гомогенности [18; 19].

На основе приведенных данных можно сделать вывод, что в трехкомпонентном твердом растворе с широкой областью гомогенности на основе Cu(Al,Si) должно происходить хорошее растворение четвертого компонента Fe.

В тройной системе Al-Fe-Si в области Fe угла изотермического треугольника наблюдается существование двух областей трехкомпонентного твердого раствора на основе разупорядоченной ОЦК решетки α -(Fe, Al, Si) и на основе разупорядоченной ГЦК решетки γ -(Fe, Al, Si) [20–22]. Двухкомпонентное соединение FeSi (*P2₁3*, *cP8*) хорошо растворяет третий компонент Al и в результате создается протяженная область гомогенности трехкомпонентного соединения FeSi_{1-x}Al_x. Характерным для этой системы внутри изотермического треугольника является образование порядка 10-ти интерметаллических трехкомпонентных соединений с узкими областями гомогенности: τ_1/τ_1 , Fe₃Al₂Si₃ (Fe₃Al₂Si₃, *aP16*), τ_2 γ -Fe₂Al₅Si₂ (*mC**), τ_3 , Fe₅Al₉Si₅ (FeAl₂Si, *oC128*), τ_4 , δ -FeAl₃Si₃ (PdGa₅, *tI24*), τ_5 , Fe₂Al_{7,4}Si (Fe₂Al_{7,4}Si, *hP245*), τ_6 , β -Fe₂Al₉Si₂ (Fe₂Al₉Si₂, *C2/c*), τ_7 , Fe₂₂Al₄₀Si₃₈ (Fe₂Al₃Si₃, *P2₁/c*), τ_8 , Fe₃Al₂Si₄ (Fe₃Al₂Si₄, *oC36*), τ_{10} , Fe₅Al₁₂Si₃ (Mn₃Al₁₀, *hP26*).

В тройной системе Cu-Fe-Si внутри изотермического треугольника не обнаружено трехкомпонентных интерметаллических соединений. Только в области Fe угла изотермического треугольника существует область трехкомпонентного твердого раствора на основе фазы α -(Fe,Cu,Si) [23].

Представленные данные показывают, что в результате высокоэнергетического воздействия в режиме высокоскоростного плавления в поверхностном слое исследуемого сплава возможно образование большого количества двойных, тройных (возможно и четырех компонентных) соединений на основе меди Cu(Al,Si,Fe).

Заключение

Показано, что облучение образцов заэвтектического силумина импульсным электронным пучком позволяет, в зависимости от плотности энергии пучка электронов, формировать в поверхностном слое структурно-фазовые состояния, размер кристаллитов которых может целенаправленно изменяться в пределах от десятков микрометров до десятков нанометров. Выявлен режим облучения (15 Дж/см², 150 мкс, 0,3 с⁻¹, 3 имп.), позволяющий многократно (более чем в 5 раз) повысить твердость модифицированного материала. Сделано заключение, основанное на структурно-фазовых исследованиях силумина, что условием кратного увеличения микротвердости образцов, является присутствие частично растворившихся включений кремния и интерметаллидов исходного состояния, а также формирование ячеек кристаллизации, повышающих прочность зерен алюминия и эвтектики Al-Si. Установлено, что увеличение плотности энергии пучка электронов в диапазоне 15–50 Дж/см² (150 мкс, 0,3 с⁻¹, 3 имп.) способствует повышению износостойкости и уменьшению коэффициента трения силумина, облученного импульсным электронным пучком. Это обусловлено, во-первых, растворением зерен первичного кремния, являющегося хрупкой фазой, которая в процессе трения выкрашивается и приводит к дополнительному изнашиванию материала. Во-вторых, повторным выделением частиц второй фазы субмикро-наноразмерного диапазона. В-третьих, формированием структуры ячеистой кристаллизации, упрочняющей зерна алюминия и эвтектики Al-Si.

Библиографические ссылки

1. Władysiak R., Kozuń A., Dębowska K., Pacyniak T. Analysis of Crystallization Process of Intensive Cooled AlSi₂₀CuNiCoMg Alloy // Archives of foundry engineering. 2017. Vol. 17(2). P. 137–144.
2. Марукович Е. А. Стеценко В. Ю. Получение отливок из заэвтектического силумина методом литья закалочным затвердеванием // Литье и металлургия. 2005. № 2(34). P. 142–144.
3. Piatkowska J., Wieszałab R. Tribological Properties of AlSi₁₇Cu₅Mg Alloy Modified with CuP Master Alloy with Various Speeds of Friction // Archives of foundry engineering. 2016. Vol. 16. P. 45–48.
4. Szymczak T., Gumienny G., Pacyniak T. Effect of Sr and Sb Modification on the Microstructure and Mechanical Properties of 226 Silumin Pressure Casts // Archives of foundry engineering. 2015. Vol. 15(1). P. 105–108.
5. Roik T. A., Gavrysh O. A., Vitsiuk Y. Y. The Functional Properties Acquired by Antifriction Composites Produced from Silumin Grinding Waste // Powder metallurgy and metal ceramics. 2019. Vol. 57, № 9–10. P. 526–532.
6. Modification of hypereutectic Al–20 wt%Si alloy based on the addition of yttrium and Al–5Ti–1B modifiers mixing melt / Qinglin Li, Binqiang Li, Jianjun Liu et al. // International Journal of Metalcasting. 2019. Vol. 13. P. 367–383.
7. Афанасьев В. К., Прудникова А. Н. Влияние обработки расплава на структуру и прочность промышленного заэвтектического силумина // Вестник ТГУ. 1998. № 3(3). С. 314.
8. Мартюшев Н. В., Зыкова А. П., Башев В. С. Модифицирование сплава марки АК12 частицами ультрадисперсного порошка вольфрама // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). 2017. № 3 (76). С. 51–58.
9. Модификация структуры и свойств эвтектического силумина электронно-ионно-плазменной обработкой / под ред. А. П. Ласковнева. Минск : Беларус. навука, 2013. 287 с.
10. Электронно-ионно-плазменная модификация поверхности цветных металлов и сплавов / под ред. Н. Н. Ковалея и Ю. Ф. Иванова. Томск : НТЛ, 2016. 312 с.
11. ГОСТ 11069–2001. Алюминий первичный. Марки. М. : Изд-во стандартов. 2008. 6 с.
12. ГОСТ 2169–69. Кремний технический. М. : Изд-во стандартов. 2001. 6 с.
13. Коваль Н. Н., Иванов Ю. Ф. Наноструктурирование поверхности металлокерамических и керамических материалов при импульсной электронно-пучковой обработке // Известия вузов. Физика. 2008. Т. 51, № 5. С. 60–70.
14. Численное моделирование температурного поля силумина, облученного интенсивным электронным пучком / Ю. Ф. Иванов, Е. А. Петрикова, О. В. Иванова и др. // Известия вузов. Физика. 2015. Т. 58, № 4. С. 46–51.
15. Модификация поверхностных слоев металлических материалов низкоэнергетическими сильноточными электронными пучками / В. П. Ротштейн, Д. И. Проскуровский, Г. Е. Озур, Ю. Ф. Иванов. Новосибирск : Наука, 2019. 348 с.
16. Ponweiser N., Richter K.W. New investigation of phase equilibria in the system Al-Cu-Si // J. Alloys and Compound. 2012. Vol. 512. P. 252–263.
17. Experimental investigation and thermodynamic modeling of the Al-Cu-Si system / C. Y. He, Y. Du, H. L. Chen et. al. // CALPHAD: Computer Coupling of Phase Diagrams and Thermochemistry. 2009. Vol. 33. P. 200–210.
18. Диаграммы состояния двойных и многокомпонентных систем на основе железа: Справочник / О. А. Банных, П. Б. Будберг, С. П. Алисова и др. М. : Металлургия, 1986. 440 с.

19. Zhang L. M., Lück R. Phase diagram of the Al-Cu-Fe quasicrystal-forming alloy system. III. Isothermal sections // International Journal of Materials Research. 2003. Vol. 94. P. 108–115.
20. A thermodynamic description of the Al-Fe-Si system over the whole composition and temperature ranges via a hybrid approach of CALPHAD and key experiments / Y. Du, J. C. Schuster, Z. K. Liu et. al. // Intermetallics. 2008. Vol. 16. P. 554–570.
21. Dons A. L. AlFeSi-particles in commercial pure aluminum // Zeitschrift für Metallkunde. 1984. Vol. 75. P. 170–174.
22. Miyazaki T., Kozakai T., Tsuzuki T. Phase decomposition of Al-Si-Fe ordered alloys // J. Materials Science. 1986. Vol. 21. P. 2557–2564.
23. Phase equilibria in FeCu-X (X: Co, Cr, Si, V) ternary systems / C. P. Wang, X. J. Liu, I. Ohnuma et. al. // J. Phase Equilibria. 2002. Vol. 23, № 3. P. 236–245.

References

1. Władysław R., Kozuń A., Dębowska K., Pacyniak T. Analysis of Crystallization Process of Intensive Cooled AlSi20CuNiCoMg Alloy. Archives of foundry engineering. 2017. Vol. 17(2). P. 137–144.
2. Marukovich E. A. Stetsenko V. Yu. *Poluchenie-otlivok-iz-zaehvtekticheskogo-silumina-metodom-litya-zakalochnym-zatverdevaniem* [Production of castings from hypereutectic silumin by quenching solidification casting]. Casting and metallurgy. 2005. No. 2(34). P. 142–144.
3. Piatkowskia J., Wieszałab R. Tribological Properties of AlSi₁₇Cu₅Mg Alloy Modified with CuP Master Alloy with Various Speeds of Friction. Archives of foundry engineering. 2016. Vol. 16. P. 45–48.
4. Szymczak T., Gumienny G., Pacyniak T. Effect of Sr and Sb Modification on the Microstructure and Mechanical Properties of 226 Silumin Pressure Casts. Archives of foundry engineering. 2015. Vol. 15(1). P. 105–108.
5. Roik T. A., Gavrysh O. A., Vitsiuk Y. Y. The Functional Properties Acquired by Antifriction Composites Produced from Silumin Grinding Waste. Powder metallurgy and metal ceramics. 2019. Vol. 57, No. 9-10. P. 526–532.
6. Qinglin Li, Binqiang Li, Jianjun Liu, Jinbao Li, Dexue Liu, Yefeng Lan, and Tiandong Xia Modification of hypereutectic Al–20 wt%Si alloy based on the addition of yttrium and Al–5Ti–1B modifiers mixing melt// International Journal of Metalcasting. 2019. Vol. 13. P. 367–383.
7. Afanasyev V. K., Prudnikova A. N. *Vliyanie obrabotki rasplava na strukturu i prochnost' promyshlennogo zaevttekticheskogo silumina* [Effect of melt treatment on the structure and strength of industrial hypereutectic silumin]. Bulletin of TSU. 1998. T. 3(3). P. 314.
8. Martynushev N. V., Zykova A. P., Bashev V. S. *Modificirovanie splava marki AK12 chasticami ul'tradispersnogo poroshka vol'frama*. [Modification of the AK12 alloy with ultrafine tungsten powder particles] Metal processing (technology, equipment, tools). 2017. No. 3 (76). P. 51–58.
9. *Modifikaciya struktury i svojstv evtekticheskogo silumina elektronno-ionno-plazmennoj obrabotkoj* [Modification of the structure and properties of eutectic silumin by electron-ion-plasma treatment] / edited by A. P. Laskovnev. Minsk, Belarus. navuka, 2013, 287 c.
10. *Elektronno-ionno-plazmennaya modifikaciya poverhnosti cvetnyh metallov i splavov* [Electron-ion-plasma modification of the surface of non-ferrous metals and alloys]. Ed. N. N. Koval and Yu. F. Ivanov. Tomsk, NTL, 2016, 312 p.
11. *GOST 11069–2001. Alyuminij pervichnyj. Marki* [GOST 11069–2001. Primary aluminum. Stamps]. Moscow, Standartinform Publ., 2008, 6 p.

12. GOST 2169–69. *Kremnij tekhnicheskij*. [GOST 2169–69. Technical silicon.] Moscow, Standartinform Publ., 2001, 6 p.
13. Koval N. N., Ivanov Yu. F. Nanostructuring of surfaces of metaloceramic and ceramic materials by electron-beams. *Russian Physics Journal*. 2008. Vol. 51. P. 505–516.
14. Ivanov Yu. F., Petricova E. A., Ivanova O. V. and et. al. Numerical Simulation of the Temperature Field of Silumin. *Russian Physics Journal*. 2015. Vol. 58. P. 478–484.
15. Rotshtein V. P., Proskurovsky D. I., Ozur G. E., Ivanov Yu. F. *Modifikaciya poverhnostnyh sloev metallicheskih materialov nizkoenergeticheskimi sil'notochnymi elektronnyimi puchkami*. [Modification of the surface layers of metallic materials by low-energy high-current electron beams]. Novosibirsk, SB RAS, Nauka, 2019, 348 p.
16. Ponweiser N., Richter K. W. New investigation of phase equilibria in the system Al-Cu-Si. *J. Alloys and Compound*. 2012. Vol. 512. P. 252–263.
17. He C. Y., Du Y., Chen H. L. and et. al. Experimental investigation and thermodynamic modeling of the Al-Cu-Si system. *CALPHAD: Computer Coupling of Phase Diagrams and Thermochemistry*. 2009. Vol. 33. P. 200–210.
18. Bannykh O. A., Budberg P. B., Alisova S. P. and et. al. *Diagrams of the state of dual and multicomponent systems based on iron: Reference* [Diagrammy sostoyaniya dvojnnyh i mnogokomponentnyh sistem na osnove zheleza: Spravochnik]. Moscow, Metallurgy, 1986, 440 p.
19. Zhang L. M., Lück R. Phase diagram of the Al-Cu-Fe quasicrystal-forming alloy system. III. Isothermal sections. *International Journal of Materials Research*. 2003. Vol. 94. P. 108–115.
20. Du Y., Schuster J. C., Liu Z. K. and et. al. A thermodynamic description of the Al-Fe-Si system over the whole composition and temperature ranges via a hybrid approach of CALPHAD and key experiments. *Intermetallics*. 2008. Vol. 16. P. 554–570.
21. Dons A. L. AlFeSi – particles in commercial pure aluminum. *Zeitschrift für Metallkunde*. 1984. Vol. 75. P. 170–174.
22. Miyazaki T., Kozakai T., Tsuzuki T. Phase decomposition of Al-Si-Fe ordered alloys. *J. Materials Science*. 1986. Vol. 21. P. 2557–2564.
23. Wang C. P., X. J. Liu, I. Ohnuma and et. al. Phase equilibria in FeCu-X (X: Co, Cr, Si, V) ternary systems. *J. Phase Equilibria*. 2002. Vol. 23. No. 3. P. 236–245.

© Иванов Ю. Ф., Ереско С. П., Клопотов А. А., Рыгина М. Е.,
Петрикова Е. А., Тересов А. Д., 2021

Иванов Юрий Федорович – доктор физико-математических наук, доцент, главный научный сотрудник; лаборатория плазменной эмиссионной электроники Института сильноточной электроники Сибирского отделения Российской академии наук (ИСЭ СО РАН). E-mail: yufi55@mail.ru.

Ереско Сергей Павлович – доктор технических наук, профессор, заслуженный изобретатель Российской Федерации, профессор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eresko07@mail.ru.

Клопотов Анатолий Анатольевич – доктор физико-математических наук, профессор; Томский государственный архитектурно-строительный университет. E-mail: klopotovaa@tsuab.ru.

Рыгина Мария Евгеньевна – аспирант; Томский политехнический университет; мл. науч. сотр., лаборатория плазменной эмиссионной электроники Института сильноточной электроники Сибирского отделения Российской академии наук (ИСЭ СО РАН). E-mail: L-7755me@mail.ru.

Петрикова Елизавета Алексеевна – мл. науч. сотр.; лаборатория плазменной эмиссионной электроники Института сильноточной электроники Сибирского отделения Российской академии наук (ИСЭ СО РАН). E-mail: petrikova@opee.hcei.tsc.ru.

Тересов Антон Дмитриевич – науч. сотр.; лаборатория плазменной эмиссионной электроники Института сильноточной электроники Сибирского отделения Российской академии наук (ИСЭ СО РАН). E-mail: tad514@yandex.ru.

Ivanov Yurii Fedorovich – Dr. Sc., assistant professor, senior scientist, main scientific of IHCE RAS, Institute of High Current Electronics (IHCE), Siberian Branch, Russian Academy of Sciences. E-mail: yufi55@mail.ru.

Eresko Sergey Pavlovich – Dr. Sc., Honored Inventor, professor, Siberian State University of Science and Technology. E-mail: eresko07@mail.ru.

Klopotov Anatoly Anatolyevich – Dr. Sc., professor, Tomsk State University of Architecture and Building. E-mail: klopotovaa@tsuab.ru.

Rygina Maria Evgenievna – post-graduate student; Tomsk Polytechnic University, junior researcher, Institute of High Current Electronics (IHCE), Siberian Branch, Russian Academy of Sciences. E-mail: L-7755me@mail.ru.

Petrikova Elizaveta Alekseevna – junior researcher, Institute of High Current Electronics (IHCE), Siberian Branch, Russian Academy of Sciences. E-mail: petrikova@opee.hcei.tsc.ru.

Teresov Anton Dmitrievich – researcher, Institute of High Current Electronics (IHCE), Siberian Branch, Russian Academy of Sciences. E-mail: tad514@yandex.ru.

УДК 538.9

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-383-390

Для цитирования: Назарова З. И., Назаров А. Н. Прогнозирование образования конкурирующих фаз при росте тонких плёнок Cr₂GaC НА MgO(111) // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 383–390. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-383-390.

For citation: Nazarova Z. I., Nazarov A. N. Prediction of formation of competing phases during the growth of Cr₂GaC THIN FILMS ON MgO(111). *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 383–390. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-383-390.

Прогнозирование образования конкурирующих фаз при росте тонких пленок Cr₂GaC НА MgO(111)*

З. И. Назарова^{1,2**}, А. Н. Назаров^{1,2}

¹Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН –
обособленное подразделение ФИЦ КИЦ СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50, стр. 38

²Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, Красноярский край, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
**E-mail: jercompany@gmail.com

МАХ-фазы представляют собой семейство тройных слоистых соединений с формальной стехиометрией $M_{n+1}AX_n$ ($n = 1, 2, 3...$), где M – переходный d -металл; A – p -элемент (например, Si, Ge, Al, S, Sn и др.); X – углерод или азот [1]. Слоистые тройные карбиды и нитриды d - и p -элементов (МАХ-фазы) проявляют уникальное сочетание свойств, характерных как для металлов, так и для керамики, что делает их применение перспективным в космической отрасли в качестве различных покрытий. Получение требуемых свойств МАХ-фаз зависит от технологических условий синтеза материала. Для этого необходимо тщательное теоретическое моделирование взаимодействия элементов на границе раздела. Одновременный рост конкурирующих фаз наряду с МАХ-фазой может происходить из-за выгодности образования конкурирующих фаз, а также из-за более низкоэнергетического интерфейса с подложкой по сравнению с МАХ-фазой. В данной работе мы изучаем термодинамическую выгодность конкурирующих фаз и МАХ-фазы Cr₂GaC в зависимости от химического состава потока атомов. Для изучения этих соединений было необходимо рассмотреть систему Cr-Ga-C. Согласно модели эффективной теплоты образования каждую реакцию образования некоторой фазы можно охарактеризовать энтальпией [2]. Для выяснения наиболее выгодных к формированию фаз было необходимо произвести расчёт энтальпии для всех возможных реакций. Таким образом, задача состояла в переборе всех возможных реакций между чистыми элементами, доступными в различных соотношениях, в частности, в соотношении, соответствующем заданной стехиометрии МАХ-фазы, т. е. Cr:Ga:C=2:1:1. Кроме того, считается, что плотность совпадающих узлов [3; 4] для границ раздела между МАХ-фазой, термодинамически

* Исследования выполняются при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда науки в рамках научного проекта № 20-42-240012, Правительства РФ в рамках гранта по созданию лабораторий мирового уровня (соглашение № 075-15-2019-1886).

The research is carried out with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, the Government of the Krasnoyarsk Territory, the Krasnoyarsk Regional Science Foundation in the framework of the scientific project No. 20-42-240012, the Government of the Russian Federation in the framework of the grant for the creation of world-class laboratories (agreement No. 075-15-2019-1886).

выгодными конкурирующими фазами и поверхностью MgO(111) показывает роль интерфейса при определении структурного качества тонкой плёнки MAX-фазы, выращенной на MgO(111).

Ключевые слова: MAX материалы, тонкие пленки, конкурирующие фазы, энтальпия образования, хром, галлий, углерод.

Prediction of formation of competing phases during the growth of Cr₂GaC thin films on MgO(111)

Z. I. Nazarova^{1,2*}, A. N. Nazarov^{1,2}

¹Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

²Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

*E-mail: jercompany@gmail.com

MAX-phases are a family of ternary layered compounds with the formal stoichiometry $M_{n+1}AX_n$ ($n = 1, 2, 3...$), where M is a transition d-metal; A is a p-element (for example, Si, Ge, Al, S, Sn, etc.); X is carbon or nitrogen [1]. Layered triple carbides and nitrides of d-and p-elements (MAX-phases) exhibit a unique combination of properties characteristic of both metals and ceramics, which makes their application as various coatings in space industry very promising. Obtaining the desired properties of the MAX-phases depends on the technological conditions of material synthesis. This requires thorough theoretical modelling of the elements' interaction at the interface. Concurrent growth of competing phases along with the MAX-phase may occur due to the favorability of the formation of competing phases and also be promoted by lower energy interfaces with the substrate in comparison with a MAX-phase. In this work, we study thermodynamic favorability of competing phases and Cr₂GaC MAX-phase depending on the chemical composition of the atomic flow. To study these compounds, it was necessary to consider the Cr-Ga-C system. According to the effective heat of formation model, each reaction of the formation of a certain phase can be characterized by enthalpy [2]. To find out the most favorable phases, it was necessary to calculate the enthalpy of all possible reactions. Thus, the task was to sort through all possible reactions between pure elements available in various ratios, in particular, in the ratio corresponding to the given MAX-phase stoichiometry, i.e. Cr:Ga:C=2:1: 1. Moreover, it is considered that the density of near-coincidence sites [3,4] for interfaces between MAX-phase, thermodynamically favourable competing phases and MgO(111) surface shows a role of the interface in the determination of the structural quality of the MAX-phase thin film grown on MgO(111).

Keyword: MAX materials, thin films, competing phases, enthalpy of formation, chromium, gallium, carbon.

Введение

В настоящий момент одним из наиболее перспективных направлений исследований, касающихся синтеза новых материалов, является изучение процессов формирования и физических свойств MAX-фаз, семейство которых представлено на рис. 1. MAX-фазы обладают малой плотностью, высокими значениями тепло- и электропроводности, прочности, пониженным модулем упругости, превосходной коррозионной стойкостью в агрессивных жидких средах [5–7], стойкостью к высокотемпературному окислению и термическим ударам [8–10], а также легко подвергаются механической обработке [11; 12], имеют высокую температуру плавления [13] и являются достаточно стабильными при температурах до 1000 °C и выше [14].

Хорошо известно, что тонкие плёнки МАХ-фаз в основном синтезируются физическими методами, такими как магнетронное распыление импульсного осаждения слоёв. Проведение комплексного исследования магнитных свойств требует высокого качества магнитных тонких плёнок МАХ-фаз. Плёнки самого высокого качества определяются как однофазные, монокристаллические и гладкие.

1 18

H 2 M = Переходный элемент первых групп
A = Элемент группы A
X = C или N

H	He
Li Be	B C N O F Ne
Na Mg	Al Si P S Cl Ar
K Ca Sc Ti V Cr Mn Fe Co Ni Cu Zn	Ga Ge As Se Br Kr
Rb Sr Y Zr Nb Mo Tc Ru Rh Pd Ag Cd	I Sn Sb Te I Xe
Cs Ba Lu Hf Ta W Re Os Ir Pt Au Hg	Tl Pb Bi Po At Rn
Fr Ra Lr Unq Unp Unh Uns Uno Une	

Рис. 1. Периодическая таблица элементов, образующих наноламинаты общего состава [2]

Fig. 1. The periodic table of the elements constituting the nanolaminates of general composition [2]

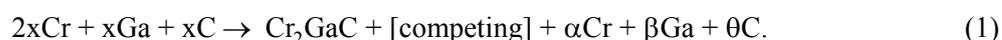
На качество получаемых плёнок влияют такие факторы, как температура осаждения, давление, мощность, подаваемая на магнетроны, т. е. исходящий/ входящий поток материала, а также выбор подложки. Для синтеза МАХ-фаз необходимо рассмотреть конкурирующие бинарные или тройные фазы, близкие по составу и/ или структуре.

Рост эпитаксиальной плёнки Cr₂GaC сопровождается ростом фазы Cr₃Ga, которая не прогнозируется как конкурентная по стехиометрическому химическому составу [15]. Подложка, в свою очередь, может кардинально изменить ситуацию, как это наблюдается в случае Mn₂GaC. При тех же условиях роста на любой другой подложке, кроме MgO, не было видимого сигнала МАХ-фазы [15].

Таким образом, наша задача состоит в том, чтобы рассмотреть влияние изменения стехиометрии потока атомов на термодинамическую выгодность фазообразования, а также учесть роль границ раздела между подложкой и МАХ-фазой и конкурирующими фазами.

Результаты и обсуждения

В этой работе мы изучаем МАХ-фазу Cr₂GaC. Для изучения этого соединения необходимо рассмотреть систему Cr-Ga-C. Задача состоит в том, чтобы рассмотреть все возможные реакции между чистыми элементами, доступными в различных количествах. Ниже приведён пример реакции.



В этом примере чистые элементы доступны в количествах, соответствующих стехиометрии МАХ-фазы, т. е. Cr:Ga:C=2:1:1. в правой части уравнения коэффициенты при остатках чистых элементов обозначены греческими буквами. Конкурирующей фазой может быть любая из семи возможных фаз в системе Cr-Ga-C: CrGa₄, Cr₅Ga₆, CrGa, Cr₃Ga, Cr₃C₂, Cr₇C₃, Cr₂₃C₆.

Энтальпия одной конкретной реакции вычислялась не только в случае наличия элементов в количествах, соответствующих стехиометрии МАХ-фазы, т. е. $\text{Cr:Ga:C}=2:1:1$, но и для всех возможных соотношений.

В силу большого объёма требовавшихся вычислений, было принято решение о написании специального кода в программном пакете “Matlab”. Внешними циклами стали циклы для i, j, k , под которыми понимаются атомарные доли хрома, галлия и углерода соответственно. При установлении границ цикла было учтено, что их сумма есть 1. Именно эти циклы отвечают за вычисление энтальпии каждой конкретной реакции не только в случае наличия элементов в количествах, соответствующих стехиометрии МАХ-фазы, т. е. $\text{Cr:Ga:C}=2:1:1$, но и для всех возможных соотношений. Каждой фазе был приписан соответствующий набор из трёх цифр, первая из которых означает количество атомов хрома в формульной единице соединения, вторая – количество атомов галлия, третья – углерода. Например, фазе Cr_7C_3 был приписан набор 703, фазе Cr_3Ga – 310. Таким образом, список соединений был преобразован в список наборов чисел, обращение к которым в программном коде сводилось к обращению к определённым элементам матрицы. Каждый набор из трёх цифр также имел порядковый номер, которому соответствовала энтальпия кодируемой фазы. Потребность обращения к каждому типу входящих в фазу атомов отдельно была обусловлена необходимостью расчёта атомарного баланса в уравнении и поиска наибольших коэффициентов при всех фазах в правой части уравнения. Реализация последнего в программном коде основывалась на идее проверки, возможно ли формирование какой либо фазы в правой части из остатков свободных атомов. С помощью введения таких дополнительных внутренних циклов было обнаружено, что в некоторых случаях коэффициенты при фазах в правой части уравнения действительно отличались от единиц, т. е. от того, как это было записано в начале при описании общего вида уравнения реакции (1).

В данной работе было рассмотрено три различных типа реакций. Типы определяются количеством различных конкурирующих фаз. Первый тип содержит $C_7^1 = 7$ различных реакций, отличающихся конкурирующей фазой; второй тип содержит $C_7^2 = 21$ различных реакций, каждая из которых содержит уникальную пару конкурирующих фаз; третий тип содержит $C_7^3 = 35$ различных реакций, каждая из которых содержит уникальную тройку конкурирующих фаз. Кроме того, каждая реакция может быть записана без МАХ-фазы в правой части уравнения.

Так как изменяемым параметром в расчётной модели было соотношение количеств трёх различных чистых элементов, было решено представлять результаты в виде тернарных диаграмм. А именно, в виде набора из трёх тернарных диаграмм для каждого из случаев (для каждой из стрелок схемы 1). Ниже приведены результаты только для первого и второго типов реакций при наличии МАХ-фазы в правой части уравнения (рис. 2, 3).

Каждая точка на тернарных диаграммах рис. 2 соответствует одному определённому соотношению Cr:Ga:C . Для этого соотношения были рассчитаны и сопоставлены 7 энтальпий. Затем определялось наиболее отрицательное значение и точка окрашивалась в цвет, соответствующий конкурирующей фазе, образование которой приводит к наибольшему высвобождению энергии. На диаграммах легко наблюдаются области и их границы. Это позволяет нам судить, например, об экспериментальной ошибке в соотношении количеств элементов: сравнивая ожидаемые и полученные конкурирующие фазы, можно определить, какой элемент был взят в избытке. На третьей диаграмме (рис. 2, в) показана разница между теплотами образования двух наиболее термодинамически выгодных конкурирующих фаз. Примечательно, что лидирующие фазы одинаковы, они только меняют свои области.

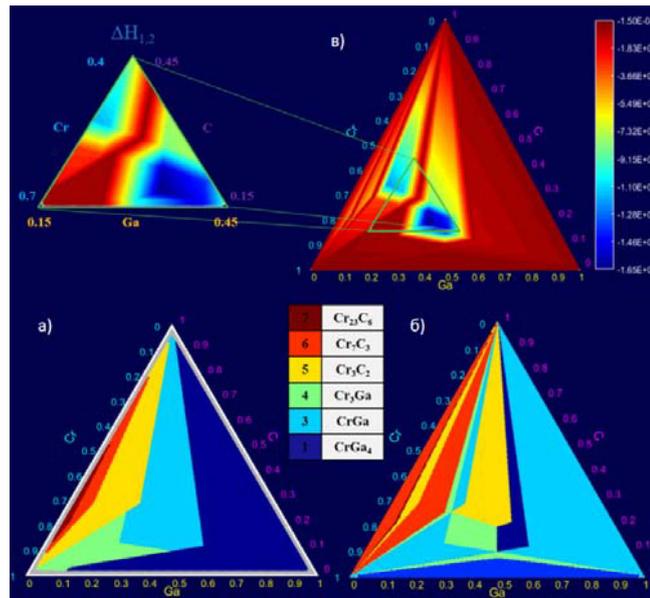


Рис. 2. Диаграммы номеров наиболее выгодных конкурирующих фаз (в случае образования МАХ-фазы и одной конкурирующей фазы): а – первый кандидат; б – второй кандидат; в – разница между эффективными теплотами образования (кДж/моль*атом) двух наиболее термодинамически выгодных конкурирующих фаз

Fig. 2. Diagrams of the numbers of the most favorable competing phases (in the case of the formation of the MAX-phase and one competing phase): (bottom left) the first candidate; (bottom right) the second candidate; (top right) the difference between the effective heat of formation (kJ/mol*atom) of the two most thermodynamically favourable competing phases

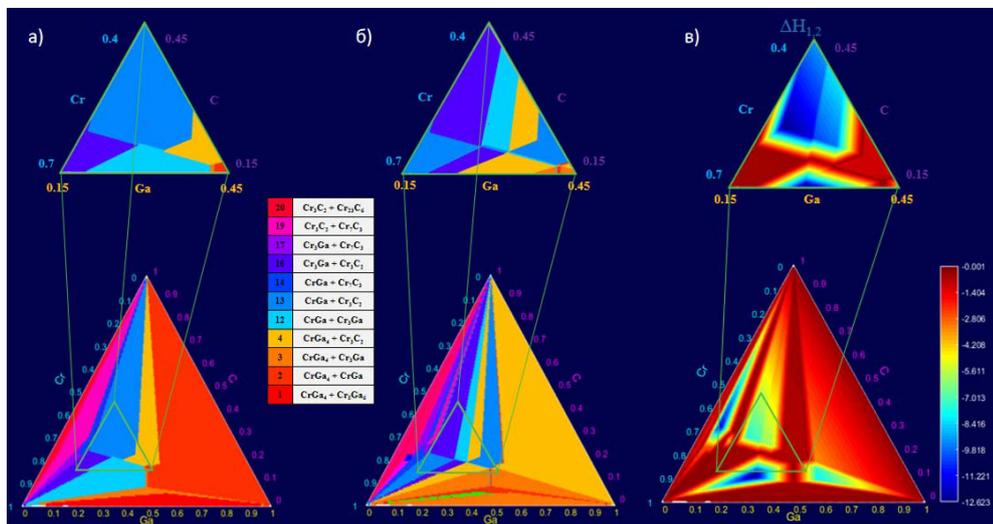


Рис. 3. Диаграммы номеров наиболее выгодных конкурирующих фаз (в случае образования МАХ-фазы и двух конкурирующих фаз): а – первый кандидат; б – второй кандидат; в – разница между эффективными теплотами образования (кДж/моль*атом) двух наиболее термодинамически выгодных конкурирующих фаз

Fig. 3. Diagrams of the numbers of the most favorable competing phases (in the case of the formation of the MAX-phase and two competing phases): (bottom left) the first candidate; (bottom right) the second candidate; (top right) the difference between the effective heat of formation (kJ/mol*atom) of the two most thermodynamically favourable competing phases

То же самое было сделано в случае двух конкурирующих фаз (рис. 3), т. е. для второго типа реакций. Видно, что группа лидирующих фаз снова остаётся прежней: CrGa, Cr₃Ga, Cr₃C₂, в этом случае мы просто имеем дело с их комбинациями.

Согласно модели эффективной теплоты образования [2], одним из наиболее значимых факторов, влияющих на образование фаз, является число атомов в элементарной ячейке: чем больше число атомов в элементарной ячейке, тем более затруднено образование фазы (табл. 1).

Таблица 1

Количество атомов в элементарных ячейках различных фаз

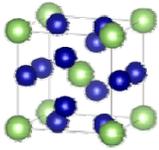
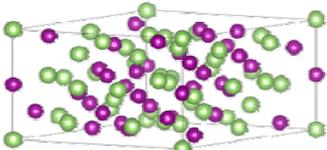
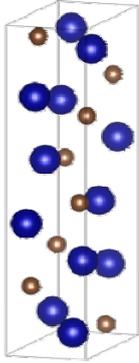
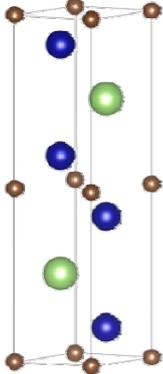
Cr ₃ Ga 21 атом в элементарной ячейке	CrGa 92 атома в элементарной ячейке	Cr ₃ C ₂ 20 атомов в элементарной ячейке	Cr ₂ GaC 18 атомов в элементарной ячейке
			

Таблица 2

Ориентационные соотношения и плотность совпадающих узлов на границе раздела между МАХ-фазой Cr₂GaC и MgO [3; 4]

Интерфейс	u1v1w1	U12v1 2w12	u21v21w21	u22v22w22	h1k1l1	h2k2l2	Плотность совпадающих узлов, R
MgO Cr ₂ GaC	[011]	[020]	[10-1]	[200]	(-11-1)	(001)	0.0418
MgO CrGa	[0-11]	[11-2]	[-1.578 – 2.989 1.071]	[4.61 1.49 4 0.0]	(-11-1)	(-5.09 2.989 0.507)	0.0545
MgO Cr ₃ Ga	[0-11]	[11-2]	[010]	[001]	(-11-1)	(001)	0.0887

Кроме того, рассмотрение возможной границы раздела CrGa и поверхности оксида магния MgO(111) по методу решёток совпадающих узлов выявляет предпочтительность фазы Cr₃Ga по сравнению с CrGa (табл. 2).

Заключение

При формировании магнитных тонких плёнок МАХ-фаз существуют только три термодинамически наиболее выгодные фазы: CrGa, Cr₃Ga, Cr₃C₂.

Хотя энтальпия образования CrGa наиболее отрицательна, в соответствии с методом решёток совпадающих узлов более вероятно образование фазы Cr₃Ga, имеющей меньше атомов в элементарной ячейке, что подтверждено экспериментально [15].

Библиографические ссылки

1. Сметкин А. А., Майорова Ю. К. Свойства материалов на основе МАХ-фаз (обзор) // Вестник Пермского нац. исслед. политехн. ун-та. Машиностроение, материаловедение. 2015. № 17(4). С. 120–138.

2. Pretorius R., Theron C. C., Vantomme, A., Mayer J. W. Compound phase formation in thin film structures // *Critical reviews in solid state and materials sciences*. 1999. No. 24(1), P. 1–62.
3. Tarasov I. A., Visotin M. A., Kuznetzova T. V. et. al. Selective synthesis of higher manganese silicides: a new $Mn_{17}Si_{30}$ phase, its electronic, transport, and optical properties in comparison with Mn_4Si_7 // *J. Mater Sci*. 2018. No. 53. P. 7571–7594. doi: 10.1007/s10853-018-2105-y
4. Visotin M. A., Tarasov I. A., Fedorov A. S. et al. Prediction of orientation relationships and interface structures between α -, β -, γ - $FeSi_2$ and Si phases // *Acta Crystallogr Sect B Struct Sci Cryst Eng Mater*. 2020. No. 76: P. 469–482. doi: 10.1107/S2052520620005727
5. Barsoum M. W., Radovic M. Elastic and mechanical properties of the MAX phases // *Annual review of materials research*. 2011. Vol. 41. P. 195–227.
6. Sun Z. M. Progress in research and development on MAX phases: a family of layered ternary compounds // *International Materials Reviews*. 2011. Vol. 56. No. 3. P. 143–166.
7. Radovic M., Barsoum M. W. MAX phases: bridging the gap between metals and ceramics // *American Ceramics Society Bulletin*. 2013. Vol. 92, No. 3. P. 20–27.
8. Sokol M. et al. On the chemical diversity of the MAX phases // *Trends in Chemistry*. 2019. Vol. 1, No. 2. P. 210–223.
9. Barsoum M. W. MAX phases: properties of machinable ternary carbides and nitrides. John Wiley & Sons, 2013.
10. Dahlqvist M., Alling B., Rosén J. Stability trends of M A X phases from first principles // *Physical Review B*. 2010. Vol. 81, No. 22. P. 220102.
11. Hu C. et al. Nb_4AlC_3 : A new compound belonging to the MAX phases // *Scripta Materialia*. 2007. Vol. 57, No. 10. P. 893–896.
12. Tallman D. J. et al. Effect of neutron irradiation on select MAX phases // *Acta Materialia*. 2015. Vol. 85. P. 132–143.
13. Ingason A. S., Dahlqvist M., Rosén J. Magnetic MAX phases from theory and experiments; a review // *Journal of Physics: Condensed Matter*. 2016. Vol. 28, No. 43. P. 433003.
14. Медведева Н. И., Еняшин А. Н., Ивановский А. Л. Моделирование электронного строения, химической связи и свойств тройного силикокарбида Ti_3SiC_2 // *Журнал структурной химии*. 2011. № 52(4). С. 806.
15. Phase stability of $Cr_{n+1}Ga_n$ MAX phases from first principles and Cr_2GaC thin-film synthesis using magnetron sputtering from elemental targets / A. Petruhins, A. S. Ingason, M. Dahlqvist et al. // *Physica status solidi (RRL) – Rapid Research Letters*. 2013. No. 7(11). P. 971–974.

References

1. Smetkin A. A., Mayorova Yu. K. Properties of materials based on MAX-phases (review). *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanical engineering, materials science*. 2015, No. 17 (4), P. 120–138 (In Russ.).
2. Pretorius R., Theron C. C., Vantomme, A., Mayer J. W. Compound phase formation in thin film structures. *Critical reviews in solid state and materials sciences*. 1999, No. 24(1), P. 1–62.
3. Tarasov I. A., Visotin M. A., Kuznetzova T. V. et. al. Selective synthesis of higher manganese silicides: a new $Mn_{17}Si_{30}$ phase, its electronic, transport, and optical properties in comparison with Mn_4Si_7 . *J. Mater Sci*. 2018, No. 53, P. 7571–7594. doi: 10.1007/s10853-018-2105-y
4. Visotin M. A., Tarasov I. A., Fedorov A. S. et al. Prediction of orientation relationships and interface structures between α -, β -, γ - $FeSi_2$ and Si phases. *Acta Crystallogr Sect B Struct Sci Cryst Eng Mater*. 2020, No. 76, P. 469–482. doi: 10.1107/S2052520620005727

5. Barsoum M. W., Radovic M. Elastic and mechanical properties of the MAX phases. *Annual review of materials research*. 2011, Vol. 41, P. 195–227.
6. Sun Z. M. Progress in research and development on MAX phases: a family of layered ternary compounds. *International Materials Reviews*. 2011, Vol. 56, No. 3, P. 143–166.
7. Radovic M., Barsoum M. W. MAX phases: bridging the gap between metals and ceramics. *American Ceramics Society Bulletin*. 2013, Vol. 92, No. 3, P. 20–27.
8. Sokol M. et al. On the chemical diversity of the MAX phases. *Trends in Chemistry*. 2019, Vol. 1, No. 2, P. 210–223.
9. Barsoum M. W. MAX phases: properties of machinable ternary carbides and nitrides. John Wiley & Sons, 2013.
10. Dahlqvist M., Alling B., Rosén J. Stability trends of M A X phases from first principles. *Physical Review B*. 2010, Vol. 81, No. 22, P. 220102.
11. Hu C. et al. Nb₄AlC₃: A new compound belonging to the MAX phases. *Scripta Materialia*. 2007, Vol. 57, No. 10, P. 893–896.
12. Tallman D. J. et al. Effect of neutron irradiation on select MAX phases. *Acta Materialia*. 2015, Vol. 85, P. 132–143.
13. Ingason A. S., Dahlqvist M., Rosén J. Magnetic MAX phases from theory and experiments; a review. *Journal of Physics: Condensed Matter*. 2016, Vol. 28, No. 43, P. 433003.
14. Medvedeva N. I., Enyashin A. N., Ivanovsky A. L. Modeling the electronic structure, chemical bond and properties of the Ti₃SiC₂ ternary silicocarbide. *Journal of Structural Chemistry*. 2011, No. 52 (4), P. 806 (In Russ.).
15. Petruhins A., Ingason A. S., Dahlqvist M. et al. Phase stability of Cr_n+1GaC_n MAX phases from first principles and Cr₂GaC thin-film synthesis using magnetron sputtering from elemental targets. *Physica status solidi (RRL) – Rapid Research Letters*. 2013, No. 7(11), P. 971–974.

© Назарова З. И., Назаров А. Н., 2021

Назаров Александр Николаевич – студент; Сибирский федеральный университет; лаборант; Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН – обособленное подразделение ФИЦ КИЦ СО РАН. E-mail: jercompany@gmail.com.

Назарова Зоя Игоревна – студент; Сибирский федеральный университет; лаборант; Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН – обособленное подразделение ФИЦ КИЦ СО РАН. E-mail: zoyavishni@gmail.com.

Nazarov Alexandr Nikolaevich – student, Siberian Federal University; Laboratory assistant, Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS. E-mail: jercompany@gmail.com.

Nazarova Zoya Igorevna – student, Siberian Federal University; Laboratory assistant, Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS. E-mail: jercompany@gmail.com. E-mail: zoyavishni@gmail.com.

УДК 67.02

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-391-397

Для цитирования: Руденко М. С., Михеев А. Е., Гирн А. В. Технология изготовления сотовых заполнителей из полимерных композиционных материалов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 391–397. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-391-397.

For citation: Rudenko M. S., Mikheev A. E., Girn A. V. Manufacturing technology honeycomb core from polymeric composite materials. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 391–397. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-391-397.

Технология изготовления сотовых заполнителей из полимерных композиционных материалов

М. С. Руденко, А. Е. Михеев, А. В. Гирн

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

Сотовый заполнитель является неотъемлемой частью трехслойных панелей космических аппаратов. На данный момент используют сотовый заполнитель из алюминиевых сплавов. Предложенная технология позволяет заменить материал сотового заполнителя с алюминиевых сплавов на полимерные композиционные материалы (ПКМ). Основное отличие разработанной технологии изготовления сотового заполнителя RTM-методом заключается в том, что за период формования композиционного материала происходит склейка гофролента. В существующих методах изготовления сотовых заполнителей из ПКМ это является отдельным процессом. В данной работе представлены результаты создания опытного образца сотового заполнителя RTM-методом, разработан технологический процесс.

Ключевые слова: сотовый заполнитель, полимерный композиционный материал, RTM-метод.

Manufacturing technology honeycomb core from polymeric composite materials

M. S. Rudenko A. E. Mikheev, A. V. Girn

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com

The honeycomb core is an integral part of the spacecraft's sandwich panel. Currently, use of aluminum honeycomb core in sandwich constructions. The proposed technology makes it possible to replace the honeycomb filler material from aluminum with a polymer composite material (PCM). The main difference between the developed technology for the production of honeycomb filler by the RTM method is that corrugated tape is glued during the formation of the composite material. This is a separate process in the existing methods for the production of honeycomb cores from PCM. This paper presents the results of creating a prototype of a honeycomb filler by the RTM-method, a technological process has been developed.

Keywords: honeycomb filler, polymer composite material, RTM method.

Введение

Трехслойная конструкция (ТК) является одним из основных силовых элементов современных космических аппаратов (КА). ТК состоит из двух несущих слоев, заполнителя, расположенного между несущими слоями, и элементов каркаса. Несущие слои воспринимают продольные нагрузки (растяжение, сжатие, сдвиг) в своей плоскости и поперечные изгибающие моменты. Главная особенность трехслойной конструкций с заполнителем состоит в том, что в результате разнесения несущих слоев на некоторое расстояние друг от друга достигается большее отношение жесткости конструкции к ее массе [1–6].

В настоящее время в элементах КА наиболее широко используются сотовые заполнители из алюминиевых сплавов, это связано с простотой их производства и дешевизной, но у них есть недостатки, связанные с прочностными и физико-химическими характеристиками [7–12]. Также в качестве материала для сотовых заполнителей используют полимерные композиционные материалы (ПКМ). На данный момент существуют несколько технологий изготовления сотового заполнителя из ПКМ:

1) растяжка склеенного пакета – метод заключается в склеивании сухих армирующих слоев, растяжки их в технологическом устройстве для получения формы сотовой ячейки, окунание в связующий материал, сушка и полимеризация в печи. Данным методом можно производить большое количество изделий сотового заполнителя, которые в основном применяют в самолето- и вертолетостроении. Прецизионные характеристики данного сотового заполнителя не подходят для использования его в космической технике;

2) склейка гофрированных листов – метод заключается в изготовлении единичной или двойной гофрополосы в шестигранной формовочной оснастке и склейке их между собой в печи. Данный метод имеет небольшую эффективность и требует большого количества вспомогательного оборудования;

3) метод объемного ткачества – метод похож на метод растяжкой склеенного пакета с тем отличием, что сотовый пакет образуется не склеиванием листов, а ткачеством на челночном ткацком станке Жаккара. В результате слои скрепляются между собой путем переплетения нитей вдоль линий в шахматном порядке в зависимости от слоя [13–15].

Экспериментальная часть

Целью работы является разработка схемы процесса и технология изготовления сотового заполнителя из ПКМ методом RTM (Resin Transfer Molding). RTM метод заключается в укладке сухого армирующего наполнителя в специальную герметичную форму, внутренние поверхности которой повторяют внешнюю поверхность изделия (в пропитке наполнителя смолы под давлением), и полимеризации в форме. Метод RTM обладает следующими преимуществами в сравнении с остальными методами: возможность изготавливать детали сложной формы; жесткий допуск на размеры; механические свойства сравнимы с автоклавным формованием; высокая производительность.

Предложена схема и разработан технологический процесс изготовления сотового заполнителя из ПКМ (рис. 1).

Армирующий материал 2 (рис. 2) выкраивают по размерам изделия, с учетом кривизны сотовой полосы. На шестигранную поверхность 1 укладывается сухой армирующий материал 2 (стеклоткань, углеткань). Первый слой волокна 2 прижимается жесткими гексагональными стержнями 3. Поверх укладывается следующий слой волокна 2 и аналогично прижимается стержнями 3. Так повторяется до полной загрузки конструкции. Последний слой прижимается крышкой к гексагональной поверхности 4.

Чтобы уменьшить внутреннее напряжение сухого армирующего материала при укладке, он формируется таким образом, чтобы плотно соприкасаться с шестигранной поверхностью. Так происходит до полной загрузки оснастки. Конструкция закрывается боковыми крышками и герметизируется, далее в нее под давлением подается связующее, которое пропитывает волокна.

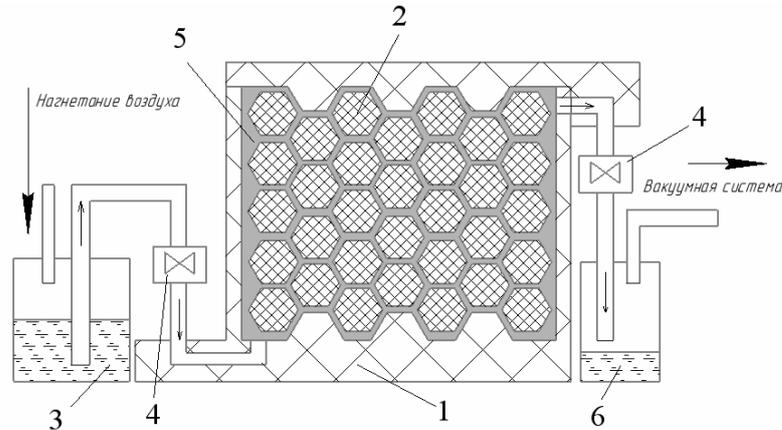


Рис. 1. Схема изготовления сотового заполнителя из ПКМ методом RTM:
 1 – корпус конструкции; 2 – гексагональный стержень; 3 – емкость со связующим; 4 – запорное устройство;
 5 – зона пропитки сухого армирующего материала связующим; 6 – ёмкость для излишек связующего

Fig. 1. Scheme of manufacturing a honeycomb core from PCM using the RTM method:
 1 – structure body; 2 – hexagonal rod; 3 – a container with a binder; 4 – locking device; 5 – zone of impregnation of dry reinforcing material with a binder; 6 – capacity for excess binder

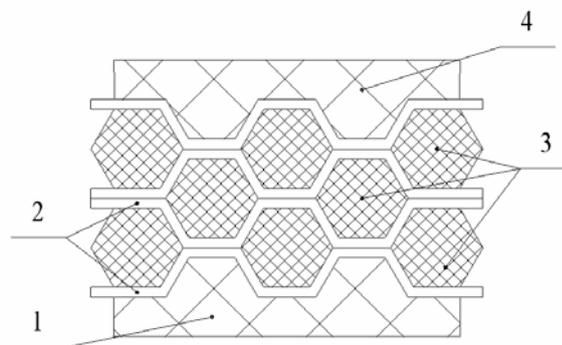


Рис. 2. Схема укладки сухого армирующего материала:
 1, 4 – шестигранные поверхности; 2 – армирующий материал; 3 – гексагональные стержни

Fig. 2. Laying scheme for dry reinforcing material:
 1, 4 – hexagonal surfaces; 2 – reinforcing material; 3 – hexagonal rods

Для изготовления опытного образца сотового заполнителя спроектирована и сконструирована технологическая оснастка (рис. 3), которая состоит из корпуса, боковых крышек и множества гексагональных стержней (вставок). Конструкция оснастки должна обеспечивать:

- 1) жесткость и прочность;
- 2) герметизацию внутренней полости;
- 3) антиадгезионные свойства.

Оснастка была изготовлена на 3D-принтере «Hercules 2018». Материал печати: пластик PETG. Диаметр сопла 0,5 мм. Высота слоя 0,15 мм.

В качестве материала опытного образца сотового заполнителя выбраны:

- армирующий материал – стеклоткань Т-11 (ГОСТ 19170–2001);
- связующие – эпоксидная смола ЭД-20 (ГОСТ 10587–84) с отвердителем холодного затвердевания ЭТАЛ-45 (ТУ 2257-045-18826195-01).

Технологический процесс изготовления опытного образца состоит из следующих этапов:

Нанесение слоя разделительно воска на оснастку для обеспечения антиадгезионных свойств.

Раскрой армирующего материала.

Укладка в корпус оснастки армирующего материала с прижатием гексагональными стержнями.

Установка верхней и двух боковых крышек.

Герметизация оснастки.

Подключение вакуумной системы, для подачи эпоксидной смолы в оснастку.

Подготовка смолы и подача ее под давлением в конструкцию.

Время полимеризации смолы в оснастке (24 часа).

Изъятие сотового блока из конструкции оснастки.

Обработка на шлифовальном станке для удаления излишка смолы с торцов изделия.

Изъятие шестигранных стержней из сотового блока, отделка.

В итоге, изготовлен опытный образец сотового заполнителя (рис. 4), который подтверждает реализуемость технологии.

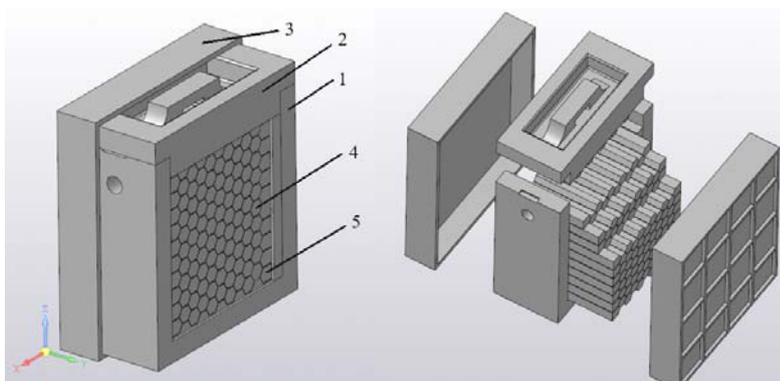


Рис. 3. Технологическая оснастка:

1 – корпус оснастки; 2 – верхняя крышка; 3 – боковая крышка;
4 – гексагональный стержень; 5 – боковой стержень

Fig. 3. Technological equipment:

1 – tooling body; 2 – top cover; 3 – side cover; 4 – hexagonal rod; 5 – side bar

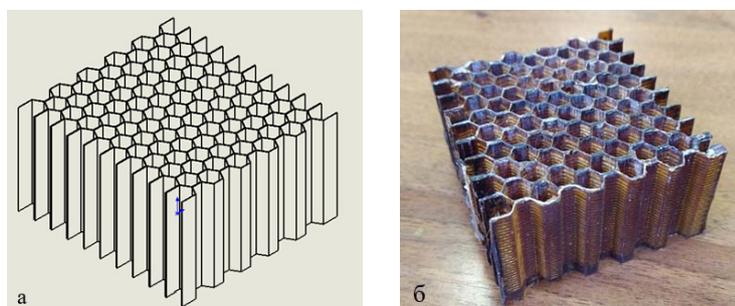


Рис. 4. Сотовый заполнитель из ПКМ:

а – модель; б – опытный образец

Fig. 4. PCM honeycomb core:

а – model; б – prototype

Характеристики опытного образца представлены в таблице. Масса опытного образца 45,03 г, объемная масса составляет 220 кг/м³.

Характеристики опытного образца

Характеристика	Опытный образец
Форма ячейки	Шестигранник
Размер СЗ:	
– длина, мм	73
– ширина, мм	70
– высота, мм	40
Размер ячейки, мм	8
Масса, г	45,03
Объем, м ³	2·10 ⁻⁴
Объемная масса, кг/м ³	220,15
Масса наполнителя, г	21,834
Объемная доля наполнителя, %	38

Заключение

Результаты работы показывают, что предложенным методом, можно изготавливать сотовые наполнители не только с шестигранной ячейкой, а также с множеством различных вариаций форм. Форма и размер ячейки будут зависеть только от формы и размера вкладыша. При использовании технологии растяжки сотопакета добиться этого невозможно.

Также можно изготавливать сотовые наполнители с различной кривизной и устанавливать закладные элементы на этапе формовки, тем самым не клеивать их в готовую деталь.

В итоге была разработана технология изготовления сотовых наполнителей из полимерных композиционных материалов RTM-методом. Данный метод можно адаптировать для серийного производства промышленных изделий.

Библиографические ссылки

1. Панин В. Ф., Гладков Ю. А. Конструкции с наполнителем : справочник. М. : Машиностроение, 1991. 272 с.
2. Халиулин В. И., Шапаев И. И. Технология производства композитных изделий : учеб. пособие Казань : Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003.
3. Achilles Petras Design of Sandwich Structures : dissertation, Doctor of Philosophy. Cambridge University Engineering Department. 1998. P. 5–7.
4. Грабин Б. В. Инженерные основы конструирования космических аппаратов / под ред. д-ра техн. наук, проф. О. М. Алифанова. М. : МАИ, 2018. 255 с.
5. Тестоедов Н. А., Наговицкий В. Н., Пермяков М. Ю. Применение трехслойных сотовых конструкций в космических аппаратах // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 200–211.
6. Ендогур А. И., Вайнберг М. В., Иерусалимский К. М. Сотовые конструкции: выбор параметров и проектирование. М. : Машиностроение, 1986. 192 с.
7. Расчет соотношения компонентов препрега марки ВПС-53/120, определение физико-механических и эксплуатационных характеристик стеклопластика / Д. А. Мельников, А. П. Петров, А. А. Громова и др. // ТРУДЫ ВИАМ. 2019. № 1 (73). С. 92–104.
8. Уракова А. С., Наговицин В. Н. Применение сотовых панелей в спутниковой технике // Решетневские чтения. 2018. С. 179–180.

9. Особенности изготовления трехслойных сотовых панелей с полимерным наполнителем горячего отверждения / В. Т. Минаков, В. И. Постнов, Н. И. Швец. и др. // *Авиационные материалы и технологии*. 2009. № 4 (12). С. 15–18.

10. Злотенко В. В., Ишенина Н. Н. Особенности механической обработки алюминиевых сотовых конструкций // *Вестник СибГАУ*. 2005. № 6. С. 209–211.

11. Сливинский В. И., Ткаченко Г. В., Сливинский М. В. Эффективность применения сотовых конструкций в летательных аппаратах // *Вестник СибГАУ*. 2005. № 6. С. 169–173.

12. Иванов А. А., Кашин С. М., Семенов В. И. Новое поколение сотовых наполнителей для авиационно-космической техники. М. : Энергоатомиздат, 2000. 584 с.

13. Першин А. М. Расчётное исследование статической устойчивости сотовых наполнителей из композиционных материалов // *Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та*. 2014. № 5 (47). Ч. 1. С. 118–123.

14. Патент № 2651012 Российская Федерация, МПК В32В 3/12 (2006.01). Способ изготовления сотовых наполнителей / А. М. Крюков, В. С. Волкова, Ю. Г. Мурашкин и др. ; заявитель АО «Обнинское научно-производственное предприятие «Технология» им. А. Г. Ромашина». № 2017108041 ; заявл. 10.03.2017 ; опубл. 18.02.2018. 9 с.

15. Патент № 2680571 Российская Федерация, МПК E04C 2/24 (2006.01), В32В 3/12 (2006.01). Способ изготовления трехслойных панелей сложной кривизны / А. М. Крюков, В. С. Волкова, Ю. Г. Мурашкин и др. ; заявитель АО «Обнинское научно-производственное предприятие «Технология» им. А. Г. Ромашина». – № 2018112189 ; заявл. 04.04.2018 ; опубл. 22.02.2019. 8 с.

References

1. Panin V. F., Gladkov Yu. A. *Konstruktsii s zapolnitelem* [Constructions with filler]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 272 p.

2. Khaliulin V. I., Shapaev I. I. *Tekhnologiya proizvodstva kompozitnykh izdeliy* [Technology of production of composite products]. Kazan', Izd-vo Kazan. gos. tekhn. un-ta Publ., 2003.

3. Achilles Petras Design of Sandwich Structures : Doct. Diss. 1998. P. 5–7.

4. Grabin B. V. *Inzhenernye osnovy konstruirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Engineering bases of spacecraft design]. Moscow, MAI Publ., 2018, 255 p.

5. Testoedov N. A., Nagovitskin V. N., Permyakov M. Yu. [The use of three-layer honeycomb structures in spacecraft]. *Vestnik SibSAU*. 2016, Vol. 17, No. 1, P. 200–211 (In Russ.).

6. Endogur A. I., Vainberg M. V., Ierusalimsky K. M. *Sotovye konstruktsii: Vybore parametrov i proektirovanie* [Cellular structures: choice of parameters and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 192 p.

7. Melnikov D. A., Petrov A. P., Gromova A. A. et al. [Calculation of the ratio of the components of the prepreg brand VPS-53/120, determination of the physical-mechanical and operational characteristics of fiberglass]. *TRUDY VIAM*. 2019, No. 1 (73), P. 92–104 (In Russ.).

8. Urakova A. S., Nagovitsin V. N. [Application of cellular panels in satellite technology]. *Reshetnevskie chteniya* [Reshetnev readings]. 2018, P. 179–180 (In Russ.).

9. Minakov V. T., Postnov V. I., Shchvets N. I. et al. [Features of manufacturing three-layer honeycomb panels with a polymer filler of hot curing]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*. 2009, No. 4 (12), P. 15–18 (In Russ.).

10. Zlotenko V. V., Ishenina N. N. [Features of mechanical processing of aluminum honeycomb structures] *Vestnik SibSAU*. 2005, No. 6, P. 209–211 (In Russ.).

11. Slivinsky, V. I., Tkachenko, G. V., Slivinsky M. V. [Efficacy of cell structures in aircraft]. *Vestnik SibSAU*. 2005, No. 6, P. 169–173 (In Russ.).
12. A. A. Ivanov, S. M. Kashin, V. I. *Semenov* *Novoe pokolenie sotovykh zapolniteley dlya aviat-sionno-kosmicheskoy tekhniki* [New generation of cell aggregates for aerospace engineering]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 2000, 584 p.
13. Pershin A. M. [Computational study of static stability of cellular aggregates made of composite materials]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014, No. 5 (47), chast' 1, P. 118–123 (In Russ.).
14. Kryukov A. M., Volkova V. S., Murashkin Yu. G. et al. *Sposob izgotovleniya sotovykh zapol-niteley* [Method of manufacturing honeycomb fillers]. Patent RF, No. 2651012, 2018.
15. Kryukov A. M., Volkova V. S., Murashkin Yu. G. et al. *Sposob izgotovleniya trekhsloynnykh paneley slozhnoy krivizny* [Method of manufacturing three-layer panels of complex curvature]. Patent RF, No. 2680571, 2018.

© Руденко М. С., Михеев А. Е., Гирн А. В., 2021

Руденко Михаил Сергеевич – ассистент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com.

Михеев Анатолий 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.

Rudenko Mikhail Sergeevich – Assistant; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. 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.

Girn Alexey Vassilyevich – Cand. Sc., Associate Professor; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

УДК 537.6

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-398-405

Для цитирования: Яковлев И. А. Сравнение магнитной анизотропии поликристаллической и монокристаллической пленок Fe_3Si // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 398–405. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-398-405.

For citation: Yakovlev I. A. The magnetic anisotropy comparison of polycrystalline and single-crystal Fe_3Si films. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 398–405. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-398-405.

Сравнение магнитной анизотропии поликристаллической и монокристаллической пленок Fe_3Si^*

И. А. Яковлев

Институт физики имени Л. В. Киренского СО РАН –
обособленное подразделение ФИЦ КНЦ СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50, стр. 38
E-mail: yia@iph.krasn.ru

Постоянное совершенствование высокотехнологичных приборов требует от науки постоянно развития технологий и поиска новых материалов. На сегодняшний день развитие области магнетизма достигло очень широких знаний, что позволило создать и изучить множество искусственных ферромагнитных материалов, которые уже сейчас активно применяются в науке и технике. Последние научные знания показывают, что один и тот же материал в различном состоянии может проявлять разные электрические, магнитные свойства. Так в современных приборах активно применяются тонкие магнитные пленки. Физические процессы в тонких пленках протекают иначе, чем в массивных материалах. В результате пленочные элементы имеют характеристики, отличные от характеристик массивных образцов и позволяют наблюдать эффекты, не свойственные массивным образцам. Пленка – это тонкий слой связанного конденсированного вещества, толщина которого сравнивается с расстоянием действия поверхностных сил; представляет собой термодинамически стабильную или метастабильную часть гетерогенной системы «пленка – подложка». Дальнейшее изучение пленочных структур привело к созданию и исследованию многослойных магнитных систем. В таких структурах возможно присутствие как слоёв различных ферромагнитных материалов, так и неферромагнитных прослоек, а свойства многослойных систем могут значительно отличаться от свойств любого из компонентов системы. Для практики эти материалы также имеют множество применений, в том числе, радиосвязь и геологоразведка. В нашем эксперименте методом молекулярно-лучевой эпитаксии при совместном осаждении Fe и Si синтезированы ферромагнитные тонкие пленки силицида Fe_3Si . На подложке $\text{SiO}_2/\text{Si}(111)$ была получена поликристаллическая пленка силицида, а на $\text{Si}(111)7\times7$ – монокристаллическая. Структура была исследована с помощью дифракции отраженных быстрых электронов непосредственно в процессе роста. Методом ферромагнитного резонанса была изучена магнитная анизотропия полученных образцов. Установлено, что поликристаллическая пленка характеризуется одноосной магнитной анизотропией, которая составляет 13.42 Э и формируется в следствие «косого» напы-

* Автор статьи выражает благодарность Беляеву Борису Афанасьевичу (ИФ СО РАН) за проведенные измерения на сканирующем спектрометре ферромагнитного резонанса.

The author expresses his gratitude to Boris Afanasyevich Belyaev (Kirensky Institute of Physics SB RAS) for the measurements performed on a scanning ferromagnetic resonance spectrometer.

ления. А магнитная анизотропия для монокристаллической пленки Fe_3Si формируется в большей степени внутренними магнитокристаллическими силами.

Ключевые слова: магнитная анизотропия, ферромагнитные пленки, Fe_3Si , молекулярно-лучевая эпитаксия.

The magnetic anisotropy comparison of polycrystalline and single-crystal Fe_3Si films

I. A. Yakovlev

Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
E-mail: yia@iph.krasn.ru

High-tech devices improvement requires development of technology and search for new materials from science. To date, the development of the magnetism research field has reached a very broad knowledge, which made it possible to create and study a variety of artificial ferromagnetic materials, which are already actively used in science and technology. The latest scientific knowledge shows that the same material in different states can exhibit different electrical and magnetic properties. So, thin magnetic films are actively used in modern devices. Physical processes in thin films proceed differently than in bulk materials. As a result, the film elements have characteristics that differ from those of bulk samples and make it possible to observe effects that are not characteristic of bulk samples. A film is a thin layer of a bound condensed substance, the thickness of which is compared with the distance of surface forces action; it is a thermodynamically stable or metastable part of a heterogeneous film-substrate system. Further study of film structures led to the creation and study of multilayer magnetic systems. In such structures, the presence of both various ferromagnetic materials layers and non-ferromagnetic interlayers is possible, and the multilayer systems properties can differ significantly from the properties of any system components. These materials also have many applications for practice, including radio communications and geological exploration. In our experiment, ferromagnetic thin films of Fe_3Si silicide were synthesized by molecular beam epitaxy with co-deposition of Fe and Si. A polycrystalline silicide film was obtained on a $SiO_2/Si(111)$ substrate, and a single crystal film was on $Si(111)7\times 7$. The structure was investigated using the diffraction of reflected fast electrons directly during the growth process. The magnetic anisotropy of the obtained samples was studied by the ferromagnetic resonance. It was found that the polycrystalline film is characterized by uniaxial magnetic anisotropy, which is 13.42 Oe and is formed as a result of "oblique" deposition. And the magnetic anisotropy for a single-crystal Fe_3Si film is formed to a greater extent by internal magnetocrystalline forces.

Keywords: magnetic anisotropy, ferromagnetic films, Fe_3Si , molecular beam epitaxy.

Введение

Одним из ключевых вопросов для реализации приложений спинтроники является получение качественных эпитаксиальных ферромагнетиков с высокой спиновой поляризацией на полупроводниковых подложках. Гибридные структуры, состоящие из чередующихся металлических и полупроводниковых слоев, представляют большой интерес для современных устройств спинтроники. Важными аспектами пригодности слоистой системы материалов являются стабильный магнетизм вблизи границ раздела и подходящая плотность состояний на уровне Ферми,

которые, однако, сильно зависят от структуры интерфейса. Спиновая поляризация указывает на ее качество для использования в транспортных устройствах.

В научном сообществе интерес вызывают и системы на основе железа. Спиновая инжекция более 30 % была измерена для Fe/GaAs (001) [1], а также 10 % для Fe₃Si/GaAs(001) [2; 3]. Поскольку атомарно чистая поверхность GaAs(110) не реконструируется [4], возможен эпитаксиальный рост как для Fe, так и для квазигейслеровского Fe₃Si, для которых рассогласование решеток составляет всего 0,1 % [5].

Силицид Fe₃Si – ферромагнитный материал, который может быть многообещающим кандидатом для инжекции спин-поляризованных электронов из ферромагнетика в полупроводник [2]. Для гетероструктур Fe₃Si/GaAs исследованы структурные, транспортные и магнитные свойства [6–9]. Для эпитаксиальных пленок Fe₃Si, выращенных на GaAs (001) методом МЛЭ, магнитотранспортные свойства изучались в основном путем подачи тока вдоль трудной оси намагничивания, т. е. по кристаллографической оси [110], которая является направлением легкого скола для GaAs(100) [10].

Множество исследований показывают, что в зависимости от кристаллической структуры пленок интерфейса в слоях у одного и того же материала наблюдаются различные свойства, что определяет их будущее применение, а также разработки технологий их синтеза и обработки. Анизотропное магнитосопротивление для Fe₃Si показало, что удельное сопротивление в поле, перпендикулярном току, было больше, чем удельное сопротивление в поле, параллельном току. Известно, что в монокристаллах направление тока и намагниченности относительно осей кристалла влияет на поведение магнитосопротивления [11].

Ориентация кристаллов в тонких магнитных пленках тесно связана как с их физическими, так и с магнитными свойствами. Текстурированные магнитные материалы часто демонстрируют гораздо лучшие характеристики, такие как легкое намагничивание, большая магнитострикция и отличная прямоугольность в петле намагничивания $B-H$, график плотности магнитного потока, B , для различной напряженности магнитного поля, H [12–15]. Эта информация дает возможность создавать устройства микроэлектроники, в том числе и радиосвязи, с более высокой точностью и чувствительностью для практического использования.

В нашей работе были исследованы магнитные свойства, в том числе и магнитная анизотропия в плоскости, для пленок силицида Fe₃Si с поликристаллической и монокристаллической структурой.

Эксперимент

Методом молекулярно-лучевой эпитаксии при совместном осаждении железа и кремния были получены поликристаллические и эпитаксиальные пленки Fe₃Si. Для полученных пленок изучена магнитная анизотропия методом ферромагнитного резонанса (ФМР), определены вклады однонаправленной, одноосной, кубической и гексагональной анизотропий в результирующее значение, а также высокочастотные (СВЧ) магнитные характеристики всех изучаемых пленок: ширина линии ферромагнитного резонанса, эффективная намагниченность насыщения и значения поля ферромагнитного резонанса для заданной частоты накачки.

Синтез образцов был проведен в сверхвысоковакуумной установке молекулярно-лучевой эпитаксии «Анагара», базовый вакуум в которой составляет $1,3 \times 10^{-8}$ Па. Напыление осуществлялось методом термического испарения из эффузионных ячеек Кнудсена из двух источников одновременно, так называемое соосаждение, железа и кремния в атомных пропорциях Fe:Si = 3:1. Процесс формирования пленки контролировался методом дифракции отраженных быстрых электронов (ДОБЭ).

Кристаллическая структура

В ходе эксперимента была получена поликристаллическая пленка Fe_3Si толщиной 40 нм. Она была синтезирована при комнатной температуре на подложке $\text{Si}(111)$, покрытая слоем оксида SiO_2 толщиной около 1,5 нм. На рис. 1 представлена картина ДОБЭ для данной структуры.

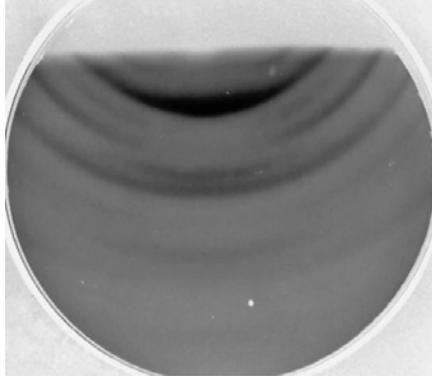


Рис. 1. Картина ДОБЭ от пленки Fe_3Si на $\text{SiO}_2/\text{Si}(111)$

Fig. 1. RHEED pattern on $\text{Fe}_3\text{Si}/\text{SiO}_2/\text{Si}(111)$

На полученной дифрактограмме присутствуют рефлексы в виде концентрических колец Дебая, а также секторов колец. Такая геометрия дифракционной картины соответствует поликристаллической структуре с некоторой текстурой.

На рис. 2 представлена картина дифракции отраженных быстрых электронов от пленок Fe_3Si толщиной 40 нм, полученной на подложке $\text{Si}(111)7\times 7$ при комнатной температуре.

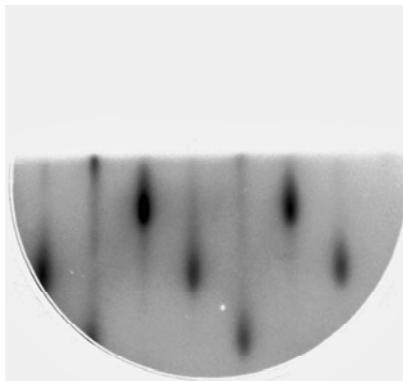


Рис. 2. Картина ДОБЭ от пленки $\text{Fe}_3\text{Si}/\text{Si}(111)7\times 7$

Fig. 2. RHEED pattern on $\text{Fe}_3\text{Si}/\text{Si}(111)7\times 7$

На данной дифрактограмме присутствуют рефлексы в виде точек, вытянутых в вертикальном направлении. Такая геометрия картины соответствует монокристаллической структуре пленки с островковой морфологией поверхности. Анализ дифракционных данных также показывает, что пленки Fe_3Si на $\text{Si}(111)7\times 7$ формируются эпитаксиально.

Исследование магнитной анизотропии

Для обеих пленок была исследована магнитная анизотропия методом ферромагнитного резонанса. На рис. 3 представлены угловые зависимости поля ферромагнитного резонанса,

полученные на сканирующем спектрометре ферромагнитного резонанса на частоте накачки 3,329 ГГц [16].

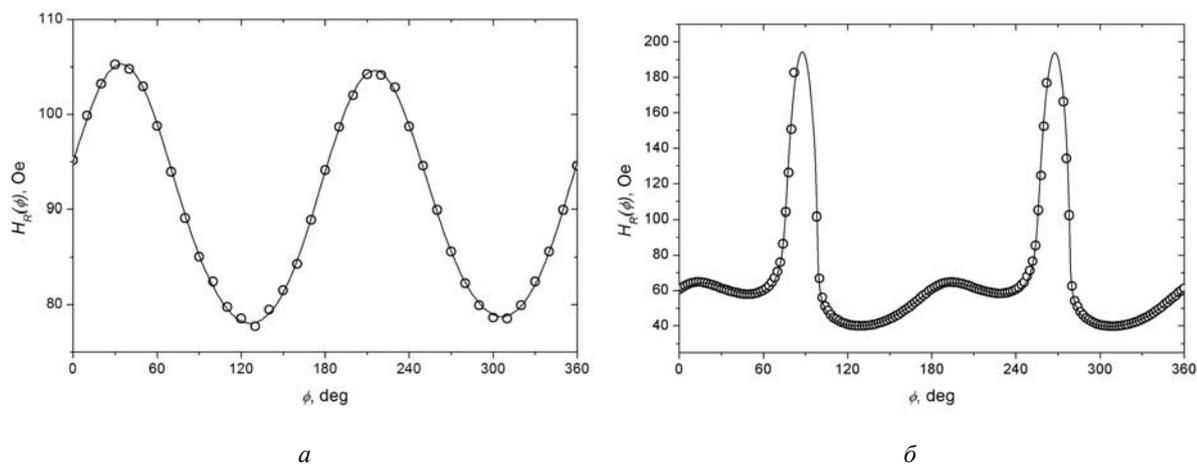


Рис. 3. Угловые зависимости поля ферромагнитного резонанса для поликристаллической пленки Fe₃Si (а); монокристаллической пленки Fe₃Si (б) (круг – экспериментальные данные, линия – расчетная кривая)

Fig. 3. The angular dependences of the ferromagnetic resonance field for polycrystalline Fe₃Si film (a); a single-crystal Fe₃Si film (b) (circle – experimental data, line – calculated curve)

По этой зависимости, исходя из феноменологической модели, по итерационной методике [17] были рассчитаны следующие характеристики для полученной пленки (табл. 1): эффективная намагниченность насыщения M_S , поле однонаправленной анизотропии H_{k1} , поле одноосной H_{k2} и поле кубической H_{k4} анизотропии. Из данных ферромагнитного резонанса также определена ширина линии ФМР в направлении оси легкого намагничивания $\Delta H_{ОЛН}$ (табл. 1).

Таблица 1

Магнитные характеристики пленок Fe₃Si

	Fe ₃ Si/SiO ₂ /Si(111)	Fe ₃ Si/Si(111)7×7
	поликристалл	монокристалл
M_S , Гс	1235,5	1227,2
H_{k1} , Э	0,48	0,17
H_{k2} , Э	13,42	73,16
H_{k4} , Э	0,23	310,58
$\Delta H_{ОЛН}$, Э	33,5	7,7

Из анализа данных установлено, что поликристаллическая пленка характеризуется, в большей степени, только одноосной анизотропией, которая примерно в 28 раз выше других составляющих. Формирование преимущественно одноосной анизотропии вызвано, скорее всего, напылением материала под углом к поверхности подложки, так называемое «косое» напыление [18].

Для монокристаллической пленки Fe₃Si на Si(111)7×7 были определены такие же, как и для поликристаллических образцов, магнитные характеристики (табл. 1), но по методике [19], адаптированной для монокристаллических структур.

Из полученных данных (табл. 1) видно, что у монокристаллической пленки преобладает кубическая магнитная анизотропия H_{k4} , которая более чем в 4 раза больше одноосной состав-

ляющей H_{k2} . Этот факт показывает и подтверждает то, что наша пленка имеет монокристаллическую структуру. В свою очередь, одноосная анизотропия для монокристаллического Fe_3Si более чем в 5 раз сильнее, чем для поликристаллического образца. Для установления точной природы таких различий требуются дополнительные исследования структурных и магнитных свойств всех элементов нашего образца. Но, скорее всего, это вызвано наложением нескольких факторов: разориентации поверхности подложки, «косое» напыление и внутренние силы в монокристалле.

Заключение

Методом молекулярно-лучевой эпитаксии были получены поли- и монокристаллическая пленки силицида Fe_3Si на подложках $\text{Si}(111)$. Методом ферромагнитного резонанса изучена магнитная анизотропия. Установлено, что поликристаллическая пленка характеризуется одноосной магнитной анизотропией, которая составляет 13,42 Э и формируется вследствие «косого» напыления. А магнитная анизотропия для монокристаллической пленки Fe_3Si формируется в большей степени внутренними магнитокристаллическими силами. Представленные результаты показывают, что варьируя кристаллическую структуру одного материала можно изменять его магнитные свойства и, следовательно, использовать в различных приложениях, к примеру, в устройствах спинтроники или датчиках слабых магнитных полей.

Библиографические ссылки

1. Spin injection across (110) interfaces: $\text{Fe}/\text{GaAs}(110)$ spin-light-emitting diodes / C. H. Li, G. Kioseoglou, O. M. J. van 't Erve, A. Petrou // *Applied Physics Letters*. 2004. Vol.85, No. 9. P. 1544–1548.
2. Spin injection from Fe_3Si into GaAs / A. Kawaharazuka, M. Ramsteiner, J. Herfort, H.-P. Schonherr // *Applied Physics Letters*. 2004. Vol. 85, No. 16. P. 3492–3494.
3. Herper H. C., Entel P. Interface structure and magnetism of $\text{Fe}_3\text{Si}/\text{GaAs}(110)$ multilayers: An ab-initio study // *Philosophical Magazine*. 2008. Vol. 88, No. 18-20. P. 2699–2707.
4. Qian G.-X., Martin R., Chadi J. First-principles calculations of atomic and electronic structure of the $\text{GaAs}(110)$ surface // *Physical review. B (Condensed matter)*. 1988. Vol. 37, No. 3. P. 1303–1307.
5. A comparative study of $(\text{Fe}, \text{Fe}_3\text{Si})/\text{GaAs}$ and Heusler/ MgO for spintronics applications / A. Grunebohm, M. Siewert, H. C. Herper et al. // *Journal of Physics: Conference Series*. 2010. Vol. 200. P. 072038.
6. Magnetic properties of epitaxial single crystal ultrathin Fe_3Si films on $\text{GaAs}(001)$ / S. H. Liou, S. S. Malhotra, J. X. Shen et al. // *Journal of Applied Physics*. 1993. Vol. 73, No. 10. P. 6766–6768.
7. Transport and magnetic properties of Fe_3Si epitaxial films / H. Vinzelberg, J. Schumann, D. Elefant et al. // *Journal of Applied Physics*. 2008. Vol. 104, No. 9. P. 093707–093707.
8. Order-driven contribution to the planar Hall effect in Fe_3Si thin films / M. Bowen, K.-J. Friedland, J. Herfort et al. // *Physical Review B*. 2005. Vol. 71, No. 17. P.172401.
9. Spin and orbital magnetism in ordered $\text{Fe}_{(3\pm\delta)}\text{Si}_{(1\mp\delta)}$ binary Heusler structures: Theory versus experiment / K. Zakeri, S. J. Hashemifar, J. Lindner et al. // *Physical Review B*. 2008. Vol. 77, No. 10. P. 104430.
10. Structural, magnetic, electronic, and spin transport properties of epitaxial $\text{Fe}_3\text{Si}/\text{GaAs}(001)$ / A. Ionescu, T. Trypiniotis, H. Garcia-Miquel et al. // *Physical Review B*. 2005. Vol. 71, No. 9. P. 094401.

11. Strong crystal anisotropy of magneto-transport property in Fe₃Si epitaxial film / H. Y. Hung, S. Y. Huang, P. Chang et al. // *Journal of Crystal Growth*. 2011. Vol. 323. P. 372–375.
12. Hong J. Thickness-dependent magnetic anisotropy in ultrathin Fe/Co/Cu(001) films // *Physical Review B (Condensed matter)*. 2006. Vol. 74. P. 172408
13. Arai K. I., Ohoka Y., Wakui Y. Preparation and magnetic properties of anodic oxide magnetic films // *Electronics and Communications in Japan. (Part II Electronics)*. 1989. Vol. 72, No. 5. P. 81–88.
14. Liu X., Shiozaki Y., Morisako A. Magnetization reversal mechanism of ultra thin Nd₂Fe₁₄B films with perpendicular magnetic anisotropy // *Journal of Applied Physics*. 2008. Vol. 103. P. 07E104.
15. Texture and magnetic properties of Fe thin films fabricated by field-sputtering vs field-annealing / S. J. Park, C.-H. Liu, H. S. Kim et al. // *Thin Solid Films*. 2015. Vol. 594. P. 178–183.
16. Диагностика тонкопленочных структур методом ферромагнитного резонанса : учеб. пособие / Беляев Б. А., Волошин А. С., Изотов А. В. и др. Красноярск, Сибирский федер. ун-т, 2011. 104 с.
17. Belyaev B. A., Izotov A. V., Leksikov A. A. Magnetic imaging in thin magnetic films by local spectrometer of ferromagnetic resonance // *IEEE Sensors Journal*. 2005. Vol. 5, No. 2. P. 260–267.
18. Uniaxial magnetic anisotropy in Pd/Fe bilayers on Al₂O₃ (0001) induced by oblique deposition / C.-S. Chi, B.-Y. Wang, W.-F. Pong et al. // *Journal of Applied Physics*. 2012, Vol. 111. P. 123918.
19. Belyaev B. A., Izotov A. V. FMR Study of the anisotropic properties of an epitaxial Fe₃Si film on a Si(111) Vicinal Surface // *JETP Letters*. 2016. Vol. 103, No. 1. P 41–45.

References

1. Li C. H., Kioseoglou G., J. van 't Erve O. M., Petrou A. Spin injection across (110) interfaces: Fe/GaAs(110) spin-light-emitting diodes. *Applied Physics Letters*. 2004, Vol. 85, No. 9, P. 1544–1548.
2. Kawaharazuka A., Ramsteiner M., Herfort J., Schonherr H.-P. Spin injection from Fe₃Si into GaAs. *Applied Physics Letters*. 2004, Vol. 85, No. 16, P. 3492–3494.
3. Herper H. C., Entel P. Interface structure and magnetism of Fe₃Si/GaAs(110) multilayers: An ab-initio study. *Philosophical Magazine*. 2008, Vol. 88, No. 18-20, P. 2699–2707.
4. Qian G.-X., Martin R., Chadi J. First-principles calculations of atomic and electronic structure of the GaAs(110) surface. *Physical review. B (Condensed matter)*. 1988, Vol. 37, No. 3, P. 1303–1307.
5. Grunebohm A., Siewert M., Herper H. C., Gruner M. E., Entel P. A comparative study of (Fe, Fe₃Si)/GaAs and Heusler/MgO for spintronics applications. *Journal of Physics: Conference Series*. 2010, Vol. 200, P. 072038.
6. Liou S. H., Malhotra S. S., Shen J. X., Hong M., Kwo J., Chen H.-C., Mannaerts J. P. Magnetic properties of epitaxial single crystal ultrathin Fe₃Si films on GaAs (001). *Journal of Applied Physics*. 1993, Vol. 73, No. 10, P. 6766–6768.
7. Vinzelberg H., Schumann J., Elefant D., Arushanov E., Schmidt O. G. Transport and magnetic properties of Fe₃Si epitaxial films. *Journal of Applied Physics*. 2008, Vol. 104, No. 9, P. 093707–093707.
8. Bowen M., Friedland K.-J., Herfort J., Schönherr H.-P., Ploog K. H. Order-driven contribution to the planar Hall effect in Fe₃Si thin films. *Physical Review B*. 2005, Vol. 71, No. 17, P.172401.
9. Zakeri K., Hashemifar S. J., Lindner J., Barsukov I., Meckenstock R., Kratzer P., Frait Z., Farle M. Spin and orbital magnetism in ordered Fe_(3±δ)Si_(1∓δ) binary Heusler structures: Theory versus experiment. *Physical Review B*. 2008, Vol. 77, No. 10, P. 104430.

10. Ionescu A., Trypiniotis T., Garcia-Miquel H., Vickers M. E., Dalgliesh R. M., Langridge S., Bugoslavsky Y., Miyoshi Y., Cohen L. F. Structural, magnetic, electronic, and spin transport properties of epitaxial Fe₃Si/GaAs(001). *Physical Review B*. 2005, Vol. 71, No. 9, P. 094401.
11. Hung H. Y., Huang S. Y., Chang P., Lin W. C., Liu Y. C., Lee S. F., Hong M., Kwo J. Strong crystal anisotropy of magneto-transport property in Fe₃Si epitaxial film. *Journal of Crystal Growth*. 2011, Vol. 323, P. 372–375.
12. Hong J. Thickness-dependent magnetic anisotropy in ultrathin Fe/Co/Cu(001) films. *Physical Review B.(Condensed matter)*. 2006, Vol. 74, P. 172408
13. Arai K. I., Ohoka Y., Wakui Y. [Preparation and magnetic properties of anodic oxide magnetic films]. *Electronics and Communications in Japan. (Part II Electronics)*. 1989, Vol. 72, No. 5, P. 81–88.
14. Liu X., Shiozaki Y., Morisako A. Magnetization reversal mechanism of ultra thin Nd₂Fe₁₄B films with perpendicular magnetic anisotropy. *Journal of Applied Physics*. 2008, Vol. 103, P. 07E104.
15. Park S. J., Liu C.-H., Kim H. S., Park N. J., Jin S., Han J. H. Texture and magnetic properties of Fe thin films fabricated by field-sputtering vs field-annealing. *Thin Solid Films*. 2015, Vol. 594, P. 178–183.
16. Belyaev B. A., Voloshin A. S., Izotov A. V. et al. *Diagnostika tonkoplenochnykh struktur metodom ferromagnitnogo rezonansa : uchebnoe posobie* [Thin-film structures investigation by the ferromagnetic resonance: a tutorial]. Krasnoyarsk, Siberian Federal University, 2011, 104 p.
17. Belyaev B. A., Izotov A. V., Leksikov A. A. Magnetic imaging in thin magnetic films by local spectrometer of ferromagnetic resonance. *IEEE Sensors Journal*. 2005, Vol. 5, No. 2, P. 260–267.
18. Chi C.-S., Wang B.-Y., Pong W.-F., Ho T.-Y., Tsai C.-J., Lo F.-Y., Chern M.-Y., Lin W.-C. Uniaxial magnetic anisotropy in Pd/Fe bilayers on Al₂O₃ (0001) induced by oblique deposition. *Journal of Applied Physics*. 2012, Vol. 111, P. 123918.
19. Belyaev B. A., Izotov A. V. FMR Study of the anisotropic properties of an epitaxial Fe₃Si film on a Si(111) Vicinal Surface. *JETP Letters*. 2016, Vol. 103, No. 1, P. 41–45.

© Яковлев И. А., 2021

Яковлев Иван Александрович – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник, Институт физики имени Л. В. Киренского Сибирского отделения Российской академии наук – обособленное подразделение ФИЦ КИЦ СО РАН. E-mail: yia@iph.krasn.ru.

Yakovlev Ivan Aleksandrovich – candidate of physical and mathematical sciences, researcher, Kirensky Institute of Physics, Federal Research Center KSC SB RAS. E-mail: yia@iph.krasn.ru.
