# СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Tom 19, № 3

Красноярск 2018

# СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Том 19, № 3

# Главный редактор

Ковалев Игорь Владимирович, доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева)

# Заместители главного редактора

Логинов Юрий Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Сенашов Сергей Иванович, 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») Лаптенок В. Д., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Лившиц А. В., доктор технических наук, доцент (ИрГУПС)Максимов И. А., доктор технических наук (AO «NCC») Медведев А. В., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Михеев А. Е., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Москвичев В. В., доктор технических наук, профессор (СКТБ «Наука» ИВТ СО РАН) Садовский В. М., доктор физико-математических наук, профессор (ИВМ СО РАН) Сафонов К. В., доктор физико-математических наук, доцент (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Сильченко П. Н., доктор технических наук, профессор (СФУ) Смирнов Н. А., доктор технических наук, профессор (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) Терсков В. А., доктор технических наук, профессор (КрИЖТ ИрГУПС) Чеботарев В. Е., доктор технических наук, доцент (АО «ИСС») Шайдуров В. В., доктор физико-математических наук, профессор (ИВМ СО РАН)

# РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

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

# SIBERIAN JOURNAL of SCIENCE AND TECHNOLOGY

Vol. 19, No 3

Chief Editor: Kovalev I. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University)

Deputy Chief Editors Loginov Y. Y., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Senashov S. I., 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) Laptenok V. D., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Livshits A. V., Dr.Sc., Professor (Irkutsk State Transport University) Maksimov I. A., Dr.Sc. (ISS-Reshetnev Company) Medvedev A. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor (SDTB Nauka KSC SB RAS) Sadovsky V. M., Dr.Sc., Professor (ICM SB RAS) Safonov K. V., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Silchenko P. N., Doctor of Technical Sciences, Professor (SibFU) Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor (Reshetnev University) Terskov V. A., Dr.Sc., Professor (Irkutsk State Transport University)

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

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

# **EDITORIAL COUNCIL**

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Pawera R., Associate Professor (Bratislava, Slovakia)

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

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

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

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

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

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

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

# К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

«Сибирский журнал науки и технологий» является научным, производственно-практическим рецензируемым изданием. Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ № ФС 77-70577 от 03.08.2017 г. выдано Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор).

ISSN 2587-6066.

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 группам научных специальностей:

05.02.00 - машиностроение и машиноведение;

05.07.00 — авиационная и ракетно-космическая техника; 05.13.00 — информатика, вычислительная техника и управление.

Выпускается с 2000 года. До 2002 года журнал носил название «Вестник Сибирской аэрокосмической академии имени академика М. Ф. Решетнева» («Вестник САА»), до мая 2017 года – «Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева».

Каждый выпуск журнала включает три раздела:

l раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

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

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 журнал науки и технологий» 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, Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31, П-416. Тел./ факс (391)291-90-19 E-mail: vestnik@sibsau.ru

Редактор О. А. Плехова Редактор английского текста С. Г. Эфа Оригинал-макет и верстка М. А. Светлаковой Подписано в печать 25.09.2018. Формат 70×108/16. Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 21,9. Уч.-изд. л. 26,6. Тираж 1000 экз. Заказ 45. С 239/18. 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: 29.10.2018. Свободная цена

#### INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

Siberian Journal of Science and Technology 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 77-50577, dated 03 August 2017, given by Federal Supervision Agency for Information Technology, Communications and Mass Media.

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. Prior to 2002 it had the title Vestnik Sibirskoi aerokosmicheskoi akademii imeni academika M. F. Reshetneva (Vestnik SAA), prior to may 2017 it had the title Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M. F. Reshetneva (Vestnik SibGAU).

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:

05.02.00 – machine engineering and science of mechanics; 05.07.00 – aviation and spacecraft engineering;

05.13.00 – informatics, computer technology and management.

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

An online version can been viewed at http://www.elibrary.ru

*Siberian Journal of Science and Technology* should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

CONTACTS. Website: www.vestnik.sibsau.ru Address: Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation. Tel./fax (391)291-90-19; e-mail: vestnik@sibsau.ru

Editor O. A. PLEKHOVA, Editor (English Language) S. G. EFA Layout original M. A. SVETLAKOVA
Signed (for printing): 25.09.2018. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 21,9. Published sheets 26,6.
1000 copies. Order 45. C 239/18.
Printing and Publication Department Reshetnev University.
Printed in the Department of copying and duplicating equipment Reshetnev University.
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation.
Date of publication: 29.10.2018. Free price

# СОДЕРЖАНИЕ

# РАЗДЕЛ 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Вахнин А. В., Сопов Е. А. Новый метод группировки переменных	
для задач параметрической оптимизации большой размерности	386
Золотова О. П., Бурков С. И. Моделирование влияния металлических слоев	
на фазовые скорости акустических волн в пьезоэлектрических пластинах	396
Корнет М. Е., Шишкина А. В. О непараметрической идентификации	
динамических систем в условиях нормального функционирования	405
Кулясов Н. В., Исаев С. В. Исследование сетевых аномалий корпоративной сети	
красноярского научного центра	412
Расторгуев Г. И., Гришанов А. Н., Матвеев А. Д. Эффективный метод расчета	
слоистых конических оболочек с применением лагранжевых многосеточных элементов	423
Сенашов В. И., Белов Д. К. Моделирование слойной структуры бесконечных групп	432
Сенашов С. И., Филюшина Е. В. Моделирование пластического течения	
между жесткими плитами, сближающимися с постоянным ускорением	438
Танасиенко Ф. В., Шевченко Ю. Н., Делков А. В., Кишкин А. А. Двухмерная тепловая модель	
системы терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения	445
Терешина А. В., Ярещенко Д. И. О непараметрическом моделировании	
безынерционных систем с запаздыванием	452

# РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Акзигитов А. Р., Стаценко Н. И., Писарев Н. С., Ефимова А. Н., Мусин Р. М. Внедрение	
отечественной спутниковой системы связи «Гонец» в процесс мониторинга воздушных судов	464
Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок	
газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя	469
Герасимова Д. С., Саяпин А. В., Палухин А. А., Кацура А. В. Bootstrap-метод	
для оценки статистических характеристик малых выборок авиационных агрегатов	
Ермошкин Ю. М., Волков Д. В., Якимов Е. Н. О концепции полностью	
электрического космического аппарата	489
Карцан И. Н., Шангина Е. А., Киселев Г. Г., Ефремова С. В. Повышение надежности	
СВЧ-каналов модулей активной фазированной антенной решетки	497
Лопатин А. В., Рутковская М. А. Выбор геометрических параметров спицы	
зонтичной антенны для обеспечения максимальной изгибной жесткости	504
Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Колдырев А. Ю. Организация комплексных	
испытаний командно-измерительной системы космического аппарата	510
Платов И. В., Симонов А. В. Разработка двигательной установки на базе двигателей	
малой тяги и схемы полёта космических аппаратов к центру Солнечной системы	517
Сатышев А. С., Безбородов Ю. Н., Ганжа В. А. Измерительный преобразователь	
лабораторного стенда для испытания рабочих органов специальных машин	
аэродромно-технического обеспечения	526
Чеботарев В. Е., Зимин И. И. Методика оценки диапазона эффективного	
применения унифицированных космических платформ	532

# РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Иванов В. А. Программный комплекс расчета давления в смазочном слое	
подшипника скольжения	540
Саханский С. П., Юленков С. Е. Повышение точности контактного метода измерения	
текущей площади кристаллов, выращиваемых способом Чохральского	550
Сведения об авторах	562

# CONTENTS

# PART 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Vakhnin A. V., Sopov E. A. A new method of grouping variables for large-scale	
global optimization problems	386
Zolotova O. P., Burkov S. I. Simulation of metal layers thickness influence	
on phase velocities of acoustic waves in the piezoelectric plates	396
Kornet M. E., Shishkina A. V. To nonparametric identification of dynamic systems	
under normal operation	405
Kulyasov N. V., Isaev S. V. Investigation of the network anomalies	
of the corporate network of Krasnoyarsk scientific center	412
Rastorguev G. I., Grishanov A. N., Matveev A. D. Efficient method of calculating	
layered conical shells with lagrange multigrid elements use	423
Senashov V. I., Belov D. K. Modeling of the layer structure of infinte groups	432
Senashov S. I., Filyushina E. V. Modeling of plastic flow between rigid plates	
approaching to a constant acceleration	438
Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V., Kishkin A. A. Two-dimensional thermal	
model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft	445
Tereshina A. V., Yareshchenko D. I. On nonparametric modeling spinning systems with delay	452

# PART 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Akzigitov A. R., Stacenko N. I., Pisarev N. S., Efimova A. N., Musin R. M. Implementation	
of russian sattelite communication system "Gonets" in aircraft monitoring	464
Belayev E. N., Vorobyev A. G. Influence of filling processes for mixing head	
of gas generators on dynamics of liquid rocket engine without starter device	469
Gerasimova D. S., Sayapin A. V., Palukhin A. A., Katsura A. V. Application	
of the bootstrap method for statistical characteristics assessment of aircraft components' small samples	482
Yermoshkin Yu. M., Volkov D. V., Yakimov E. N. On the concept	
of all electric propulsion spacecraft	489
Kartsan I. N., Shangina E. A., Kiselev G. G., Efremova S. V. Increase reliability	
of ultrahigh-frequency channels of the active phased array antenna modules	497
Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. Optimal choice of design parameters	
of the umbrella-type antenna spoke to reach maximal bending stiffness	504
Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Koldyrev A. Yu. Organization of complex testing	
of the spacecraft command and measuring system	510
Platov I. V., Simonov A. V. Design of a low thrast propulsion system and the trajectories	
of spasecraft to the centre of the Solar system	517
Satyshev A. S., Bezborodov Yu. N., Ganzha V. A. Measuring converter of laboratory stand	
for testing working bodies of special machines of aerodrom-technical support	526
Chebotarev V. E., Zimin I. I. Procedure for evaluating the effective use range	
of the unified space platforms	532
PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE	

Ivanov V. A. Program complex of pressure calculation in lubricated slide bearing layer	540
of measuring the current square of crystals grown by the way of the Czohralsky	550
Information about the authors	562



INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ





#### УДК 519.85 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-386-395

Для цитирования: Вахнин А. В., Сопов Е. А. Новый метод группировки переменных для задач параметрической оптимизации большой размерности // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 386–395. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-386-395

For citation: Vakhnin A. V., Sopov E. A. [A new method of grouping variables for large-scale global optimization problems]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 386–395 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-386-395

# НОВЫЙ МЕТОД ГРУППИРОВКИ ПЕРЕМЕННЫХ ДЛЯ ЗАДАЧ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ БОЛЬШОЙ РАЗМЕРНОСТИ

А. В. Вахнин<sup>\*</sup>, Е. А. Сопов

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

Сложность и размерность прикладных задач глобальной параметрической оптимизации стремительно увеличиваются с каждым годом. Стоит отметить, что практические задачи оптимизации являются сложными и зачастую рассматриваются как модель «черного ящика» по причине того, что исчерпывающий анализ проблемы затруднен или невозможен, а частичная информация о проблеме редко является полезной. Эффективным инструментом для решения задач оптимизации типа «черный ящик» являются эвристические алгоритмы прямого поиска. В последние десятилетия исследователи разработали множество эвристических алгоритмов для решения задач глобальной оптимизации большой размерности.

Предложен новый подход, который получил название DECC-RAG. Алгоритм DECC-RAG базируется на оригинальном методе группировки переменных (случайная адаптивная группировка) для применения метода кооперативной коэволюции. В основе предложенного метода группировки переменных лежит следующая идея: после заданного количества вычислений целевой функции, применяя структуру кооперативной коэволюции для алгоритма SaNSDE, находится половина субкомпонентов с худшими значениями пригодностей, в данных субкомпонентах происходит случайное перемешивание индексов переменных.

Эффективность алгоритма DECC-RAG проверялась на 20 эталонных тестовых задачах из набора LSGO CEC'2010 и 15 задачах из набора LSGO CEC'2013. Размерность задач равнялась 1000. Результаты численных экспериментов показывают, что предложенный алгоритм (DECC-RAG) превосходит некоторые другие современные эволюционные алгоритмы на задачах глобальной оптимизации большой размерности из LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013.

Ключевые слова: оптимизация, большая размерность, эволюционные алгоритмы, кооперативная коэволюция.

# A NEW METHOD OF GROUPING VARIABLES FOR LARGE-SCALE GLOBAL OPTIMIZATION PROBLEMS

A. V. Vakhnin<sup>\*</sup>, E. A. Sopov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: alexeyvah@gmail.com

Complexity and dimensionality of real-world optimization problems are rapidly increasing year by year. A lot of real-world optimization problems are complex, thus researchers consider these problems as 'black box' models due to the fact that the analysis of the problem is complicated or completely impossible, and partial information about the problem is rarely useful. Heuristic search algorithms have become an effective tool for solving such 'black box' optimization problems. In recent decades, many researchers have designed a lot of heuristic algorithms for solving large-scale global optimization (LSGO) problems.

In this paper, we proposed an innovative approach, which is called DECC-RAG. The approach is based on an original method of grouping variables (random adaptive grouping (RAG)) for cooperative cooperation framework. The RAG method uses the following idea: after a specified number of fitness evaluation in the cooperative coevolution with

the SaNSDE algorithm, we choose a half of subcomponents with the worst fitness values and randomly mix indices of variables in these subcomponents.

We have evaluated the DECC-RAG algorithm with 20 LSGO benchmark problems from the IEEE CEC'2010 and on 15 LSGO benchmark problems from the IEEE CEC'2013 competitions. The dimensionality of benchmark problems was equal to 1000. The experimental results have shown that the proposed method of optimization (DECC-RAG) outperforms some well-known algorithms on the large-scale global optimization problems from LSGO CEC'2010 and LSGO CEC'2013.

Keywords: optimization, large-scale, evolution algorithms, cooperative coevolution.

Введение. Прикладные задачи глобальной оптимизации с каждым годом становятся все сложнее. Большинство реальных задач оптимизации имеют большую размерность. Данный тип задач сложен для решения по ряду причин: пространство поиска увеличивается экспоненциально по мере увеличения количества переменных, свойства пространства поиска могут меняться, зачастую стоимость оценки решения высока. В 2002 году NASA опубликовало статью [1], где были продемонстрированы тенденции роста размерности реальных задач глобальной оптимизации. Если раньше большая размерность в задачах глобальной оптимизации означала пару десятков переменных, то сегодня их более тысячи. Существует множество проблем глобальной оптимизации большой размерности из разных областей [2-5]: datamining, инженерия, нейроинформатика, химия и др. Стоит обратить внимание на то, что большинство реальных задач оптимизации относятся к типу «черный ящик» (Black-Box (BB)). Особенность данного типа задач заключается в том, что мы не имеем информации о свойствах решаемой задачи, которые могут быть использованы при поиске глобального экстремума, мы можем получить только значения целевой функции  $f(\overline{x})$  для точки  $\overline{x}$  из пространства поиска. При решении задач типа «черный ящик» свою эффективность продемонстрировали эволюционные алгоритмы (ЭА) [6; 7].

Классическая задача оптимизации в общем случае может быть сформулирована следующим образом [8]:

$$f(\overline{x}) = f(x_1, x_2, ..., x_n) \to \min_{\overline{x} \in X} \max, \qquad (1)$$

$$x_i^L \le x_i \le x_i^U, i = \overline{1, n} , \qquad (2)$$

$$g_{j}(x_{1}, x_{2}, ..., x_{n}) \le 0, j = \overline{1, m},$$
 (3)

$$h_k(x_1, x_2, ..., x_n) = 0, k = 1, l.$$
 (4)

В уравнении (1) f обозначает целевую функцию, X является допустимым множеством решений, n – целое число, обозначающее размерность задачи оптимизации. В уравнении (2)  $x_i^L$  и  $x_i^U$  обозначают нижнюю и верхнюю границу интервала поиска соответственно. Уравнения (3) и (4) обозначают ограничения типа неравенства и равенства соответственно. В данной статье рассматриваются задачи безусловной оптимизации, на которые не накладываются ограничения типа (3) и (4).

Задачи глобальной параметрической оптимизации моделей типа «черный ящик», в которых число переменных равно 1000 и более, принято называть задачами глобальной оптимизации большой размерности (Large-Scale Global Optimization (LSGO)). В [9] показано, что наилучшие результаты для задач LSGO достигаются в классе бионических алгоритмов прямого поиска. В частности, высокую эффективность демонстрируют различные эволюционные алгоритмы.

# Подходы к решению задачи LSGO на основе эволюционных алгоритмов

1. Дифференциальная эволюция (Differential Evolution). Storn и Price представили оригинальный подход для параметрической оптимизации в 1995 году, он получил название Differential Evolution (DE) [10]. DE является разновидностью эволюционного алгоритма, поэтому в ходе его работы используется итерационная процедура, которая состоит из повторяющегося применения операторов мутации, скрещивания, селекции. Более детально с данным алгоритмом можно ознакомиться в [11].

2. Самонастраивающаяся дифференциальная эволюция с поиском в окрестности (Self-adaptive differential evolution with neighborhood search (SaNSDE)). SaNSDE – самонастраивающаяся дифференциальная эволюция с поиском в окрестности [12]. На основе классического алгоритма DE в 2008 году была предложена его модификация. Данный алгоритм был выбран по той причине, что в нем присутствует самонастройка его параметров в ходе работы. Это очень важно, так как эффективность работы любого ЭА напрямую зависит от выбранных параметров. Для DE основными параметрами являются тип мутации, F, CR. F – параметр, характеризующий максимально возможное расстояние, на которое может расшириться область поиска оптимума по одной переменной за один шаг эволюции. Зачастую значения параметра F находятся в интервале [0; 2]. CR - параметр, отвечающий за частоту скрещивания: чем выше его значение, тем больше переменных решения будут замещены новыми мутантными значениями, значения CR находятся в интервале [0; 1]. Особенность алгоритма SaNSDE заключается в том, что алгоритм фиксирует успешное и неуспешное применение того или иного типа мутации, значения параметров F, CR, после определенного количества поколений пересчитывает вероятность выбора типа мутации, значения CR и значения F.

3. Кооперативная коэволюция (Cooperative Coevolution). Одним из наиболее известных и часто применяемых подходов для решения задач большой размерности является декомпозиция на основе метода кооперативной коэволюции.

Кооперативная коэволюция (Cooperative Coevolution (CC)) является эволюционной структурой (рис. 1), которая делит вектор задачи оптимизации на несколько субкомпонентов и оптимизирует их независимо с помощью ЭА (до момента кооперации) для решения задачи оптимизации. Впервые данный метод предложили Potter и De Jong [13] применительно к генетическому алгоритму. СС на сегодняшний день является эффективным инструментом при решении сепарабельных задач оптимизации большой размерности. Ниже представлен псевдокод кооперативной коэволюции:

#### Псевдокод кооперативной коэволюции

- 1: Произвести декомпозицию целевого вектора на т субкомпонентов меньшей размерности;
- 2: Присвоить і = 1 и начать новый цикл;
- 3: Оптимизировать і-ю субкомпоненту с помощью ЭА;
- 4: Если i < m, i = i+1 и перейти к шагу 3, иначе к шаг 5;
- 5: Остановить алгоритм, если условие остановки вы-
- полнено, иначе перейти к шагу 2 для следующего цикла.

Стоит заметить, что на сегодняшний день существует множество подходов, направленных на решение задач оптимизации большой размерности. Данные подходы можно разделить на две группы: подходы с использованием СС и подходы, не использующие декомпозицию вектора решения. Большую эффективность имеют те методы, которые используют СС для решения задачи оптимизации. При использовании СС появляются следующие новые задачи: выбор количества субкомпонентов (на сколько частей делить вектор решения), выбор размера каждой субкомпоненты и какие переменные объединять в одну группу. В связи с этим сегодня популярны следующие группировки, используемые в СС: группировка, где заранее задается условие, по которому происходит группировка (static grouping) [14], динамическая случайная группировка переменных (random dynamic grouping) [15], адаптивная группировка (learning dynamic grouping) [16], где проводится серия экспериментов по приращению значений каждой переменной, на основании полученных результатов переменные группируются.

**DECC-RAG алгоритм.** Сведения, изложенные выше, послужили основой для разработки нового ЭА для решения задач оптимизации большой размерности. Главная идея алгоритма заключается в использовании оригинального метода группировки переменных для эволюционной структуры СС с самонастраивающимся ЭА (SaNSDE). Самонастройка необходима, так как решаемая задача оптимизации представлена в виде модели «чёрный ящик», мы не знаем функциональной зависимости между переменными, следовательно, параметры должны адаптироваться во время работы алгоритма.

Подход СС является эффективным, но только в том случае, если правильно сгруппировать переменные. Было решено, что в основе метода группировки переменных должна присутствовать случайность, так как при использовании группировки типа learning dynamic grouping не всегда удается разделить переменные на истинное количество субкомпонент [16], но при этом будет затрачено большое количество ресурсов (вычисление функции пригодности) в ходе выделения субкомпонентов.



Рис. 1. Схематичное представление работы кооперативной коэволюции

Fig. 1. Schematic representation of cooperative coevolution

Помимо этого, может случиться так, что переменные сгруппируются верно, но оставшееся количество вычислений функции останется малым – внушительная часть бюджета вычислений уходит на группировку переменных. Количество группируемых переменных должно быть одинаковым для каждой субкомпоненты, данное решение было принято по причине того, что иначе придётся решать следующие дополнительные задачи:

1. Выбор различного количества индивидов. Например, для ЭА, оптимизирующего субкомпоненты вектора решения, состоящие из 5 переменных и 500 переменных, необходимо разное количество индивидов в популяции. Получается неравномерное распределение ресурсов алгоритма.

2. Минимальное и максимальное количество группируемых переменных. Как упоминалось неоднократно выше, задача глобальной оптимизации представлена в виде модели типа «чёрный ящик», т. е. неизвестно, какое значение выбирать в качестве минимального и максимального размера группы.

Предложенный оригинальный метод группировки Random Adaptive Grouping (RAG) работает следующим образом: Д-мерный вектор решения разбивается на *т* s-мерных субкомпонент. Случайно, по равномерному закону распределения группируем переменные в одинаковые группы. Так как мы изначально не знаем, насколько хорошо себя показала та или иная группировка, необходимо провести определенное количество вычислений функции пригодности Т (запустить работу ЭА на каждой субкомпоненте), после чего найти m/2 субкомпонент с худшими значениями функции пригодности индивидов-представителей, по равномерному закону распределения случайно перегруппировать переменные в данных группах. Далее нужно произвести сброс параметров ЭА в худших *m*/2 субкомпонентах после перегруппировки переменных, это делается из-за того, что после перегруппировки переменных конкретному ЭА необходимо будет уже решать совершенно другую задачу. Данный метод группировки переменных получил название RAG, а алгоритм, разработанный на его основе -DECC-RAG. Псевдокод алгоритма DECC-RAG представлен ниже:

#### Псевдокод алгоритма DECC-RAG

1: Задать FEV\_global, T, FEV\_local = 0;

2: п-мерный целевой вектор случайно разделить на т s-мерных субкомпонент;

3: Случайно перемешать индексы всех переменных;

5: 4: *i* = 1; Эволюционировать *i*-ю субкомпоненту, используя SaNSDE;

6: Если i < m, то i++ и перейти к шагу 5, иначе – к шагу 7;

7: Найти best solution, для каждой субкомпоненты;

8: Если (FEV\_local < T), то перейти к шагу 4, иначе – к шагу 9;

9: Найти т/2 субкомпонент с худшими значениями целевой функции и случайно перемешать индексы переменных в данных субкомпонентах, обновить значения параметров SaNSDE в данных т/2 субкомпонентах, FEV local = 0;

10: Если (FEV > 0), то перейти к шагу 4, иначе – к шагу 11; 11: Произвести возврат лучшего найденного значения (best solution). *FEV\_local* и *FEV\_global* – счетчики для оценки функции пригодности внутри адаптационного периода и для всего алгоритма соответственно. В нашем случае мы использовали следующие значения параметров алгоритма: NP = 50 (размер популяции для каждой субкомпоненты), m = 10,  $T = 3 \times 10^5$ . T – параметр, который представляет собой количество *FEVs* (оценок функций) перед случайным перемешиванием худших m/2 субкомпонент.

Описание эталонных тестовых задач и критериев оценки эффективности алгоритмов LSGO. Алгоритмы DE, SaNSDE и DECC-RAG тестировались на 20 тестовых функциях большой размерности из набора IEEE (The Institute of Electrical and Electronic Engineers) LSGO (Large-Scale Global Optimization) CEC'2010 (Congress on Evolutionary Computation) [17] и 15 тестовых функциях большой размерности из набора IEEE LSGO CEC'2013 [18]. Данные тестовые функции специально были наделены свойствами, которые присущи реальным задачам оптимизации большой размерности.

Полученные результаты работы алгоритмов (DE, SaNSDE, DECC-RAG) на задачах LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013 сравнивали с результатами работы известных алгоритмов оптимизации (DMS-L-PSO [19], DECC-G [15], MLCC [20], DECC-DG [16]) для задач большой размерности. Результаты работы DMS-L-PSO, DECC-G, MLCC, DECC-DG на задачах из LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013 были взяты из [21].

Для проведения экспериментов использовались правила соревнования LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013, а именно:

– размерность тестовых задач оптимизации D = 1000;

 количество независимых запусков алгоритма для каждой тестовой задачи равно 25;

 количество вычислений функции пригодности в каждом независимом запуске 3 × 10<sup>6</sup>;

 после проведения 25 независимых запусков для тестовой функции вычисляется медианное значение (Median) и среднеквадратическое отклонение (Std).

Программная реализация алгоритмов (DE, SaNSDE и DECC-RAG) осуществлялась в среде разработки приложений Visual Studio – 2015 на языке программирования C++. В ходе проведения экспериментов значительное время тратится на вычисление функций пригодности. Тестирование алгоритмов проводилось с использованием параллельных вычислений с помощью технологии OpenMP.

Результаты численных экспериментов. В табл. 1, 2 приведено время (в секундах), затраченное на вычисление 10 000 раз данной тестовой функции на 1 потоке на процессоре AMD Ryzen 71700х. При проведении экспериментов использовался 16-поточный процессор для распараллеливания экспериментов – каждая тестовая функция вычислялась на отдельном потоке. Если не использовать данный прием, то только на разрешенное правилами конкурса количество вычислений функции пригодности в рамках данной работы потребовалось бы порядка 847,6 ч (35,5 дня). В нашем случае время удалось сократить до 80,3 ч. В табл. 3, 4 продемонстрированы результаты работы алгоритмов на тестовых функциях из набора LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013 соответственно. Первый столбец обозначает номер тестовой функции, последующие столбцы – результаты работы того или иного алгоритма. В каждой ячейке таблицы содержатся два значения – медианное и среднеквадратическое отклонение, которые получены по результатам 25 независимых запусков.

Таблица 1

Время вычисления 10 000 функций пригодности в секундах на задачах из набора LSGO CEC'2010

Func. №	F1	F2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9	F10
Время	0,396	0,209	0,21	0,52	0,334	0,34	0,309	0,307	1,312	1,134
Func. №	F11	F12	F13	F14	F15	F16	F17	F18	F19	F20
Время	1,139	0,112	0,126	2,219	2,016	2,04	0,077	0,133	0,072	0,1

Таблица 2

Время вычисления 10 000 функций пригодности в секундах на задачах из набора LSGO CEC'2013

Func. №	F1	F2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9	F10
Время	7,76	8,08	8,1	8,36	8,76	8,88	3,19	10,17	10,59	10,62
Func. №	F11	F12	F13	F14	F15	-	-	-	-	-
Время	10,1	0,126	10,04	10,03	7,71	-	-	_	-	-

Таблица 3

Результаты численных экспериментов алгоритмов на задачах (F1–F20) из набора LSGO CEC'2010, D = 1000

№ func	DECC-RAG	DE	SaNSDE	DMS-L-PSO	DECC-G	MLCC	DECC-DG
F1	2.69E-18	4,19E+08	2,00E+04	1,61E+07	3,53E-07	1,66E-14	1,42E+02
	5,10E-18	2,75E+08	2,04E+06	1,41E+06	1,44E-07	2,97E-12	4,66E+04
F2	7,33E+02	7,38E+03	2,80E+03	5,53E+03	1,32E+03	2,43E+00	4,46E+03
	7,52E+01	3,02E+02	1,67E+02	5,38E+02	2,55E+01	1,52E+00	1,87E+02
F3	1,64E+00	1,95E+01	1,47E+01	1,56E+01	1,14E+00	6,24E-10	1,66E+01
	1,77E-01	8,60E-02	4,31E-01	1,08E-01	3,35E-01	1,12E-06	3,02E-01
F4	9,50E+11	8,78E+12	2,82E+12	4,32E+11	2,46E+13	1,78E+13	5,08E+12
	3,50E+11	3,43E+12	1,01E+12	8,05E+10	8,14E+12	5,47E+12	1,89E+12
F5	1,54E+08	7,96E+07	9,00E+07	9,35E+07	2,50E+08	5,11E+08	1,52E+08
	4,41E+07	2,12E+07	8,22E+06	9,04E+06	6,84E+07	1,07E+08	2,15E+07
F6	2,04E+01	2,09E+01	1,27E+06	3,66E+01	4,71E+06	1,97E+07	1,64E+01
	5,75E+06	6,84E+06	8,12E+05	1,21E+01	1,03E+06	4,37E+06	3,45E-01
F7	2,90E+02	3,08E+08	1,90E+05	3,47E+06	6,57E+08	1,15E+08	9,20E+03
	8,22E+02	1,76E+08	6,18E+04	1,16E+05	5,40E+08	1,45E+08	1,26E+04
F8	1,78E+07	2,53E+08	8,16E+06	2,02E+07	9,06E+07	8,82E+07	1,62E+07
	7,43E+08	3,88E+08	2,22E+07	1,88E+06	2,64E+07	3,40E+07	2,63E+07
F9	6,17E+07	5,56E+08	2,31E+08	2,08E+07	4,35E+08	2,48E+08	5,52E+07
	8,72E+06	8,20E+07	9,95E+07	1,58E+06	4,87E+07	2,16E+07	6,45E+06
F10	3,25E+03	7,72E+03	9,40E+03	5,09E+03	1,02E+04	3,97E+03	4,47E+03
	1,88E+02	2,47E+02	2,82E+02	4,26E+02	3,13E+02	1,45E+03	1,29E+02
F11	2,16E+02	1,88E+02	1,74E+02	1,68E+02	2,59E+01	1,98E+02	1,02E+01
	1,31E+01	6,40E+00	1,51E+01	1,90E+00	1,73E+00	1,12E+00	8,71E-01
F12	8,88E+03	5,59E+05	4,03E+05	2,83E+01	9,69E+04	1,01E+05	2,58E+03
	1,15E+03	6,91E+04	4,83E+04	9,88E+00	9,55E+03	1,57E+04	1,08E+03
F13	1,56E+03	1,01E+09	2,52E+04	1,03E+05	4,59E+03	2,12E+03	5,06E+03
	3,81E+03	6,79E+08	1,61E+05	6,18E+04	4,16E+03	4,70E+03	3,65E+03
F14	2,01E+08	1,60E+09	7,78E+08	1,25E+07	9,72E+08	5,71E+08	3,46E+08
	2,07E+07	1,52E+08	1,28E+08	1,62E+06	7,52E+07	5,50E+07	2,42E+07
F15	5,16E+03	7,75E+03	1,06E+04	5,48E+03	1,24E+04	8,67E+03	5,86E+03
	3,60E+02	2,55E+02	4,34E+02	3,46E+02	8,24E+02	2,07E+03	1,05E+02
F16	4,13E+02	3,77E+02	3,73E+02	3,18E+02	6,92E+01	3,96E+02	7,50E-13
515	3,05E+01	4,32E+00	1,12E+01	2,04E+00	6,43E+00	5,76E+01	6,25E-14
FT7	1,68E+05	1,04E+06	8,68E+05	4,75E+01	3,11E+05	3,47E+05	4,02E+04
F10	1,1/E+04	/,94E+04	6,84E+04	1,15E+01	2,24E+04	3,11E+04	2,29E+03
F18	4,96E+03	4,15E+10	5,83E+05	2,50E+04	3,54E+04	1,59E+04	1,47E+10
F10	0,35E+03	1,/0E+10	1,81E+08	1,10E+04	1,53E+04	9,48E+03	2,03E+09
F19	2,23E+06	2,96E+06	1,93E+06	2,03E+06	1,14E+06	2,04E+06	1,/5E+06
F20	1,93E+05	4,01E+05	1,89E+05	1,41E+05	0,23E+04	1,42E+05	1,10E+05
F20	1,84E+03	5,25E+10	2,80E+05	9,82E+02	4,34E+03	2,2/E+03	6,53E+10
	5,04E+02	1,58E+10	1,3/E+0/	1,40E+01	8,25E+02	2,26E+02	0,9/E+09

№ func	DECC-RAG	DE	SaNSDE	DMS-L-PSO	DECC-G	MLCC	DECC-DG
F1	1,88E-16	5,28E+08	8,53E+05	1,97E+09	2,06E-06	9,07E-14	6,03E+02
	3,11E-16	2,92E+08	8,25E+06	1,27E+08	4,27E-06	4,38E-09	1,81E+04
F2	1,40E+03	2,46E+04	2,06E+04	8,61E+03	1,30E+03	3,57E+00	1,28E+04
	1,39E+02	1,72E+03	8,50E+02	4,88E+02	3,63E+01	1,73E+00	7,20E+02
F3	2,03E+01	2,16E+01	2,10E+01	2,08E+01	2,02E+01	2,00E+01	2,14E+01
	2,33E-02	6,07E-03	8,05E-02	1,66E-01	6,18E-03	2,76E-04	1,45E-02
F4	1,11E+10	1,11E+11	2,93E+10	2,97E+11	2,00E+11	1,99E+11	7,33E+10
	7,50E+09	3,43E+10	1,13E+10	7,25E+10	1,22E+11	1,26E+11	2,82E+10
F5	3,50E+06	4,62E+06	4,88E+06	3,92E+06	8,44E+06	1,17E+07	5,81E+06
	7,09E+05	7,57E+05	5,29E+05	5,82E+05	1,14E+06	3,46E+06	3,83E+05
F6	1,06E+06	1,06E+06	1,06E+06	9,98E+05	1,06E+06	1,05E+06	1,06E+06
	8,62E+02	1,36E+03	1,34E+03	5,20E+03	1,84E+03	4,13E+03	1,07E+03
F7	2,40E+08	1,04E+09	2,20E+08	1,22E+09	1,04E+09	1,15E+09	4,25E+08
	3,68E+08	6,95E+08	1,88E+08	7,64E+08	4,48E+08	1,07E+09	1,92E+08
F8	4,76E+14	2,15E+15	2,26E+14	1,68E+14	7,90E+15	8,18E+15	2,89E+15
	1,89E+14	1,04E+15	1,32E+14	5,09E+14	3,18E+15	6,18E+15	1,85E+15
F9	2,32E+08	4,27E+08	4,81E+08	3,50E+08	5,86E+08	8,85E+08	4,95E+08
	5,21E+07	6,45E+07	4,69E+07	4,61E+07	9,76E+07	2,92E+08	3,18E+07
F10	9,42E+07	9,42E+07	9,40E+07	9,11E+07	9,30E+07	9,27E+07	9,45E+07
	5,91E+05	1,85E+05	2,51E+05	1,06E+06	6,16E+05	6,07E+05	2,46E+05
F11	3,45E+09	2,50E+11	3,18E+09	9,44E+10	1,26E+11	1,90E+11	3,81E+10
	6,42E+10	1,95E+11	1,12E+10	7,53E+10	7,15E+10	1,53E+11	4,33E+10
F12	1,82E+03	4,64E+10	1,49E+07	5,22E+04	4,19E+03	2,36E+03	1,68E+11
	3,85E+02	1,61E+10	3,79E+08	5,52E+04	7,83E+02	7,51E+02	2,24E+10
F13	7,19E+09	1,52E+10	6,92E+09	1,32E+10	8,67E+09	9,94E+09	2,08E+10
	4,77E+09	4,47E+09	3,15E+09	6,58E+09	2,78E+09	3,73E+09	5,53E+09
F14	3,80E+10	3,42E+11	5,27E+10	2,21E+11	1,28E+11	2,06E+11	1,56E+10
	6,70E+10	1,54E+11	3,39E+10	1,26E+11	5,86E+10	8,54E+10	1,44E+10
F15	1,59E+07	7,32E+09	6,12E+07	1,54E+07	1,13E+07	1,57E+07	9,52E+06
	4,50E+07	2,13E+11	4,13E+07	3,45E+06	1,26E+06	1,90E+06	2,30E+06

Результаты численных экспериментов алгоритмов на задачах (F1–F15) из набора LSGO CEC'2013, D = 1000

Произведем попарное сравнение независимых выборок (лучших найденных значений в 25 независимых запусках), используя критерий Уилкоксона - непараметрический статистический тест, используемый для проверки статистических различий между двумя независимыми выборками. В табл. 5, 6 занесены результаты теста статистической значимости различий между результатами работы алгоритмов DECC-RAG vs DE и DECC-RAG vs SaNSDE на тестовых функциях из набора LSGO CEC'2010 соответственно. В табл. 7, 8 занесены результаты теста на статистическую значимость различий между результатами работы алгоритмов DECC-RAG vs DE и DECC-RAG vs SaNSDE на тестовых функциях из набора LSGO CEC'2013 соответственно. Если в соответствующей ячейке (табл. 5-8) стоит знак «+», то это означает, что результаты работы алгоритмов статистически различны и лучшее найденное медианное решение - у первого алгоритма, если стоит знак «-», то это означает, что результаты работы алгоритмов статистически различны и лучшее найденное медианное решение – у второго алгоритма, если стоит знак «≈» - результаты работы алгоритмов статистически не различаются на данной тестовой функции.

На рис. 2–4 продемонстрированы графики, на которых отражены усредненные результаты работы алгоритмов DE, SaNSDE и DECC-RAG на некоторых (1, 2, 9, 12, 14, 18) тестовых функциях из набора LSGO CEC'2010: по оси абсцисс – количество вычислений функции пригодности, по оси ординат - среднее значение функции пригодности. На рис. 5 и 6 продемонстрированы результаты работы алгоритмов DE, SaNSDE и DECC-RAG на некоторых тестовых функциях (1, 2, 3, 12) из набора LSGO CEC'2013. На рис. 7 и 8 в виде столбчатых диаграмм отображен средний ранг алгоритмов по всем тестовым функциям из эталонных наборов LSGO CEC'2010 и LSGO СЕС'2013 соответственно. Ранг вычислялся по медианным результатам из табл. 3 и 4 в зависимости от места, которое занял алгоритм на той или иной функции: чем меньше медианное значение, тем меньше значение ранга. На двух эталонных наборах предложенный алгоритм DECC-RAG имеет наименьший средний ранг.

Таблица 4

Анализируя полученные численные результаты работы алгоритма DECC-RAG (рис. 7, 8), можно заключить, что он превосходит некоторые известные алгоритмы глобальной оптимизации большой размерности (DMS-L-PSO, DECC-G, MLCC, DECC-DG) на 20 эталонных тестовых функциях из набора LSGO CEC'2010 и 15 эталонных функциях из набора LSGO CEC'2013.

Статистической значимости различий между результатами работы алгоритмов не наблюдается на  $F_6$  из LSGO CEC'2010 у DECC-RAG vs SaNSDE, на  $F_6$  у DECC-RAG vs DE и на  $F_7$ ,  $F_{10}$ ,  $F_{11}$  из LSGO CEC'2013.

На всех остальных тестовых функциях наблюдается статистическая значимость различий между результатами работы алгоритмов.

Таблица 5

Статистическая значимость работы алгоритмов (DECC-RAG vs DE) на 20 тестовых функциях LSGO CEC'2010

F <sub>1</sub>	F <sub>2</sub>	F <sub>3</sub>	$F_4$	F <sub>5</sub>	F <sub>6</sub>	F <sub>7</sub>	F <sub>8</sub>	F9	F <sub>10</sub>
+	+	+	+	-	+	+	+	+	+
F <sub>11</sub>	F <sub>12</sub>	F <sub>13</sub>	F <sub>14</sub>	F <sub>15</sub>	F <sub>16</sub>	F <sub>17</sub>	F <sub>18</sub>	F <sub>19</sub>	F <sub>20</sub>
-	+	+	+	+	+	+	+	+	+

Таблица б

Статистическая значимость работы алгоритмов (DECC-RAG vs SaNSDE) на 20 тестовых функциях LSGO CEC'2010

F <sub>1</sub> +	F <sub>2</sub> +	F <sub>3</sub> +	F <sub>4</sub> +	F <sub>5</sub>	$F_6 \approx$	F <sub>7</sub> +	F <sub>8</sub>	F9 +	F <sub>10</sub> +
F <sub>11</sub> +	F <sub>12</sub> +	F <sub>13</sub> +	F <sub>14</sub> +	F <sub>15</sub> +	F <sub>16</sub>	F <sub>17</sub> +	F <sub>18</sub> +	F <sub>19</sub>	F <sub>20</sub> +

Таблица 7

# Статистическая значимость работы алгоритмов (DECC-RAG vs DE) на 15 тестовых функциях LSGO CEC'2013

F <sub>1</sub> +	F <sub>2</sub> +	F <sub>3</sub> +	F <sub>4</sub> +	F <sub>5</sub> +	$F_6 \approx$	F <sub>7</sub> +	F <sub>8</sub> +
F <sub>9</sub>	F <sub>10</sub>	F <sub>11</sub>	F <sub>12</sub>	F <sub>13</sub>	F <sub>14</sub>	F <sub>15</sub>	_
+	+	+	+	+	+	+	-

Таблица 8

# Статистическая значимость работы алгоритмов (DECC-RAG vs SaNSDE) на 15 тестовых функциях LSGO CEC'2013

F <sub>1</sub>	F <sub>2</sub>	F <sub>3</sub>	F <sub>4</sub>	F <sub>5</sub>	F <sub>6</sub>	F <sub>7</sub>	F <sub>8</sub>
+	+	+	+	+	+	~	-
F9	F <sub>10</sub>	F <sub>11</sub>	F <sub>12</sub>	F <sub>13</sub>	F <sub>14</sub>	F <sub>15</sub>	-
+	*	ы	+	_	+	+	-



Рис. 2. Сходимость DE, SaNSDE и DECC-RAG на задачах (№ 1, 2) из набора LSGO CEC'2010

Fig. 2. The convergence graphs of DE, SaNSDE and DECC-RAG applied to F1, F2 from LSGO CEC'2010

Информатика, вычислительная техника и управление



Рис. 3. Сходимость DE, SaNSDE и DECC-RAG на задачах (№ 9, 12) из набора LSGO CEC'2010





Рис. 4. Сходимость DE, SaNSDE и DECC-RAG на задачах (№ 14, 18) из набора LSGO CEC'2010

Fig. 4. The convergence graphs of DE, SaNSDE and DECC-RAG applied to F14, F18 from LSGO CEC'2010



Рис. 5. Сходимость DE, SaNSDE и DECC-RAG на задачах (№ 1, 2) из набора LSGO CEC'2013

Fig. 5. The convergence graphs of DE, SaNSDE and DECC-RAG applied to F1, F2 from LSGO CEC'2013



Рис. 6. Сходимость DE, SaNSDE и DECC-RAG на задачах (№ 3, 12) из набора LSGO CEC'2013





Рис. 7. Средний ранг алгоритмов на LSGO CEC'2010





Рис. 8. Средний ранг алгоритмов на LSGO CEC'2013

Fig. 8. Average rank of algorithms on LSGO CEC'2013

Заключение. В данной статье предлагается новый эволюционный алгоритм, названный DECC-RAG, для задач глобальной оптимизации большой размерности. В основе предложенного алгоритма лежит случайная адаптивная группировка переменных для структуры кооперативной коэволюции. В качестве ЭА, который оптимизирует каждую субкомпоненту, мы применили эффективный самонастраивающийся эволюционный алгоритм SaNSDE.

Тестирование эффективности DECC-RAG проводилось на эталонных задачах из наборов LSGO CEC'2010 и LSGO CEC'2013. Алгоритм DECC-RAG превзошел некоторые известные алгоритмы, которые специально разрабатывались для задач глобальной оптимизации большой размерности. В дальнейших работах будет ставиться вопрос об улучшении эффективности предложенного алгоритма DECC-RAG для задач глобальной оптимизации большой размерности.

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, № 2.1676.2017/ПЧ.

Acknowledgments. This work was supported by the Ministry of Education and Science of Russian Federation,  $N^{\circ} 2.1676.2017/\Pi \Psi$ .

#### References

1. Vanderplaats G. N. Very large scale optimization. National Aeronautics and Space Administration (NASA), Langley Research Center. 2002, 55 p.

2. Shuhei Kimura, Kaori Ide, Aiko Kashihara, Makoto Kano, Mariko Hatakeyama, Ryoji Masui, Noriko Nakagawa, Shigeyuki Yokoyama, Seiki Kuramitsu, Akihiko Konagaya. Inference of s-system models of genetic networks using a cooperative coevolutionary algorithm. *Bioinformatics (Oxford, England)*. 2005, Vol. 21, Iss. 7, P. 1154–1163.

3. Wei-Po Lee, Yu-Ting Hsiao. Inferring gene regulatory networks using a hybrid ga-pso approach with numerical constraints and network decomposition. *Information Sciences*. 2012, Vol. 188, P. 80–99.

4. Bo Jiang, Ning Wang, Cooperative bare-bone particle swarm optimization for data clustering. *Soft Computing*. 2014, Vol. 18, Iss. 6, P. 1079–1091.

5. Lin Lin, Mitsuo Gen, Yan Liang. A hybrid EA for high-dimensional subspace clustering problem. *Proceedings of the 2014 IEEE Congress on Evolutionary Computation, CEC 2014.* 2014, P. 2855–2860.

6. Bäck T. Evolutionary Algorithms in Theory and Practice: Evolution Strategies, Evolutionary Programming, Genetic Algorithms. *Oxford University Press.* 1996, 319 p.

7. Jansen T. Analyzing Evolutionary Algorithms: The Computer Science Perspective. *Natural Computing Series, Springer.* 2013, 264 p.

8. Vanderplaats G. N. Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: with Applications. *McGraw-Hill Book Company*. 1984, 333 p. 9. S. Mahdavi, M. E. Shiri, and S. Rahnamayan. Metaheuristics in large-scale global continues optimization: A survey. *Information Sciences*. 2015, Vol. 295, P. 407–428.

10. Storn R., Price K. Differential evolution-a simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces. *International Computer Science Institute-Publications-Tr.* 1995, P. 1–12.

11. Das S., Suganthan P. N. Differential evolution: a survey of the state-of-the-art. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. 2011, Vol. 15, Iss. 1, P. 4–31.

12. Zhenyu Yang, Ke Tang, Xin Yao. Self-adaptive differential evolution with neighborhood search. 2008 *IEEE Congress on Evolutionary Computation, CEC 2008*. 2008, P. 1110–1116.

13. Mitchell A. Potter, Kenneth A. De Jong. A cooperative coevolutionary approach to function optimization. *Parallel Problem Solving from Nature – PPSN III.* 1994, P. 249–257.

14. Mitchell A. Potter, Kenneth A. De Jong. Cooperative Coevolution: An Architecture for Evolving Coadapted Subcomponents. *Evolutionary Computation*. 2000, Vol. 8, Iss. 1, P. 1–29.

15. Yang Z., Tang K., Yao X. Large scale evolutionary optimization using cooperative coevolution. *Information Sciences*. 2008, Vol. 178, Iss. 15, P. 2985–2999.

16. Mohammad Nabi Omidvar, Xiaodong Li, Yi Mei, Xin Yao. Cooperative co-evolution with differential grouping for large scale optimization. *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. 2014, Vol. 18, Iss. 3, P. 378–393.

17. Tang K., Li X., Suganthan P. N., Yang Z., Weise T. Benchmark functions for the CEC 2010 special session and competition on large-scale global optimization. *Technical report, Univ. of Science and Technology of China, Nature Inspired Computation and Applications Laboratory.* 2010, 23 p.

18. Li X., Tang K., Omidvar M. N., Yang Z., Qin K. Benchmark Functions for the CEC'2013 Special Session and Competition on Large-Scale Global Optimization. *Technical report, RMIT University, Evolutionary Computing and Machine Learning (ECML).* 2013, 23 p.

19 Liang J. J., Suganthan P. N. Dynamic multi-swarm particle swarm optimizer with local search. *2005 IEEE Congress on Evolutionary Computation*. 2005, Vol. 1, P. 522–528.

20. Yang, Tang K., Yao X. Multilevel cooperative coevolution for large scale optimization. 2008 IEEE Congress on Evolutionary Computation, CEC 2008. 2008, P. 1663–1670.

21. Yang Q., Chen W. N., Da Deng J., Li Y., Gu T., Zhang J. A Level-based Learning Swarm Optimizer for Large Scale Optimization. *Accepted by IEEE Transactions on Evolutionary Computation*. 2017, 16 p.

© Вахнин А. В., Сопов Е. А., 2018

UDC 534.86+004.942 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-396-404

**For citation:** Zolotova O. P., Burkov S. I. [Simulation of metal layers thickness influence on phase velocities of acoustic waves in the piezoelectric plates]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 396–404. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-396-404

Для цитирования: Золотова О. П., Бурков С. И. Моделирование влияния металлических слоев на фазовые скорости акустических волн в пьезоэлектрических пластинах // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 396–404. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-396-404

# SIMULATION OF METAL LAYERS THICKNESS INFLUENCE ON PHASE VELOCITIES OF ACOUSTIC WAVES IN THE PIEZOELECTRIC PLATES

O. P. Zolotova<sup>1\*</sup>, S. I. Burkov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 <sup>2</sup> Siberian Federal University
 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
 \* E-mail: zolotova@sibsau.ru

The research work presents the results of computer simulation of mass loading influence represented by two metal layers on variations in the dispersion modes of the Lamb and SH elastic waves phase velocity in the piezoelectric layer ered structures Me/ZnO/Me and Me/AlN/Me depending on the elastic wave frequency and the ratio of the metal layer thickness to the piezoelectric layer thickness. The studied materials of the piezoelectric layers have a set of such significant properties as large values of the electromechanical coupling coefficient for piezoelectrics and significant values of phase velocities for bulk waves and surface acoustic waves. Aluminum (Al) and molybdenum (Mo) are considered as metal layer materials, which are most often used in the manufacturing of acoustic electronic devices. For both types of structures it was revealed that only the Lamb elastic wave modes have localized maxima of S sensitivity. It was found that the value of changing in the elastic wave phase velocity depends on the ratio of the metal layer acoustic impedance and the piezoelectric plate material. The maximum sensitivity values of elastic wave modes are achieved with Al/AlN/Al configuration, i.e., in a system with low acoustic impedance values of the bulk longitudinal wave for the layer and piezoelectric plate materials. The results of the simulation can be used in the development of various acousto-electronic devices, including some components of the rocket and space technology electronic base.

Keywords: piezoelectric plate, Lamb wave, SH-wave, mass loading, computer simulation.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СЛОЕВ НА ФАЗОВЫЕ СКОРОСТИ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛН В ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПЛАСТИНАХ

О. П. Золотова<sup>1\*</sup>, С. И. Бурков<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 <sup>2</sup>Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79 \*E-mail: zolotova@sibsau.ru

С помощью компьютерного моделирования проанализировано влияние массовой нагрузки в виде двух металлических слоев на изменение фазовой скорости дисперсионных мод упругой волны Лэмба и SH-волны в структурах вида Me/ZnO/Me и Me/AlN/Me в зависимости от частоты упругой волны и отношения толщин слоев металла и пьезоэлектрика. Исследуемые материалы пьезоэлектрических слоев обладают такими свойствами, как большие значения коэффициента электромеханической связи и значительные величины фазовых скоростей объемных и поверхностных акустических волн. В качестве материалов металлического слоя использовались алюминий (Al) и молибден (Mo), часто применяющиеся при изготовлении акустоэлектронных устройств. Для обоих типов структур обнаружено, что только моды упругой волны Лэмба обладают локализованными максимумами чувствительности S. Обнаружено, что величина изменения фазовой скорости упругой волны зависит от соотношения акустического импеданса металлического слоя и материала звукопровода. Максимальные значения чувствительности мод упругой волны достигаются при конфигурации слоистой системы Al/AlN/Al, т. е. в системе с низкими значениями акустических импедансов объемной продольной волны для материалов слоев и пьезоэлектрического звукопровода. Результаты выполненного моделирования могут быть использованы при разработке различных акустоэлектронных устройств, в том числе используемых в качестве компонентов электронной базы ракетно-космической техники.

Ключевые слова: пьезоэлектрическая пластина, волна Лэмба, SH-волна, массовая нагрузка, компьютерное моделирование.

**Introduction.** At the present time the properties of the elastic waves propagating in the thin plate which thickness has the same order as longitudinal and transverse waves lengths in the considered material are studied quite explicitly [1]. There is a large number of pilot and theoretical studies of characteristics of various Lamb elastic waves and SH waves modes in plates from isotropic, piezoelectric and composite materials [2–4].

Metal layer application (metallization) on piezoelectric plates surfaces leading to the electric short circuit of a surface, as a rule, decreases the velocity of acoustic waves propagation [5; 6].

Acoustic waves in piezoelectric plates are a perspective object for the development of microwave resonators and sensors of the next generation. Due to high interest in this issue there appeared many pilot and theoretical studies of acousto-electronic devices on the basis of the piezoelectric plates operating at various modes of elastic waves [7–10]. As a rule, for of elastic waves in devices electrodes (interdigitated transducers, IDT) placed on a plate surface are used.

In devices created on the basis of a single-layer or a multilayer piezoelectric structure, the thickness of electrodes can be comparable to the acoustic line plate thickness. At the same time the precious metals, such as gold or platinum which are often used in sensors for various biochemical applications, have essential values of an acoustic impedance [11].

Therefore, metal layers thickness and mass cannot be neglected. Thus, considering the impact of metal layers on the change of dispersion characteristics of various modes of an elastic wave in the piezoelectric plate is important for the improvement of devices characteristics on similar structures [12].

In this work the computer simulation of load influence in the form of two metal layers on dispersion characteristics of Lamb elastic wave modes in zincum oxide plates (Me/ZnO/Me structure) and aluminum nitride (Me/AlN/Me structure) was executed. These piezoelectric materials have great values of the electromechanical coupling coefficient and considerable values of phase velocities for bulk and surface acoustic waves. Thanks to these properties the considered materials are actively applied when developing various acousto-electronic devices. Aluminum and molybdenum in the form of the thin metalizing film were used as materials for metal layers, that is the metals which are often applied at electrodes production [13]. The choice of two metals with various acoustic impedances also allows to analyse how the material layer acoustic impedance influences the change of phase velocity of various elastic wave modes in an acoustic line.

The executed simulation results can be used when developing various acousto-electronic devices including those used as components of the rocket and space technology electronic base.

Theoretical bases of elastic waves propagation in layered piezoelectric medium. Let us consider the propagation of small amplitude elastic waves in unperturbed by external influences piezoelectric crystal. The motion equation, the electrostatics equation and the state of piezoelectric medium equations have the following form [14]:

$$\rho_{0}\ddot{U}_{A} = \tau_{AB,B}; D_{M,M} = 0;$$
  

$$\tau_{AB} = c^{E}_{ABCD}\eta_{CD} - e_{MAB}E_{M};$$
  

$$D_{M} = \varepsilon^{\eta}_{MN}E_{N} + e_{MAB}\eta_{AB},$$
(1)

where  $\rho_0$  – crystal density in an undeformed state;  $U_A$  – vector of dynamic elastic displacements;  $\tau_{AB}$  – tensor of thermodynamic stresses;  $D_M$  – electric induction vector;  $\eta_{CD}$  – tensor of small deformations;  $c^E_{ABCD}$ ,  $e_{MAB}$ ,  $\varepsilon^{\eta}_{MN}$  – elastic, piezoelectric and dielectric constants of the second order.

For elastic displacements and electric potential in the form of plane monochrome waves of small amplitude the set of equations (1) is recorded as Green-Christoffel equation which has to be solved for each layered structure medium [15].

Let axis  $X_3$  be directed along an outward normal to the layer surface in a working orthogonal system of coordinates and axis  $X_1$  coincide with the wave propagation direction (fig. 1, *a*). The elastic wave propagation in such system has to meet the corresponding boundary conditions.

Boundary conditions, in particular, for the threelayered structure "metal/piezoelectric/metal" are: equality to zero of normal component of a stress tensor on the "metal/vacuum" interface; equality of normal component of a stress tensor, equality of displacement vectors and equality to zero of the electric potential wave on the "metal/piezoelectric" interface [16]:

$$\begin{split} \tau_{3j}^{(1)}\Big|_{x_{3}=d_{1}} &= 0; \\ \tau_{3j}^{(1)} &= \tau_{3j}^{(2)}\Big|_{x_{3}=h}; \ \phi^{(2)} &= 0\Big|_{x_{3}=h}; \ \vec{U}^{(1)} &= \vec{U}^{(2)}\Big|_{x_{3}=h}; \\ \tau_{3j}^{(2)} &= \tau_{3j}^{(3)}\Big|_{x_{3}=d_{2}}; \ \phi^{(2)} &= 0\Big|_{x_{3}=d_{2}}; \ \vec{U}^{(2)} &= \vec{U}^{(3)}\Big|_{x_{3}=d_{2}}; \\ \tau_{3j}^{(3)}\Big|_{x_{3}=0} &= 0. \end{split}$$

$$(2)$$

Here  $d_1$ ,  $d_2$  and h – thickness of metal overlayer, sublayer and piezoelectric layer respectively.

In this work the  $d_1 = d_2$  condition is met, i.e. metal overlayer and sublayer thicknesses are equal.

Substituting the elastic wave equation in the form of linear combinations of partial waves in boundary conditions:

$$U_{i} = \sum_{n} C_{n}^{(m)} \alpha_{i}^{(n)} \exp\left[i\left(k_{1}x_{1} + k_{3}^{(n)}x_{3} - \omega t\right)\right],$$

$$\varphi = \sum_{n} C_{4}^{(m)} \alpha_{4}^{(n)} \exp\left[i\left(k_{1}x_{1} + k_{3}^{(n)}x_{3} - \omega t\right)\right],$$
(3)

where the superscript *n* is equal to the number of partial waves in the corresponding layer, we will recieve a linear equation system - boundary conditions. Equality to zero of boundary conditions matrix continuant (2) which dimension in this case is  $20 \times 20$  elements allows to calculate phase velocities of the symmetric and antisymmetric modes of the Lamb wave and SH-wave.

Variations of boundary conditions (2) define all types of elastic waves propagating in the three-layered plate. When using isotropic metals and piezoelectric materials of a symmetry group 6 mm for the considered layered structures Me/ZnO/Me and Me/AlN/Me, a set of equations describing boundary conditions (2) is divided into two independent parts: a set of equations for the Lamb wave modes and a set of equations for SH-modes of the elastic wave.

The computing experiment was carried out with the use of the software developed by authors.

Analysis of mass load influence on waves velocities in three-layered plates. There are several determinations of piezoelectric structure sensitivity parameter to mass loading [17; 18]. In particular, S mass sensitivity of the multilayer resonator can be defined as the displacement of the relative resonator frequency normalized to the mass density surface [18]. However the disadvantage of this approach is that at great values of frequency f the changes of phase velocity at increase in thickness of a metal layer are smoothed.

In this work the following formula was used for mass sensitivity of elastic wave determination:

$$S = \frac{1}{d\rho} \left( \frac{\Delta v}{v} \right),\tag{4}$$

where  $\Delta v = v - v_{met}$  – the change of an elastic wave phase velocity when metallizating with a bulk density  $\rho$ ; d – the total thickness of metal layers. Velocities displacement is calculated concerning the elastic wave v velocity when metallizating with infinitely thin layer which does not change mechanical boundary conditions [19].

Let us note that this condition, as the computer experiment revealed, is carried out at a layer thickness less than 1 nanometer. Also the condition (4) levels the influence of the piezoelectric effect and, therefore, parameter S will not depend on the piezoelectric layer type.

The schematic representation of the studied layered structures is presented in fig. 1, *a*. Phase velocities dispersion dependences of the Lamb wave fundamental modes and fundamental and first modes of SH-wave on value of the  $h \times f$  parameter (piezoelectric thickness × frequency) for the layered structure of Me/ZnO/Me type with orientation of the layer [100] (001) are presented in fig. 1, *b*,

similar dependences for the layered structure Me/AlN/Me with orientation of the layer [100] (001) are presented in fig. 1, c. As a metal layer (Me) Al and Mo having various values of acoustic impedance  $Z = \rho v$  were used. The acoustic impedances calculated for bulk longitudinal waves of all considered materials relate as  $Z_{Al} < Z_{AlN} < Z_{ZnO} < Z_{Mo}.$  The values of the material constants for aluminum and molybdenum are taken in [13], ZnO - in [20], AlN - in [21]. The change range of phase velocities of the elastic wave running modes in the structure Me/ZnO/Me at metallization with infinitely thin layers is ranging from values of a longitudinal wave phase velocity in ZnO crystal (v = 6084.14 m/s) or from zero  $(A_0 \text{ mode})$  to the phase velocity of the Rayleigh wave in ZnO at the metallized surfaces (v = 2677.6 m/s). It should be noted that due to "switching off" of the piezoelectric effect at metallization of plate both surfaces the phase velocity of  $SH_0$  mode coincides with the velocity of a fast shear wave in ZnO crystal.

In Me/AlN/Me structure phase velocities of elastic wave running modes also change from the longitudinal wave phase velocity values in AlN film (v = 10287.28 m/s) or from zero (mode  $A_0$ ) to the phase velocity of the Rayleigh wave in AlN at metallized surfaces (v = 5485 m/s). Unlike Me/ZnO/Me structure with the maximal value of the parameter  $h \times f = 10000$  m/s for calculation of Me/AlN/Me structure the range of change of the parameter  $h \times f$  to 20000 m/s was increased due to the fact that phase velocities values of all elastic wave modes significantly increased.

Calculation of elastic wave phase velocities modes change was made at the ratio of a metal layer thickness to piezoelectric material thickness d/h = 0.001; 0.005; 0.01; 0.05; 0.1. Solid lines in fig. 1, b, c designated phase velocities modes of the Lamb elastic wave and SH-modes at metallization of a piezoelectric layer above and below by two infinitely metal layers which are not violating mechanical boundary conditions are shown with solid lines in fig.1, b, c. Dashed lines in fig. 1, b, c correspond to the piezoelectric material layer d/h = 0.1. In absolute values the presented values of phase velocities can be received at piezoelectric material thickness layers h = 1 mkm and each of metal layers d = 0.1 mkm at frequency change from 1 MHz to 10 GHz (20 GHz for AlN).

Metal use in a multilayer plate can considerably affect wave elastic energy redistribution due to acoustic properties of layers and also an interference between elastic wave modes falling and reflected from borders of layers. For example, in Al/AlN/Al structure at values  $h \times f$  increase and metal layers of maximal thickness (d/h = 0.1) use phase velocities of elastic wave modes tend to the value of phase velocity of the bulk shear wave in aluminum (fig. 1, c). The similar situation occurs also when used other metals in multilayer structure. At the same time it is noted that in Me/AlN/Me structure elastic wave modes velocities at identical type of metal and the parameter value  $h \times f$  decrease more significantly than in Me/ZnO/Me structure.

When comparing identical structures with metal layers different thickness it was revealed that the increase in metal layer thickness, as a rule, reduces the velocities of propagation of the first and the higher orders acoustic waves. In fig. 2 the graph of sensitivity *S* calculated by formula (4) for fundamental  $A_0$ ,  $S_0$  modes, the first modes  $A_1$ ,  $S_1$  of the Lamb wave and also fundamental and the two first modes of SH-wave depending on the parameter  $h \times f$  in Al/ZnO/Al structure providing d/h = 0.001 is presented.

It is possible to note that on modes dispersion dependences  $S_0$ ,  $A_1$ ,  $S_1$  of the Lamb wave the expressed S maxima are observed. The maximal value of S = 251 sq.m/kg for  $S_0$  mode at  $h \times f = 2500$  m/s, for  $A_1$  mode S = 248 sq.m/kg at  $h \times f = 4700$  m / s, for  $S_1$  mode S = 249 sq.m/kg at  $h \times f = 7000$  m / s (fig. 2).



Fig. 1. Dispersive dependence of phase velocities on the product  $h \times f$  for the layered structure Al/Piezoelectric/Al: a – the scheme of the layered structure; b – fundamental and first modes of Lamb and SH-wave in the structure Al/ZnO/Al; c – fundamental and first modes of Lamb and SH-wave in the structure Al/AlN/Al. Solid lines – mode velocities for infinitely thin metal layers, dash lines – mode velocities for metal layers thickness d/h = 0.1

Рис. 1. Дисперсионные зависимости фазовых скоростей от произведения *h*×*f* для слоистой структуры Al/пьезоэлектрик/Al: *a* – схема слоистой структуры; *б* – фундаментальные и первые моды волны Лэмба и *SH*-волны в структуре Al/ZnO/Al; *в* – фундаментальные и первые моды волны Лэмба и *SH*-волны в структуре Al/AlN/Al; сплошные линии – скорости мод при бесконечно тонких слоях металла, точечные линии – скорости при относительной толщине металла и слоя *d*/*h* = 0,1



Fig. 2. Dispersive dependence of the sensitivity *S* for Lamb and *SH*-modes of an elastic wave on the product  $h \times f$  for the layered structure Al/ZnO/Al. Ratio of the metal layers and piezoelectric d/h = 0.001

Рис. 2. Дисперсионные зависимости чувствительности S мод упругой волны Лэмба и *SH*-волны от произведения  $h \times f$  для слоистой структуры Al/ZnO/Al при отношении толщин металла и пьезоэлектрика d/h = 0,001

Therefore, at metallization of a plate from above and from below by two metal thin layers the modes of an elastic Lamb wave above the zero order (except for mode  $A_0$ ) have the sensitivity maxima occurring practically through identical intervals of the parameter  $h \times f$  values.

S value maxima are revealed only for the Lamb wave modes  $A_1$  and  $S_1$ . They are explained by the condition of "resonance" reflection of these waves from a piezoelectric boundary with metal layers realization, what leads to the emergence of local maxima in values of S (fig. 2). The graphs of sensitivity S fundamental mode of an antisymmetric wave  $A_0$  and SH-mode with shear-horizontal and horizontal polarization on the studied frequency range have no peculiarities. Only the apparent dependence of the module S decrease at the increase of the parameter  $h \times f$ is characteristic for them. It is possible to note that the decrease (on module) of S values is connected with gradual mode  $A_0$  velocity increase at the values of the parameter  $h \times f$  increase. At the same time the velocity of this mode remains the minimal of all considered elastic wave modes velocities. The decrease in S values for transversal and horizontal polarization modes is connected with the same gradual decrease of these modes velocities at the increase of the parameter  $h \times f$  values. Further in this work only features of acting of S sensitivity curves for the Lamb elastic wave mode having maxima on the considered range of the parameter  $h \times f$  values are being described.

In fig. 3 the graphs of S sensitivity of  $S_0$  fundamental mode and the first modes  $A_1$   $\mu S_1$  of the Lamb wave depending on the metal layer material, the ratio of d/h and  $h \times f$  parameter in Me/ZnO/Me structure are presented. The maximal values of S parameter for  $S_0$  mode are reached at  $h \times f = 2400 - 2500 \text{ m} / \text{s}$  and the ratio of d/h = 0.001 where condition  $h = 2\lambda/3$  is satisfied, i. e. a piezoelectric layer thickness is equal to two thirds of the elastic wave  $S_0$ length (fig. 3, a, d). When using Al and Mo layers the value of parameter S = 251 sq.m/kg and S = 246 sq.m/kg, respectively. Essential decrease of S sensitivity for the considered elastic wave modes is particularly evident at d/h > 0.05. This decrease of S values at d/h increase is especially observed when using Mo – the metal with high acoustic impedance value. Numerical values of S maxima for both types of metal differ only at the considerable thicknesses of layers, for example, in Al/ZnO/Al structure at d/h = 0.1 the value of sensitivity of S = 200 sq.m/kg at  $h \times f = 2300$  m / s, and in Mo/ZnO/Mo structure S = 155 sq.m/kg at  $h \times f = 2100$  m / s (tab. 1). The maximal values of S parameter for  $A_1$  mode of the Lamb elastic wave are reached at  $h \times f = 4700$  m / s and d/h = 0.001where the condition  $h = \lambda$  is satisfied, i. e. thickness of a piezoelectric layer is equal to  $A_1$  elastic wave length (fig. 3, b, e). The maximal values of S parameter for  $S_1$ mode of the Lamb elastic wave are reached at  $h \times f = 7000$ m / s and d/h = 0,001 where the condition  $h = 3\lambda/2$ is satisfied, i. e. the piezoelectric layer thickness is equal to one and a half length of  $S_1$  elastic wave (fig. 3, c, f). At the same time it was also revealed that application of Mo layers leads to more considerable decrease of the S maximal sensitivity value than when using Al.

According to the graphs in fig. 3 and to the data in tab. 1 it is noted that the increase in a metal layer thickness (d/h) always leads to wave frequency displacement in the S maximum to more low-frequency area.

In fig. 4 the graphs of *S* sensitivity of the Lamb wave fundamental and first modes depending on the metal layer type, the ratio of d/h and the  $h \times f$  parameter in Me/AlN/Me structure are shown.

The maximal values of S parameter for  $S_0$  mode are reached at  $h \times f = 5200$  m / s and d/h = 0.001 on the condition when  $h = 2\lambda/3$ , as well as in the previous structure for the similar mode (fig. 4, a, d). When using Al and Mo layers at S = 502 sq.m/kg and S = 493 sq.m/kg, respectively. Essential decrease of S sensitivity for the considered elastic wave modes is shown at d/h > 0.05, in particular when using Mo. S maxima numerical values for both types of metal differ only at the considerable thicknesses of layers, for example, in Al/AlN/Al structure at d/h = 0.1 the sensitivity value of S = 432 sq.m/kg at  $h \times f = 4800$  m / s, and in Mo/AlN/Mo structure S = 239 sq.m/kg at  $h \times f = 4200$  m / s (tab. 2). The maximal values of S parameter for  $A_1$  mode of the Lamb elastic wave are reached at  $h \times f = 9600 \text{ m} / \text{s}$  and the ratio of d/h = 0.001 where  $h = \lambda$  condition is satisfied (fig. 4, b, e). The maximal values of S parameter for  $A_1$  mode of the Lamb elastic wave are reached at  $h \times f = 13800 - 14000 \text{ m} / \text{s}$ and d/h = 0,001 where  $h = 3\lambda/2$  condition is satisfied (fig. 4, c, f).

The values of *S* parameter in maxima exceed similar values by 1.5-2 times for Me/ZnO/Me structure, at the same time the increase in thickness of a metal layer also leads to the wave frequency displacement in maxima of *S* parameter values.

At the same time unlike Me/ZnO/Me structure for the considered  $S_0$ ,  $A_1$ ,  $S_1$  modes of the Lamb elastic wave the essential increase in values of S sensitivity when using thick layers of Al is noted. In this case S at great values of the parameter  $h \times f$  can be comparable or even exceed the values in the local maximum (fig. 4, a). At the same time it is also possible, for example, for  $A_1$  mode when the maximal value of sensitivity is noted at the moment of wave emergence, further the local minimum is observed and then S becomes almost dispersionless (fig. 4, b).

In general the nature of parameter S changes in Me/AlN/Me structure is similar to changes of S in the three-layered plate of Me/ZnO/Me.

Features of *S* sensitivity curves of Lamb and SH waves in Me/ZnO/Me and Me/AlN/Me structures. For both structures the characteristic feature is that only  $S_0$ ,  $A_1$  and  $S_1$  modes of the Lamb elastic wave possess the localized by maxima *S* values. Other modes – antisymmetric fundamental  $A_0$  with the lowest propagation velocity and the mode with shear-horizontal polarization of  $SH_0$ ,  $SH_1$ ,  $SH_2$  – have no apparent features of sensitivity curves on the studied frequency range.

Metal layers thicknesses increase results in the displacement of *S* sensitivity values maxima to the lowfrequency area. At the same time S curve peaks amplitude and width with the increase in metal thickness for Me/ZnO/Me plate depend on the type of metal and the parameter  $h \times f$  less than for Me/AlN/Me. When comparing various structures of Me/Piezoelectric/Me type it is revealed that sensitivity values the Lamb elastic wave modes at d/h = 0.001; 0.005; 0.01 differ insignificantly. The essential de-

crease of S sensitivity for the considered elastic wave modes at d/h > 0.05, in particular when using Mo, can limit metals layers of the considerable thickness application in sensor devices.



Fig. 3. Dispersive dependence of the sensitivity for  $S_0$ ,  $A_1$   $\mu S_1$  modes on the product  $h \times f$  for the layered structure Me/ZnO/Me: a-c – aluninium; d-f – molybdenum. Ratio of the metal layers and piezoelectric d/h: 0.001, 0.005; 0.01; 0.05; 0.1

Рис. 3. Дисперсионные зависимости чувствительности мод S<sub>0</sub>, A<sub>1</sub> и S<sub>1</sub> от произведения h×f для слоистой структуры Me/ZnO/Me:

*а-в* – алюминий; *г-е* – молибден. Отношение толщин металла и пьезоэлектрика *d/h*: 0,001, 0,005; 0,01; 0,05; 0,1

Table 1

Максимальные значения чувствительности S в структуре Me/ZnO/Me The maximum sensitivity values of S in the Me/ZnO/Me structure

d/h	Mode	$S_0$		$A_1$		$S_1$	
	Metal	Al	Mo	Al	Mo	Al	Mo
0.001	$S, m^2/kg$	251	246	248	247	249	248
	$h \times f$ , m/s	2500	2400	4700	4700	7000	7000
0.005	$S, m^2/kg$	248	244	246	242	248	243
	$h \times f$ , m/s	2500	2400	4700	4700	6700	7000
0.01	<i>S</i> , m²kgг	246	240	244	237	245	237
	$h \times f$ , m/s	2400	2400	4700	4600	6900	6900
0.05	$S, m^2/kg$	225	199	231	190	233	177
	$h \times f$ , m/s	2400	2300	4400	4400	6700	6500
0.1	$S, m^2/kg$	200	155	212	141	227	124
	$h \times f$ , m/s	2300	2100	4300	4100	6500	6300
Mean value of $h \times f$ in maximum S, m/s		$2420 \pm 104$	$2320 \pm 162$	4560 ± 114	$4500 \pm 149$	6760 ± 114	$6740 \pm 188$



Fig. 4. Dispersive dependence of the sensitivity for  $S_0$ ,  $A_1 \bowtie S_1$  modes on the product  $h \times f$  for the layered structure Me/AlN/Me: a-c – aluninium; d-f – molybdenum. Ratio of the metal layers and piezoelectric d/h: 0.001, 0.005; 0.01; 0.05; 0.1

Рис. 4. Дисперсионные зависимости чувствительности мод  $S_0$ ,  $A_1$  и  $S_1$  от произведения  $h \times f$  для слоистой структуры Me/AlN/Me:

*а*-*в* – алюминий; *г*-*е*- молибден. Отношение толщин металла и пьезоэлектрика *d*/*h*: 0,001, 0,005; 0,01; 0,05; 0,1

d/h Mode S A S Metal Mo Mo Mo Al Al Al 0.001  $S, m^2/kg$ 502 493 329 327 323 321 5200 9600 9600 14000 13800  $h \times f$ , m/s 5200 0.005  $S, m^2 kgr$ 500 489 327 318 321 312 5200 5000 9600 9400 13800 13600  $h \times f$ , m/s 0.01 S, m<sup>2</sup>kgr 497 479 324 306 319 302 5000 13800 13400 5200 9400 9200  $h \times f$ , m/s 0.05  $S, m^2 kg$ 476 349 313 229 364 264 5000 9000 7600 12000 11800  $h \times f$ , m/s 4600 0.1 432 239 349 178 714 193  $S, m^2/kg$ 4800 4200 7600 7400 12400 11200  $h \times f$ , msc  $5080 \pm 222$  $4800 \pm 497$  $9040 \pm 1046$  $8640 \pm 1309$  $13200 \pm 1153$  $12760 \pm 1465$ Mean value of  $h \times f$  in maximum S, m/s

Максимальные значения величины S в структуре Me/AlN/Me The maximum sensitivity values of S in the Me/AlN/Me structure

The feature of the elastic wave  $S_0$  mode propagation in Me/ZnO/Me layered structure is the emergence of S parameter negative values when using both Al and Mo metal layers, that is the value of the elastic wave phase velocity when metalizing, can increase (fig. 2, fig. 3, a, d).

Table 2

For Me/AlN/Me layered structure this effect is not observed.

Conclusion. The influence of mass loading in the form of two metal layers (simulating the upper and lower electrode) on S sensitivity of elastic wave dispersion modes in piezoelectric layered structures Me/ZnO/Me and Me/AlN/Me change according to the frequency and d/hdepends on the ratio of the metal layer acoustic impedance and acoustic line material. It is noted that the maximal values of elastic wave modes sensitivity are reached at the layered Al/AlN/Al system configuration, that is in the system with low values of acoustic impedances of a bulk longitudinal wave for layers and piezoelectric acoustic line materials. It is revealed that the maximal values of S sensitivity in all structures are observed in cases when a metal layer thickness is 2/3, 1, 3/2 of the corresponding Lamb elastic wave length. The results received during computer simulation can be useful when developing acoustic electronic devices on the Lamb waves and the SH-waves.

#### References

1. Viktorov I. A. *Rayleigh and Lamb Waves: Physical Theory and Applications*. New York, Plenum Press, 1967, 154 p.

2. Anisimkin V. I., Kuznetsova I. E., Zajtsev B. D. [Acoustic plate modes: peculiarities of propagation and main characteristics]. *Radiotehnika*. 2015, No. 8, P. 17–24 (In Russ.).

3. Kuznetsova I. E., Zaitsev B. D., Borodina I. A., Teplylch A. A., Shurygin V. V., Joshi S. G. Investigation of acoustic waves of higher order propagating in plates of lithium niobate. *Ultrasonics*. 2004, Vol. 42, No. 1–9, P. 179–182. DOI: 10.1016/j.ultras.2004.01.006.

4. Othmani Ch., Takali F., Njeh A. Theoretical study on the dispersion curves of Lamb waves in piezoelectricsemiconductor sandwich plates GaAs–FGPM–AlAs: Legendre polynomial series expansion. *Superlattices and Microstructures*. 2017, Vol. 106, P. 86–101. DOI: 10.1016/j.spmi.2017.03.036.

5. Anisimkin V. I., Voronova N. V., Zemlyanitsyn M. A., Pyataikin I. I., Shikhabudinov A. M. The structure of acoustic modes in piezoelectric plates with free and metallized surfaces. *Journal of Communications Technology and Electronics*. 2012, Vol. 57, No. 7, P. 738–742. DOI: 10.1134/S1064226912070017.

6. Zolotova O. P., Burkov S. I., Sorokin B. P. [Propagation of the Lamb and SH-waves in piezoelectric cubic crystal's plate]. *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya Matematika i fizika.* 2010, Vol. 3, No. 2, P. 185–204 (In Russ.).

7. Di Pietrantonio F., Benetti M., Cannata D., Beccherelli R., Verona E. Guided Lamb wave electroacoustic devices on micromachined AlN/Al plates. *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control.* 2010, Vol. 57, No. 5, P. 1175–1182. DOI: 10.1109/TUFFC.2010.1530.

8. Anisimkin V. I., Voronova N. V., Kuznetsova I. E., Pyataikin I. I. Aspects of using acoustic plate modes of higher orders for acoustoelectronic sensors. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics.* 2015, Vol. 79, No. 10, P. 1278–1282. DOI: 10.3103/S1062873815100032.

9. Zou J., Lin C. M., Lam C. S., Pisano A. Transducer design for AlN Lamb wave resonators. *Journal of Applied* 

*Physics.* 2017, Vol. 121, P. 154502 (10). DOI: 10.1063/1.4979914.

10. Yantchev V., Katardjiev I. Thin film Lamb wave resonators in frequency control and sensing applications: a review. *Journal of Micromechanics and Microengineering*. 2013, Vol. 23, P. 043001 (14). DOI: 10.1088/0960-1317/23/4/043001.

11. Nakamoto T., Moriizumi T. A theory of a quartz crystal microbalance based upon a Mason equivalent circuit. *Japanese Journal of Applied Physics. Part 1*. 1990, Vol. 29, P. 963–969. DOI: 10.1143/JJAP.29.963.

12. Sorokin B. P., Kvashnin G. M., Telichko A. V. et. al. Lamb waves dispersion curves for diamond based piezoelectric layered structure. *Applied Physics Letters*. 2016, Vol. 108, P. 113501 (5). DOI: 10.1063/1.4943945.

13. Mansfeld G. D., Alekseev S. G., Kotelyansky I. M. [Acoustic HBAR Spectroscopy of Metal (W, Ti, Mo, Al) Thin Films]. *Proc. IEEE Ultrason. Symp.* Atlanta, USA, 2001, P. 415–418. DOI: 10.1109/ULTSYM.2001.991652.

14. Farnell G. W. Acoustic Surface Waves: Topics in Applied Physics. Springer-Verlag, Berlin – Heidelberg – New York, 1978, 390 p.

15. Zolotova O. P., Burkov S. I., Sorokin B. P., Telichko A. V. [Elastic waves in piezoelectric layered structures]. *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya Matematika i fizika.* 2012, Vol. 5, No. 2, P. 164–186 (In Russ.).

16. Sorokin B. P., Kvashnin G. M., Telichko A. V., Burkov S. I., Blank V. D. Piezoelectric-layered structures based on synthetic diamond. *Piezoelectric Materials*. In Tech. 2016, P. 161–199. DOI: 10.5772/61563.

17. Zolotova O. P. Burkov S. I. [Metal layer thickness influence on the dispersion characteristics of *SH*-waves in the structures "Me/ZnO/Me/diamond" and "Me/AlN/Me/diamond"]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 642–650 (In Russ.).

18. Kuznetsova I. E., Zaitsev B. D., Joshi S. G., Kuznetsova A. S. Gravimetric sensitivity of acoustic waves in thin piezoelectric plates in the presence of liquids. *Technical Physics Letters*. 2006, Vol. 32, No. 8, P. 729–731. DOI: 10.1134/S1063785006080268.

19. Burkov S. I., Zolotova O. P., Sorokin B. P., Turchin P. P., Talismanov V. S. Features of acoustic wave propagation in the Me/ZnO/Me/diamond waveguide structure. *The Journal of the Acoustical Society of America.* 2018, Vol. 143, No. 1, P. 16-22. DOI: 10.1121/1.5019475.

20. Zhang Z., Wen Z., Wang C. Investigation of surface acoustic waves propagating in ZnO–SiO<sub>2</sub>–Si multilayer structure. *Ultrasonics*. 2013, Vol. 53, No. 2, P. 363–368. DOI: 10.1016/j.ultras.2012.07.002.

21. Tsubouchi K., Sugai K., Mikoshiba N. [AlN material constants evaluation and SAW properties on AlN/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> and AlN/Si]. *Proc. IEEE Ultrason. Symp.* Chicago, USA, 1981, P. 375–380. DOI: 10.1109/ULTSYM.1981.197646.

#### Библиографические ссылки

1. Викторов И. А. Физические основы применения ультразвуковых волн Рэлея и Лэмба в технике. М. : Наука, 1966. 234 с. 2. Анисимкин В. И., Кузнецова И. Е., Зайцев Б. Д. Акустические пластинчатые моды: особенности распространения и основные характеристики // Радиотехника. 2015. № 8. С. 17–24.

3. Investigation of acoustic waves of higher order propagating in plates of lithium niobate / I. E. Kuznetsova [et al.] // Ultrasonics. 2004. Vol. 42. P. 179–182.

4. Othmani Ch., Takali F., Njeh A. Theoretical study on the dispersion curves of Lamb waves in piezoelectricsemiconductor sandwich plates GaAs–FGPM–AlAs: Legendre polynomial series expansion // Superlattices and Microstructures. 2017. Vol. 106. P. 86–101.

5. Структура акустических мод в пьезоэлектрических пластинах со свободными и металлизированными поверхностями / В. И. Анисимкин [и др.] // Радиотехника и электроника. 2012. № 7 (57). С. 808–812.

6. Золотова О. П., Бурков С. И., Сорокин Б. П. Распространение волн Лэмба и SH-волн в пластине пьезоэлектрического кубического кристалла // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. «Математика и физика». 2010. № 2 (3). С. 185–204.

7. Guided Lamb wave electroacoustic devices on micromachined AlN/Al plates / F. Di Pietrantonio [et al.] // IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control. 2010. Vol. 57. P. 1175–1182.

8. Особенности применения акустических пластинчатых мод высоких порядков для акустоэлектронных сенсоров / В. И. Анисимкин [и др.] // Известия РАН. Серия физическая. 2015. № 10 (79). С. 1437–1441.

9. Transducer design for AlN Lamb wave resonators / J. Zou [et al.] // Journal of Applied Physics. 2017. Vol. 121. P. 154502 (10).

10. Yantchev V., Katardjiev I. Thin film Lamb wave resonators in frequency control and sensing applications: a review // Journal of Micromechanics and Microengineering. 2013. Vol. 23. P. 043001 (14).

11. Nakamoto T., Moriizumi T. A theory of a quartz crystal microbalance based upon a Mason equivalent circuit // Japanese Journal of Applied Physics. 1990. Part 1, vol. 29. P. 963–969.

12. Lamb waves dispersion curves for diamond based piezoelectric layered structure / B. P. Sorokin [et. al.] // Applied Physics Letters. 2016. Vol. 108. P. 113501 (5).

13. Mansfeld G. D., Alekseev S. G., Kotelyansky I. M. Acoustic HBAR spectroscopy of metal (W, Ti, Mo, Al) thin films // Proceeding IEEE Ultrasonics Symposium (7–10 Oct. 2001, Atlanta, USA). 2001. Vol. 1. P. 415–418.

14. Фарнелл Д. Типы и свойства поверхностных акустических волн // Поверхностные акустические волны / под ред. А. Олинера. М. : Мир, 1981. 500 с.

15. Упругие волны в пьезоэлектрических слоистых структурах / О. П. Золотова [и др.] // Журнал Сибирского федерального университета. Серия «Математика и физика». 2012. № 2 (5). С. 164–186.

16. Piezoelectric-layered structures based on synthetic diamond / B. P. Sorokin [et. al.] // In Tech: Piezoelectric Materials. 2016. P. 161–199.

17. Золотова О. П., Бурков С. И. Влияние толщины металлического слоя на характеристики SH-волн в структурах Me/ZnO/Me/алмаз и Me/AlN/Me/алмаз // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 642–650.

18. Гравиметрическая чувствительность акустических волн в тонких пьезоэлектрических пластинах в присутствии жидкости / И. Е. Кузнецова [и др.] // Письма в ЖТФ. 2006. № 16 (32). С. 84–89.

19. Features of acoustic wave propagation in the Me/ZnO/Me/diamond waveguide structure / S. I. Burkov [et al.] // The Journal of the Acoustical Society of America. 2018. Vol. 143. P. 16–22.

20. Zhang Z., Wen Z., Wang C. Investigation of surface acoustic waves propagating in  $ZnO-SiO_2-Si$  multilayer structure // Ultrasonics. 2013. Vol. 53. P. 363–368.

21. Tsubouchi K., Sugai K., Mikoshiba N. AlN material constants evaluation and SAW properties on  $AIN/AI_2O_3$  and AIN/Si // Proceeding IEEE Ultrasonics Symposium (14–16 Oct. 1981, Chicago, USA). 1981. P. 375–380.

© Zolotova O. P., Burkov S. I., 2018

UDC 52-601 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-405-411

For citation: Kornet M. E., Shishkina A. V. [To nonparametric identification of dynamic systems under normal operation]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 405–411. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-405-411

Для цитирования: Корнет М. Е., Шишкина А. В. О непараметрической идентификации динамических систем в условиях нормального функционирования // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 405–411. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-405-411

### TO NONPARAMETRIC IDENTIFICATION OF DYNAMIC SYSTEMS UNDER NORMAL OPERATION

M. E. Kornet, A. V. Shishkina\*

Siberian Federal University Space and Information Technology Institute 26b, Kirensky Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation \*E-mail: nastya.shishkina9666@mail.ru

The problem of nonparametric identification of linear dynamic objects is being investigated. In contrast with parametric identification, the case is analyzed when equations describing a dynamic object are not specified according to the parameters. Moreover, the identification problem is analyzed under normal object operation, opposite to the previously known nonparametric approach based on Heaviside function input to the object and further Duhamel integral application. An arbitrary signal is inputted to the object during normal operation and weight function realizations are represented by observations of input-output object variables measured with random interferences. As a result, we have a sample of input-output variables. As linear dynamical system can be described by the Duhamel integral, with known input and output object variables, corresponding values of the weight function can be found. This is achieved by discrete representation of the latter. Having such realization, nonparametric estimate of the weight function in the form of the nonparametric Nadaraya–Watson estimate is used later. Substituting this into the Duhamel integral, we obtain a nonparametric model of a linear dynamical system of unknown order.

The article also describes the case of nonparametric model constructing when a delta-shaped function is inputted to the object. It was interesting to find out how delta-shaped function might differ from the delta function. The weight function was determined in the class of nonparametric Nadaraya–Watson estimates. Nonparametric models were investigated by means of statistical modeling. In general, nonparametric models have shown sufficient efficiency in terms of accuracy prediction by nonparametric model in relation to the actually measured output of the object. Evidentally, the accuracy of nonparametric models reduces with the growing influence of interference from the measurement of input-output variables or the discreteness of their measurement. Previously proposed nonparametric algorithms consider the case when Heaviside function was applied to the object, which narrows the scope of nonparametric identification practical use. It is important to construct nonparametric model of a dynamic object in conditions of normal operation.

Keywords: duhamel integral, transient function, weight function, delta-shaped input, Nadarya–Watson estimate, nonparametric model.

# О НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ НОРМАЛЬНОГО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ

М. Е. Корнет, А. В. Шишкина\*

Сибирский федеральный университет Институт космических и информационных технологий Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 26б \*E-mail: nastya.shishkina9666@mail.ru

Рассматривается задача непараметрической идентификации линейных динамических объектов. В отличие от параметрической идентификации, вид уравнения, описывающего динамический объект, не задан с точностью до параметров. Более того, задача идентификации рассматривается в условиях нормального функционирования объекта, в отличие от ранее известного непараметрического подхода, основанного на подаче на вход объекта функции Хевисайда и дальнейшем применении интеграла Дюамеля. В условиях нормального функционирования на вход объекта подают сигнал произвольного вида. При этом на выходе объекта наблюдается соответствующий отклик. Следует заметить, что измерения входной и выходной переменных осуществляются со случайными помехами. В итоге, имеем реализацию (выборку) входных-выходных переменных. Поскольку линейная динамическая система может быть описана интегралом Дюамеля, то при известных входных и выходных переменных объекта могут быть найдены соответствующие значения весовой функции. Это достигается при дискретной записи последнего. Располагая подобной реализацией, в дальнейшем используется непараметрическая оценка весовой функции в виде непараметрической оценки Надарая–Ватсона. Подставляя ее в интеграл Дюамеля, получаем тем самым непараметрическую модель линейной динамической системы неизвестного порядка.

Приведен также случай построения непараметрической модели при подаче на вход дельтообразной функции. Было интересно выяснить, насколько дельтообразная функция может отличаться от дельта-функции. Оценка весовой функции и в этом случае определялась в классе непараметрических оценок Надарая–Ватсона. Предложенные непараметрические модели был подробно исследованы средствами статистического моделирования. В основном непараметрические модели показали достаточно высокую эффективность с точки зрения точности прогноза непараметрической модели по отношению к реально измеренному выходу объекта. Естественно, точность непараметрических моделей уменьшается из-за роста влияния помех измерения входных-выходных переменных или дискретности их измерения. Ранее были предложены непараметрические алгоритмы идентификации для случая, когда на вход объекта подавалась функция Хевисайда, однако это несколько сужает рамки практического использования самой идеи непараметрической идентификации. Естественно, важным является случай построения непараметрической модели динамического объекта, находящегося в условиях нормальной эксплуатации. Эта особенность является наиболее важной из рассматриваемых приемов идентификации в условиях непараметрической неопределенности.

Ключевые слова: интеграл Дюамеля, переходная функция, весовая функция, дельтообразное входное воздействие, оценка Надарая–Ватсона, непараметрическая модель.

**Introduction.** The main objective of identification theory is the model construction based on input and output process variables' observations while the data about the object is incomplete [1-3]. The article is devoted to dynamic objects identification under nonparametric uncertainty [4; 5], when the dynamical model cannot be identified up to parameters vector due to the lack of priori data. In this case receiving of transient response and following estimation of an object weight function are reasonable.

The basis of this paper is Duhamel integral use, due to the principle of superposition [6; 7]. Identification algorithms of the object in normal operation conditions are described. Three methods of obtaining weight function estimation using Heaviside function [8; 9], delta-shaped input and arbitrary input are analyzed.

**Problem formulation.** Suppose that object is a dynamic system and described by the equation [1]  $x_t = f(x_{t-1}, x_{t-2}, u_t)$ , where  $f(\cdot)$  – is unknown function;  $u_t$  – control input variable;  $x_t$  – output variable.

In fig. 1, a block diagram of the dynamic process is illustrated [2], with following notations:  $\hat{x}_t$  – output of model;  $u_t$  – control variable; (t) – continuous time; t – discrete time;  $\xi_t$ ,  $h_t$  – random noise acting on the object and output variable measuring channel, with zero mathematical expectation and limited dispersion.

Variables control is carried out through time interval  $\Delta t$ . Thus, it is possible to obtain initial input – output variables sample  $\{x_i, u_i, i = \overline{1, s}\}$ , where s – sample size.

Non-parametric identification algorithm when standard signals can be inputted to the object. Suppose that the object is described by a linear differential equation of unknown order. In this case, for zero initial conditions, x(t) is found as

$$x(t) = \int_{0}^{t} h(t-\tau)u(\tau)d\tau, \qquad (1)$$

where  $h(t-\tau)$  – weight function, that is derivative of transition function h(t) = k'(t).



Fig. 1. Identification scheme

Рис. 1. Блок-схема системы идентификации

This problem reduces to the weight function estimation, so, firstly, it is needed to obtain the transition function.

As it was mentioned, weight function can be obtained by various means.

*First case.* Suppose that the object is described by linear differential equation of unknown order. In zero initial

conditions, x(t) is found as (1). Transition function is an object reaction on input impact, namely as Heaviside function u(t) = l(t).

$$1(t) = \begin{cases} 0, u(t) < 0, \\ 1, u(t) \ge 0. \end{cases}$$
(2)

After obtaining transition function, it is needed to find its nonparametric estimation [10; 11]:

$$\overline{k}(t) = \frac{T}{sc_s} \sum_{i=0}^{s} k_i H\left(\frac{t-t_i}{c_s}\right), \qquad (3)$$

where  $\overline{k_i}$  – transition function estimate;  $k_i$  – transition function;  $t_i$  – discrete time of measurements; s – sample size;  $c_s$  – kernel smoothing; H – kernel function; T – time observation period [2].

We note that kernel function and kernel smoothing satisfy the following terms [10; 11]:

$$\frac{1}{c_s} \int_{-\infty}^{\infty} H\left(\frac{t-t_i}{c_s}\right) dt = 1, \lim_{s \to 0} \frac{1}{c_s} \int_{-\infty}^{\infty} \varphi(t) H\left(\frac{t-t_i}{c_s}\right) dt =$$
$$= \varphi(t_i), H\left(\frac{t-t_i}{c_s}\right) \ge 0, \qquad (4)$$
$$c_s > 0, \lim_{c_s \to \infty} sc_s \to \infty, \lim_{s \to \infty} c_s \to 0,$$

where  $\varphi(t_i)$  – an arbitrary function.

In particular, kernel function would be considered as Sobolev function (5):

$$H = \begin{cases} 0, |t - t_i| > c_s \\ \frac{0.827}{c_s} e^{\left(\frac{-(t - t_i)^2}{(t - t_i)^2 - c_s^2}\right)}, |t - t_i| \le c_s. \end{cases}$$
(5)

Since weight function h(t) is derivative of transition function k(t), then

$$\overline{h}(t) = \frac{T}{sc_s} \sum_{i=0}^{s} \overline{k_i} H'\left(\frac{t-t_i}{c_s}\right).$$
(6)

Second case. The weight function could be obtained when a delta-shaped function is inputted. It has a step function type (7),  $\Delta t$  – discretization interval (fig. 2):

$$\delta^{\Delta}(t) = \left\{ \frac{1}{\Delta t}, t \in \Delta t \right\},\tag{7}$$

where  $\Delta t$ , for example, is an equation  $\Delta t = t' - 0$ , or  $\Delta t = t' - t''$ .

Identification algorithm under normal object operation. Constructing an adaptive object model often requires identification of measuring channels under normal object operation [2; 12]. This means that inputted impacts must be small enough so that the effect on production would be minimal. This is necessary for keeping the process in acceptable limits [8].

Thus, the third case has the priority in solving the problem of nonparametric identification [4; 6]. The following algorithm when input impact has sinusoidal type function (as an example) is analyzed below.



Fig. 2. Delta-shaped function example

Рис. 2. Пример дельтообразного входного воздействия

*Third case.* If control action and object output are known, weight function may be described by (1).

In a discrete form:

or

$$h_i = x_t - \left(\sum_{i=1}^s u_i \Delta \tau + \sum_{i=1}^s h_0\right), i = \overline{1, s} , \qquad (8)$$

where *s* – sample size;  $\Delta \tau$  – variables control time interval;  $u_i$  – control variable;  $x_i$  – object output;  $h_0$  – value of the weight function on previous iteration steps.

Thus, nonparametric process model is following:

$$x_{s}(t) = \frac{T}{sc_{s}} \int_{0}^{t} \sum_{i=1}^{s} k_{i} H^{i} \left(\frac{t-t_{i}}{c_{s}}\right) u(\tau) d\tau$$

$$x_{s}(t) = \frac{T}{sc_{s}} \int_{0}^{t} \sum_{i=1}^{s} h_{i}u(\tau)d\tau, \qquad (9)$$

where  $k_i$  – transition function;  $h_i$  – weight function;  $c_s$  – kernel smoothing; s – sample size; T – observation period.

**Computer experiment.** Suppose that dynamical object is described by third-order differential equation. It can be represented as:

$$x_t = 0.5x_{t-3} - x_{t-2} + x_{t-1} - 0.5u_t .$$
<sup>(10)</sup>

Let us note that the equation (10) is used for obtaining sampling points. Nonparametric algorithm does not assume the known form of the differential equation, only information on the linearity of an object is known, in contrast with [13, 14].

*The first method* of obtaining weight function is to take the derivative of transition function (fig. 3), if Heaviside function is submitted to the object, then object output is a transitional feature: x(t) = k(t), further it is necessary to find the value of transition function and weight function according to formulas (3) and (6):

In fig. 3: k(t) – transition function, h(t) – weight function.

Put known values of transition and weight functions into Duhamel integral (1) and get an object model, fig. 4.



Fig. 3. Weight and transition response when u(t) = 1(t)

Рис. 3. Весовая и переходная характеристика процесса при u(t) = 1(t)



Fig. 4. Weight response when input is a delta-shaped function

Рис. 4. Весовая характеристика процесса при подаче на вход объекта дельтообразного входного воздействия

Let us change the order of differential equation that describes the object and conduct computer experiments.

Suppose that the object is described by differential equation of the second order represented as follows:

$$x_t = 0.25x_{t-1} - 0.33x_{t-2} + 0.33u_t \,. \tag{11}$$

Suppose the integral of delta-shaped function differs from 1.

Fig. 5 illustrates the experiment when the integral of delta-shaped  $\delta^{\Delta}(t)$  equals 1,  $u(t) = \frac{1}{\Delta t}$  delta-shaped input, x(t) – object output,  $\Delta t$  – discretization interval,  $\hat{x}(t)$  – output object model.

Note that when  $\Delta t \in [0.1; 1]$   $\Delta t \in [0.1; 1]$ , input u(t) takes values from 1 to 10, it can conform to the technological requirements.

Consider the case when delta-shaped function integral  $\delta^{\Delta}(t)$  differs from 1. As a result, delta-shaped function becomes "pseudo-delta-shaped", in particular integral of delta function does not equal 1 (fig. 6).

Fig. 5 illustrates discretization interval  $\Delta t = 0.1$ , integral of delta-shaped function  $\delta^{\Delta}(t)$  equals 1, recovery error w = 4.2 %.

In fig. 6 discretization interval  $\Delta t = 0.1$ , integral of delta-shaped function  $\delta^{\Delta}(t) > 1$ , recovery error w = 40 %.

Hence, in order to construct the appropriate model, the following term should be kept - integral of delta-shaped function must be equal 1.

In conditions of normal object operation as an arbitrary input signal we take the following function:

$$u_t = t - t/2 - A^* \sin(0.5t), \qquad (12)$$

where A – oscillation amplitude.



Fig. 5. Algorithm work with delta-shaped input

Рис. 5. Результат работы алгоритма при дельтообразном входном воздействии



Fig. 6. Algorithm work with "pseudo-delta-shaped" input

Рис. 6. Результат работы алгоритма при «псевдодельтообразном» входном воздействии

Let us add a random noise that arising in the channel of output signal measurement x(t)

$$h_t = lx_t \xi_t, \tag{13}$$

where  $\xi_t \in [-1; 1]$ , noise level l = 5%, 10%.

Calculate the recovery error -w according to the formula (14), where  $\overline{x} = \frac{1}{s} \sum_{i=1}^{s} x_i$  – arithmetical mean,  $\hat{x}(t)$  – object model output:

$$w = \frac{\sum_{i=1}^{s} |x_{i} - \hat{x}_{i}|}{\sum_{i=1}^{s} |x_{i} - \overline{x}|},$$
(14)

Fig. 7 appeals to the following definitions: u(t) – input impact, x(t) – object output,  $\hat{x}(t)$  – model output. Noise level = 5 %, recovery error w - 0.067, according to the chart and recovery error, this model could be considered as satisfactory.

Thus, table illustrates that lowering oscillation amplitude leads to model accuracy decreasing.

Dependence between recovery error and oscillation amplitude

A	W
10.5	0.5 %
3.5	1.4 %
2.5	2 %
1.5	3.3 %
1	4.9 %
0.5	9.8 %
0.1	53.4 %



Fig. 7. Object output when input is an arbitrary signal

Рис. 7. Результаты выхода объекта при произвольном входном воздействии

Let us change the input signal and answer the question of how the quality of constructed model depends on the oscillation amplitude:

$$u_t = A^* \sin(0.1t)$$
, (14)

where A – oscillation amplitude.

We conduct computer experiments, in table following descriptions are analyzed A – oscillation amplitude, w – recovery error.

**Conclusion.** The problem of nonparametric identification of linear dynamical objects in conditions of incomplete data is analyzed. The main result of this paper is resolving of identification problem in an object's normal operation conditions. The nonparametric linear dynamical system models that based on Duhamel integral estimation by means of Nadaraya–Watson statistics are submitted.

The main conclusions that could be made on the basis of extensive numerical research of nonparametric models are as follows: although in practice delta function cannot be submitted to the object input, sometimes it is possible to submit delta-shaped input signal and then construct a satisfactory model. Certainly, noise increase in input-output variables measurement and increase in discreteness of input-output variables control, in natural way, worsen accuracy of nonparametric models [15–17].

In addition, it is important to note that the algorithm does not require particular object equation and known differential equation order, all equations that have been described are analyzed as the examples. Thus, algorithm is not dependent on the type of input impact, the main condition is observance of the superposition principle.

#### References

1. Tsypkin Ya. Z. Informatsionnaya teoriya identifikatsii [Information theory of identification]. Moscow, Nauka, Fizmatlit Publ., 1995, 336 p.

2. Raibman N. N. *Chto takoe identifikatsiya* [What is identification]. Moscow, Nauka Publ., 1970, 119 p.

3. Eykhoff P. *Osnovy identifikatsii sistem upravleniya* [Fundamentals of identification of control systems]. Moscow, Mir Publ., 1975, 681 p. 4. Medvedev A. V. *Neparametricheskie sistemy adaptatsii* [Nonparametric adaptation systems]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983, 174 p.

5. Medvedev A. V. [Adaptation under conditions of non-parametric uncertainty]. *Adaptivnye sistemy i ikh prilozheniya* [Adaptive systems and their applications]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1978, P. 4–34.

6. Medvedev A. V. [The theory of nonparametric systems. Modeling]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 4–10 (In Russ.).

7. Medvedev A. V. Elementy teorii neparametricheskikh sistem upravleniya. Aktual'nye problemy informatiki, prikladnoy matematiki i mekhaniki. Informatika [Elements of the theory of nonparametric control systems. Actual problems of computer science, applied mathematics and mechanics. Informatics]. Novosibirsk, Krasnoyarsk, Izd-vo Sib. otd-niya Ros. akad. Nauk Publ., 1996, P. 87–112.

8. Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya. T. 1: Matematicheskie modeli, dinamicheskie kharakteristiki i analiz sistem upravleniya [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 1: Mathematical models, dynamic characteristics and analysis of control systems]. Ed. K. A. Pupkova, N. D. Egupova. Moscow, MSTU im. N. E. Bauman Publ., 2004, 656 p.

9. Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya. T. 2: Statisticheskaya dinamika i identifikatsiya sistem avtomaticheskogo upravleniya [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 2: Statistical dynamics and identification of automatic control systems]. Ed. K. A. Pupkova, N. D. Egupova. Moscow, MSTU im. N. E. Bauman Publ., 2004, 640 p.

10. Nadaraya E. A. *Neparametricheskoe otsenivanie plotnosti veroyatnostey i krivoy regressii* [Nonparametric estimation of the probability density and the regression curve]. Tbilisi, Izd. Tbil. University Publ., 1983, 194 p.

11. Kotkinik V. Ya. Neparametricheskaya identifikatsiya i sglazhivanie dannykh [Nonparametric identification and data smoothing]. Moscow, Nauka Publ., 1985, 336 p.

12. Grop D. *Metody identifikatsii system* [Methods of identification of systems]. Ed. E. I. Krinetskiy, A. Vasilyev, V. I. Lopatin. Moscow, Mir Publ., 1979, 304 p.

13. Tse E., Bar-Shalom Y. An actively adaptive control for linear systems with random parameters via the dual control. *Automatic Control, IEEE Trans.* 2003, Vol. 18, Iss. 2, P. 109–117.

14. Wenk C. J., Bar-Shalom Y. A multiple model of an adaptive dual control algorithm for stochastic systems with unknown parameters. *Automatic Control, IEEE Trans.* 2003, Vol. 25, Iss. 4, P. 703–710.

15. Liung L. *Identifikatsiya sistem* [Identification of systems]. Moscow, Nauka Publ., 1991, 423 p.

16. Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya. T. 3: Sintez regulyatorov sistem avtomaticheskogo upravleniya [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 3: Synthesis of regulators of automatic control systems]. Ed. K. A. Pupkova, N. D. Egupova. Moscow, MSTU im. N. E. Bauman, 2004, 656 p.

17. Agafonov E. D., Shishkina A. V. [Nonparametric control of a dynamical system]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, Iss. 4, P. 711–718.

#### Библиографические ссылки

1. Цыпкин Я. З. Информационная теория идентификации. М.: Наука : Физматлит, 1995. 336 с.

2. Райбман Н. С. Что такое идентификация. М. : Наука, 1970. 119 с.

3. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М. : Мир, 1975. 681 с.

4. Медведев А. В. Непараметрические системы адаптации. Новосибирск : Наука, 1983. 174 с.

5. Медведев А. В. Адаптация в условиях непараметрической неопределенности // Адаптивные системы и их приложения / СО АН СССР. Новосибирск : Наука, 1978. С. 4–34.

6. Медведев А. В. Теория непараметрических систем. Моделирование // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 4–10.

7. Медведев А. В. Элементы теории непараметрических систем управления // Актуальные проблемы

информатики, прикладной математики и механики. Информатика. Новосибирск ; Красноярск : Изд-во Сиб. отд-ния Рос. акад. наук, 1996. С. 87–112.

8. Методы классической и современной теории автоматического управления. Т. 1. Математические модели, динамические характеристики и анализ систем управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 656 с.

9. Методы классической и современной теории автоматического управления. Т. 2. Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 640 с.

10. Надарая Э. А. Непараметрическое оценивание плотности вероятностей и кривой регрессии. Тбилиси : Изд-во Тбил. ун-та, 1983. 194 с.

11. Катковник В. Я. Непараметрическая идентификация и сглаживание данных. М. : Наука, 1985. 336 с.

12. Гроп Д. Методы идентификации систем / пер. с англ. В. А. Васильева, В. И. Лопатина ; под ред. Е. И. Кринецкого. М. : Мир , 1979. 304 с.

13. Tse E., Bar-Shalom Y. An actively adaptive control for linear systems with random parameters via the dual control approach // Automatic Control, IEEE Transactions. 2003. Vol. 18, iss. 2. P. 109–117.

14. Wenk C. J., Bar-Shalom Y. A multiple model adaptive dual control algorithm for stochastic systems with unknown parameters // Automatic Control, IEEE Transactions. 2003. Vol. 25, iss. 4. P. 703–710.

15. Льюнг Л. Идентификация систем. М. : Наука, 1991. 423 с.

16. Методы классической и современной теории автоматического управления. Т. 3. Синтез регуляторов систем автоматического управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 656 с.

17. Агафонов Е. Д., Шишкина А. В. О непараметрическом управлении динамической системой // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 4. С. 711–718.

© Kornet M. E., Shishkina A. V., 2018

УДК 004.056.53 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-412-422

Для цитирования: Кулясов Н. В., Исаев С. В. Исследование сетевых аномалий корпоративной сети Красноярского научного центра // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 412–422. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-412-422

**For citation:** Kulyasov N. V., Isaev S. V. [Investigation of the network anomalies of the corporate network of Krasnoyarsk scientific center]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 412–422 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-412-422

# ИССЛЕДОВАНИЕ СЕТЕВЫХ АНОМАЛИЙ КОРПОРАТИВНОЙ СЕТИ КРАСНОЯРСКОГО НАУЧНОГО ЦЕНТРА

Н. В. Кулясов\*, С. В. Исаев

Институт вычислительного моделирования СО РАН Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44 \*E-mail: razor@icm.krasn.ru

Решается задача обеспечения безопасности корпоративной сети научно-исследовательской организации. Обоснована актуальность поддержки превентивных мер защиты сетевых ресурсов для организаций, выполняющих научную поддержку высокотехнологичного производства, проведения космических исследований и создания наукоемкого оборудования, где потеря конфиденциальных данных при несанкционированных внешних воздействиях может привести к существенным последствиям. Для решения задачи предложено проводить анализ аномалий сетевого трафика, которые могут свидетельствовать о возникновении киберугроз.

Выполнен обзор существующих методов и программных продуктов, предназначенных для анализа сетевых аномалий. На их основе предложен собственный оригинальный программный инструмент, позволяющий автоматически выполнять обнаружение аномалий и проводить последующий детальный анализ журналов сетевых служб по выбранным администратором метрикам. Программный инструмент разработан в виде веб-приложения, интегрированного в действующую инфраструктуру корпоративной сети научной организации. Внедрение вебприложения показало актуальность и востребованность развития системы обнаружения аномалий.

Для дальнейшего расширения методов защиты корпоративной сети разработано полнофункциональное программное обеспечение – автономная система анализа журналов, которая выполняет автоматический анализ и агрегацию данных сетевых служб и предоставляет интерактивные средства визуализации результатов. Система имеет удобный графический интерфейс, позволяющий наглядно оценивать статистику обнаруженных аномалий. При помощи программного инструмента администратор может выявлять наиболее критичные инциденты и пресекать их в дальнейшем, изменяя конфигурацию активных систем защиты.

Программное обеспечение содержит инструменты для построения диаграмм, отображающих количество аномалий за периоды времени, их распределение по наблюдаемым сервисам, источникам угроз. Оно показывает данные по активным клиентам, подверженным угрозам, частоту запросов по выбранным протоколам, отслеживает превышение пороговых значений и пр.

Применение разработанного программного обеспечения позволяет выполнять конфигурацию первой линии защиты от сетевых атак, повышает оперативность реагирования и эффективность предотвращения вторжений за счет выявления пропущенных стандартными средствами защиты инцидентов.

Ключевые слова: сетевые аномалии, кибербезопасность, система обнаружения аномалий, система обнаружения вторжений.

# INVESTIGATION OF THE NETWORK ANOMALIES OF THE CORPORATE NETWORK OF KRASNOYARSK SCIENTIFIC CENTER

N. V. Kulyasov\*, S. V. Isaev

Institute of Computational Modelling SB RAS 50/44, Academgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation \*E-mail: razor@icm.krasn.ru

The problem of securing the corporate network of a research organization is being solved. The urgency of supporting preventive measures for protecting network resources for the organizations performing scientific support of hightech production, conducting space researches and creating high-tech equipment is grounded, where the loss of confidential data with unauthorized external influence can lead to significant consequences. To solve the problem, it is suggested to analyze the anomalies of network traffic, which can indicate the occurrence of cyberthreats.

The paper reviews the existing methods and software products designed to analyze anomalies. On their basis, we propose our own original software tool that allows automatic detection of anomalies and subsequent detailed analysis of network service logs according to the metrics chosen by the administrator. The software tool is designed as a web application integrated into the existing infrastructure of the corporate network of a scientific organization. The implementation of the web application showed topicality and relevance of the development of an anomaly detection system.

To further expand the methods of protecting the corporate network, full-featured software has been developed (Autonomous Log Analysis System) that performs automatic analysis and aggregation of network services data and provides interactive means of visualizing results. The system has a convenient graphical interface that allows you to visually evaluate the statistics of detected anomalies. With the help of a software tool, the administrator can identify the most critical incidents and suppress them in the future, changing the configuration of active protection systems.

The software contains tools for constructing diagrams that show the number of anomalies over time periods, their distribution by observable services, sources of threats. It shows data on active clients exposed to threats, frequency of requests for selected protocols, monitors the exceeding of thresholds.

The application of the developed software allows the configuration of the first line of protection against network attacks, improves responsiveness and the effectiveness of intrusion prevention by detecting missed by standard means of protection of incidents.

Keywords: network anomalies, cybersecurity, anomaly detection system, intrusion detection system.

Введение. Развитие современных информационных технологий приводит к повышению уровня «цифровизации» и переводу в киберпространство научных и производственных процессов. Глобальные компьютерные сети глубоко интегрированы в деятельность различных предприятий. Оперативность доступа к информации способствует сокращению издержек производства, повышает эффективность и рентабельность компаний. С другой стороны, такая интеграция может привести к возникновению проблем и потере конфиденциальности данных при несанкционированных внешних воздействиях. Особенно актуальна такая проблема для высокотехнологичных производств, таких как космические исследовательские проекты, для которых обеспечение безопасности данных является одной из приоритетных задач сохранения конкурентоспособности отечественных космических разработок. В этой связи повышается нагрузка на корпоративные системы безопасности как предприятий космической отрасли, так и научноисследовательских институтов, ведущих широкую научную работу с такими предприятиями. Например, в федеральном исследовательском центре «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук» на протяжении многих лет поддерживается тесное сотрудничество между научными подразделениями и предприятиями космической отрасли. Анализ сетевых угроз корпоративной сети научного центра [1] и обеспечение защиты сетевых ресурсов от несанкционированных вмешательств является актуальной задачей.

В данной статье предложены методы обнаружения сетевых угроз и описано программное обеспечение, предназначенное для формирования превентивных мер по защите корпоративной сети научного центра. Работа основана на исследовании аномалий сетевого трафика. Аномалия – это отступление или уклонение от общепринятых норм, поэтому аномальным называют все отступающее или уклоняющееся от правильного или нормального. Под сетевыми аномалиями понимаются отклонения в использовании сетевых ресурсов, доступ к которым предоставляется посредством веб-сервисов и сетевых приложений.

Обнаружение аномалий на сегодняшний день является одним из активно развивающихся направлений в области обеспечения кибербезопасности. Это связано с тем, что аномалии в большинстве случаев являются начальной стадией сетевых атак, которые могут повлечь как негативные нематериальные последствия, так и финансовые убытки для организаций, имеющих существенное представительство в киберпространстве. Как правило, такие аномалии являются результатом разведки или «пробой силы» для дальнейшего использования обнаруженных проблем в системе безопасности с целью получения коммерческой выгоды. Выявление и классификация аномалий предполагает непрерывный процесс мониторинга событий в компьютерных системах и сетях, в связи с чем требуется обработка больших объёмов данных, генерируемых этими источниками. Для этих целей используются автоматизированные системы обнаружения вторжений [2]. Существуют коммерческие программные продукты, которые позволяют анализировать трафик на предмет аномалий и угроз в реальном времени. Ограничивающими факторами использования таких систем является высокая стоимость и закрытая архитектура, что затрудняет их адаптацию под инфраструктуру организации.

Методам анализа аномалий сетевого трафика посвящен целый ряд современных научных исследований. Описываются современные типы систем обнаружения и различные техники детектирования сетевых атак и перспективные направления их развития [3]. Недостатками существующих систем также являются высокий уровень ложных срабатываний и сложность создания обучающей выборки. Использование обобщённой классификации [4] позволяет частично компенсировать первый недостаток, предоставляя прозрачный набор признаков для идентификации аномалии. Для точного обнаружения аномалий используются различные аналитические алгоритмы. Например, метод каскадной кластеризации в объединении с деревьями решений [5] позволяет достигать высокой точности на экспериментальных данных с уровнем обнаружения аномалий выше 90 %. Гибридные методы обнаружения аномалий, основанные на нейронечетких и иммунных классификаторах [6], позволяют найти компромиссное решение между точностью обнаружения аномалий и поиском неизвестных типов угроз. Методы мультифакторного анализа временных рядов загруженности процессора [7] не показали высоких результатов и требуют точного подбора параметров для анализа. В работе [8] применялся метод кластеризации, использующий оценку плотности в пространстве характеристик событий. Построенная функция плотности позволила выделять области кластеров нормальных событий, и в случае, если событие не удовлетворяет ни одному кластеру, то классифицировать его как аномальное. Большинство рассмотренных работ имеют теоретическую направленность и высокий уровень сложности реализации предлагаемых методов и алгоритмов, что накладывает существенные ограничения при решении с их помощью практических задач обеспечения информационной безопасности.

В этой статье предложены программные средства для выполнения первичной автоматической классификации по источникам возникновения аномалий и инструменты для детального анализа по заданным метрикам. Такой подход потребовал разработки вебприложения анализа журналов сетевых служб [9], интегрированного в действующую инфраструктуру корпоративной сети научного центра и обеспечивающего работу с минимальными затратами ресурсов. Построение веб-приложения анализа журналов и применение его на реальных данных показало актуальность развития подобных средств обеспечения веб-безопасности в корпоративной сети. Развитием данного подхода стало полнофункциональное программное обеспечение – автономная система анализа журналов сетевых служб. Новое программное обеспечение расширяет существующие средства обеспечения безопасности дополнительными сервисами, предназначенными для выявления аномалий на граничных участках инфраструктуры корпоративной сети. Использование этой системы позволяет выполнять конфигурацию первой линии защиты от сетевых атак за счет выявления пропущенных стандартными средствами защиты инцидентов, что повышает качество ее работы и оперативность реагирования.

Инструмент анализа журналов сетевых служб. Основой для создания веб-приложения анализа журналов сетевых служб служит дополненная модель обеспечения информационной безопасности (рис. 1). Модель расширяет существующую модель информационной безопасности научного центра за счет включения системы обработки журналов сетевых служб, предназначенной для обнаружения аномалий и выявления их источников. Задача обеспечения информационной безопасности требует учитывать ограничения, основанные на политике безопасности организации [10], её технических средствах и финансовых ограничениях. Входным параметром данной модели служит взаимодействие пользователя с сетевыми службами организации, которое документируется в журналах обращений (лог-файлах). В свою очередь исполнителями выступают администраторы служб, уже интегрированные системы определения/предотвращения вторжений и предлагаемая система обработки журналов сетевых служб. В результате мы получаем список IP-адресов источников аномалий и потенциальных угроз безопасности.

Реализация модели информационной безопасности выполнена в виде сервисного программного обеспечения – инструмента анализа журналов сетевых служб. Программный инструмент выполняет анализ поведения пользователей сетевых ресурсов на соответствие существующим легитимным сценариям. Основополагающим требованием к разрабатываемому инструменту являлась совместимость с программным обеспечением, используемым в инфраструктуре корпоративной сети Красноярского научного центра, в частности, операционные системы Unix и веб-сервер Арасhе. Для построения приложения была предложена модель функционирования инструмента анализа журналов сетевых служб (рис. 2).

Модель содержит блоки предобработки данных, группировки по адресам и сверки параметров сетевых аномалий с параметрами выделенных групп, которые должен обнаруживать инструмент анализа. На вход модели поступают журналы веб-сервисов, а результатом работы программного инструмента являются IP-адреса провайдеров аномалий. Инструмент анализа адаптирован для обработки журналов веб-сервера Apache. Имена для доступа к файлам журналов на локальной машине указываются в веб-интерфейсе, таким образом можно анализировать журналы нескольких виртуальных хостов, размещённых на одном веб-сервере. Записи журналов сервера группируются по признаку «IP-адрес источника» и в дальнейшем проходят сверку с заданными администратором метриками, изменяемыми в интерфейсе. В случае если группа удовлетворяет описанной метрике, она помечается как группа риска и отображается в интерфейсе. Интерфейс программного обеспечения показан на рис. 3.

Разработанный инструмент успешно показал себя на реальных данных журналов корпоративной сети. Были успешно выявлены попытки probe, xss, r2l угроз [11], а также выделена группа риска с источниками угроз (рис. 4).

Полученные результаты подтвердили актуальность развития модели обеспечения кибербезопасности корпоративной сети Красноярского научного центра и необходимость проведения дальнейших исследований в данном направлении. Результатом развития модели безопасности стала автономная система обнаружения аномалий.




Fig. 1. The model of information security with a system of processing logs





Fig. 2. The model of the functioning of the tool for analyzing the logs of network services

Анализ лог-файлов на Параметры:	предмет интер	нет-угроз	
Введите имя файла ло	га посещения:	icm-access.log	
Введите имя файла ло	га ошибок: ісп	n-error.log	
Доступ к Admin:			
Введите временной ин	нтервал группи	ровки: 2	
Введите количество за	апросов: 5		
Параметры для DOS:			
Временной интервал	- Количество	запросов	Анализ

Рис. 3. Инструмент анализа журналов сетевых служб

Fig. 3. Network Services Log Analysis Tool

```
Группа риска:
203.152.218.98
                             203.152.218.98
                             195.191.55.144
временной отрезок
Начало:
Sat Dec 01 18:31:08 2012
count 10
временной отрезок
Начало:
Sat Dec 01 18:37:58 2012
count 32
временной отрезок
Начало:
Sat Dec 01 18:49:44 2012
count 42
```

Рис. 4. Результаты анализа журналов сетевых служб

Fig. 4. Results of the analysis of network service logs



Рис. 5. Модель функционирования системы

Fig. 5. Model of the system functioning

Автономная система обнаружения аномалий. Ключевыми задачами создания автономной системы обнаружения аномалий являются:

 автоматизация процессов анализа журналов сетевых служб;

 агрегация данных с нескольких сетевых служб и сервисов;

 создание интерактивного интерфейса для отображения данных и результатов анализа.

Решение поставленных задач позволяет построить систему, аналогичную по функционалу узловым системам обнаружения вторжений [12]. Для обнаружения и анализа угроз рассматриваются журналы сетевых служб – веб-сервера, ftp-сервера и файервола (межсетевого экрана).

Предложена модель функционирования автономной системы обнаружения аномалий, представленная на рис. 5. Модель описывает функциональные блоки, ответственные за автоматизацию, получение конфигурации системы анализа из СУБД, получение, предобработку и анализ данных, запись обнаруженных аномалий в таблицу СУБД.

Поддерживается кроссплатформенная реализация программного обеспечения для его дальнейшего использования под управлением операционных систем семейства Windows и Unix. Хранение данных системы выполняется в кроссплатформенной СУБД MySQL.

Автоматизация. Для автоматизации используются утилиты управления задачами cron [13] (для Unix) или «Планировщик заданий» (для Windows). Эти планировщики интегрированы в большинстве дистрибутивов операционных систем. Они позволяют гибко задавать расписание запуска приложения, минимизировать участие пользователя в процессе выполнения программы после ее установки и настройки и тем самым обеспечивают требуемую автоматизацию процессов обработки данных.

**Получение конфигурации.** В конфигурационной таблице базы данных содержатся следующие параметры работы системы: IP-адрес наблюдаемого узла, имя сервиса, учётные данные для получения журналов сервиса, расположение журналов в файловой системе, имена журналов веб-сервера, имена журналов ftp-сервера, имя журнала файрвола, тип используемого программного обеспечения, параметры аномалий, характерные для данного сервиса, список допустимых адресов, определенных администратором. Конфигурирование системы производится через дополнительную страницу веб-интерфейса (рис. 6).

**Получение журналов и предобработка данных.** После запуска приложение обращается к базе за списком источников с последующим получением журналов по протоколу ftp. При получении одного из журналов в фоновом режиме запускается программа его анализа и выполняется переход к следующему журналу в списке конфигурации. Таким образом, при получении *n* журналов выполняется *n* работающих экземпляров приложения, которые позволяют обеспечить параллельную обработку данных, тем самым ускорив процесс анализа и функционирования системы в целом.

Группировка данных по адресам и отбор по установленным критериям. Для группировки данных по заданным критериям выполняется их фильтрация при помощи утилиты grep [14]. Фильтрация выполняется по IP-адресам локальных служб организации, которые входят в список допустимых адресов, определенных администратором. Кроме того, могут задаваться периоды времени для выбора данных журналов. После фильтрации в локальной копии файла журнала остаются только записи требуемого периода, за который необходимо произвести анализ. На следующем этапе записи группируются по адресу источника и сверяются с установленными в конфигурации метриками аномалий. В случае, если группа запросов удовлетворяет или превышает установленные значения, то её источник отмечается как источник аномалии и производится соответствующая запись в таблицу аномалий. Таблица аномалий обеспечивает хранение информации об обнаруженных инцидентах и содержит следующие поля: ІР-адрес источника аномалии, тип аномалии, название сервиса, на котором обнаружена аномалия, дата и время начала аномальной активности, количество превышений порога, количество запросов к сервису и продолжительность аномальной активности. Результаты анализа аномалий отображаются в интерфейсе программного обеспечения.

Описанные выше процессы позволяют достичь агрегации данных с нескольких сетевых служб и сервисов.

Разработка интерфейса программного обеспечения. При реализации интерфейса использованы следующие программные инструменты: языки HTML, CSS, JS, PHP и библиотеки для взаимодействия с данными – Jquery, D3.js, DC.js. Разработанное программное обеспечение имеет веб-интерфейс [15] и может встраиваться в существующие информационные сервисы корпоративной сети.

Для обеспечения безопасности системы и поддержки целостности собранных данных производится экспорт записей в файл формата csv. Интерфейс программного обеспечения взаимодействует с данными, представленными в файле csv.

С помощью инструментов библиотек d3, dc.js peaлизованы интерактивные диаграммы, отображающие количество обнаруженных аномалий за периоды времени, а также диаграммы распределения источников угроз. Примеры диаграмм показаны на рис. 7.

Address	Folder	Access log	HTTP server	FTP log	Type FTP	SYS log	Type SYS	DOS time	DOS quantity
172.16.*.*	datamask	photo-access.log	apa		*			60	10
172.16.*.*	datamask	professors-access.log	apa		-	÷		60	200
172.16.*.*	datamask	tcmp-access.log	apa	2	×	<b>*</b> 0	20	60	500
172.16.*.*	datamask	icm-access.log	apa			system.log	ipfw	60	500
172.16.*.*	/var/log/***	mail-access.log	apa	dFTP.log	pure	÷		60	350
172.16.*.*	datamask m	odernproblems-access.log	g apa	*	×	sys.log	ufw	60	600
172.16.*.*	/var/log/ * * *	tcmp-access.log	apa	×	*	8		60	300
172.16.*.*	/log/	web.log	iss	ftp.log	w3c	security.log	y win	60	200

Рис. 6. Пример интерфейса конфигурирования системы

Fig. 6. Example of the system configuration interface



Рис. 7. Примеры диаграмм количества обнаруженных аномалий

Fig. 7. Examples of diagrams of the number of detected anomalies



Рис. 8. Пример гистограммы аномалий на наблюдаемых сервисах

Fig. 8. An example of an anomaly histogram on the monitored services



Рис. 9. Пример графика распределения аномалий на временном отрезке

Fig. 9. An example of the distribution of anomalies in a time interval

Построены гистограммы по количеству аномалий на наблюдаемых сервисах и по типу аномалий (рис. 8).

Программное обеспечение позволяет строить графики распределения активности аномалий по периодам времени. Пример графика за период с 2016 года по текущий момент показан на рис. 9.

Наибольшее число анализируемых данных содержится в журналах файервола, поэтому для анализа этих данных программное обеспечение предоставляет дополнительные возможности. Результаты анализа журналов файервола отображаются на отдельной странице интерфейса программного обеспечения, которая содержит развернутую статистику с возможностью сравнения нескольких показателей, а также инструмент дополнительных статистических исследований. Для обеспечения работы с большим объемом данных реализована возможность выбора периода обработки, благодаря чему интерфейс сохраняет допустимую скорость отклика и поддерживает комфортность взаимодействия с пользователями.

Система визуализирует статистику анализа журналов за выбранный временной период. Пользователь может изменять параметры отображения, выбирая величину, относительно которой будут строиться графики: количество превышений порогового значения или суммарное количество обращений за период инцидента. Статистика по самым активным клиентам, подверженным угрозам, показывается в виде столбчатых диаграмм. Детализация информации выполняется при наведении курсора на столбец диаграммы (рис. 10).

Программное обеспечение позволяет рассматривать диаграммы статистики активности агентов угроз на портах сетевого интерфейса. Пример диаграммы, показывающей 20 наиболее нагруженных портов, показан на рис. 11. Программа позволяет выбирать данные по отдельным клиентам из 30 наиболее активных и обращаться к сервису Whois для получения детальной информации об источниках аномалий [16].



Рис. 10. Графики распределения аномалий по временному отрезку, хостам и клиентам

Fig. 10. Graphs of the distribution of anomalies by time interval, hosts and clients





Fig. 11. Anomaly graph for network interface ports



Рис. 12. График корреляции подверженных аномалиям сервисов

Fig. 12. Graph of correlation between services

	HTTP	HTTPS	Telnet	HTTPa	SIP	RDP	SSH	mSQL	Radmin	MySQL
HTTP	1	0,957	-0,2	0,016	-0,104	0,202	-0,072	-0,114	-0,06	-0,017
HTTPS	0,957	1	-0,189	-0,036	-0,086	0,208	-0,03	-0,115	-0,06	0,054
Telnet	-0,2	-0,189	1	-0,17	0,179	-0,191	0,067	0,367	0,027	-0,163
HTTPa	0,016	-0,036	-0,17	1	0,134	-0,031	0,607	-0,351	0,295	0,468
SIP	-0,104	-0,086	0,179	0,134	1	0,464	0,27	0,386	0,4	0,174
RDP	0,202	0,208	-0,191	-0,031	0,464	1	0,279	-0,036	0,241	0,153
SSH	-0,072	-0,03	0,067	0,607	0,27	0,279	1	0,286	0,191	0,618
mSQL	-0,114	-0,115	0,367	-0,351	0,386	-0,036	0,286	1	0,014	-0,204
Radmin	-0,06	-0,06	0,027	0,295	0,4	0,241	0,191	0,014	1	-0,06
MySQL	-0,017	0,054	-0,163	0,468	0,174	0,153	0,618	-0,204	-0,06	1

Коэффициент линейной корреляции для отдельных сервисов

Для выявления возможных взаимосвязей событий на различных портах сетевых интерфейсов выполняется расчёт коэффициентов корреляции и построение графиков для выбранных портов (рис. 12). Событием при этом считается количество зафиксированных попыток доступа к порту за период времени либо количество превышений установленного в конфигурации порога.

Для расширенного анализа рассмотрены сервисы, наиболее подверженные угрозам, и выполнен расчет зависимостей между ними (коэффициентов линейной корреляции Пирсона). Результаты приведены в таблице.

Исходя из результатов проведенного анализа, можно сделать выводы о существовании взаимосвязи событий между следующими интернет-сервисами:

 НТТР–НТТРЅ – обнаружение веб-серверов по открытому и защищенному соединению (0,957);

 – SSH–НТТРа – согласованные попытки обнаружения сервисов удаленного входа и прокси-серверов (0,607); – MySQL–SSH – согласованные попытки обнаружения сетевой базы данных и входа на удаленный сервер (0,618).

Таким образом, существует сильная связь между сетевыми службами, работающими по протоколам HTTP-HTTPS, и при обращении к одной из них велика вероятность попытки доступа ко второй. В свою очередь, доступ по этим протоколам не коррелирует с остальными протоколами, и можно сделать вывод о существенно различных источниках угроз. Среди остальных сервисов наиболее показательным по попыткам доступа является протокол SSH (Secure Shell), доступ к которому может служить индикатором попыток обнаружения слабозащищенных сервисов из второй группы (SSH, MYSQL, HTTPa, SMTP).

Полученная с помощью системы информация и выводы на основе ее дальнейшего анализа могут быть использованы для корректировки конфигурации активных систем информационной безопасности и для предотвращения в дальнейшем инцидентов, характеризующихся подобными событиями. Заключение. В статье проведено исследование сетевых аномалий для журналов интернет-служб. Предложена модифицированная модель обеспечения информационной безопасности корпоративной сети. Реализация модели в виде веб-приложения позволила провести анализ угроз и выявить актуальность развития систем анализа аномалий и интеграции их в инфраструктуру организации.

Результатом работы стало полнофункциональное программное обеспечение – автономная система анализа журналов сетевых служб. Система расширила существующие средства обеспечения безопасности корпоративной сети дополнительными сервисами, предназначенными для выявления сетевых аномалий на граничных участках инфраструктуры.

Разработанная система содержит аналитические инструменты для обнаружения и изучения потенциально опасных сетевых аномалий. Она позволяет выполнять группировку и агрегацию данных, строить диаграммы статистики активности агентов угроз, вычислять зависимости между событиями возникновения аномалий и рассчитывать коэффициенты линейной корреляции для отдельных сервисов. Аналитические функции, реализованные в интерактивном интерфейсе программного обеспечения, позволяют получать детальное представление об исследуемой аномалии в режиме реального времени. Созданные программные компоненты повышают эффективность использования стандартных систем обнаружения и предотвращения вторжений за счет выявления и учета новых нестандартных факторов и зависимостей.

Выполнена апробация и внедрение автономной системы анализа журналов сетевых служб в инфраструктуру корпоративной сети Красноярского научного центра. Ее применение позволило произвести конфигурацию первой линии защиты от сетевых атак с учетом выявленных инцидентов и источников угроз, ранее не рассматриваемых в стандартных средствах защиты, что повысило оперативность реагирования на возникающие угрозы и уровень кибербезопасности организации в целом.

#### Библиографические ссылки

1. Исаев С. В. Кибербезопасность научного учреждения – активы и угрозы // Информатизация и связь. 2015. № 1. С. 53–57.

2. Papadaki M. IDS or IPS: what is best? // Network Security. 2004. Vol. 7. P. 15–19.

3. Котов В. Д., Васильев В. И. Современное состояние проблемы обнаружения сетевых вторжений // Вестник УГАТУ. 2012. № 3(48). С. 198–204.

4. Микова С. Ю., Оладько В. С., Нестеренко М. А. Подход к классификации аномалий сетевого трафика // Инновационная наука. 2015. № 11-2. С. 78–80.

5. Muniyandi A. P. Network Anomaly Detection by Cascading K-Means Clustering and C4.5 decision Tree algorithm // Procedia Engineering. 2012. Vol. 30. P. 174–182.

6. Браницкий А. А., Котенко И. В. Обнаружение сетевых атак на основе комплексирования нейронных,

иммунных и нейронечетких классификаторов // Информационно-управляющие системы. 2015. № 4 (77). С. 69–77.

7. Басараб М. А., Строганов И. С. Обнаружение аномалий в информационных процессах на основе мультифрактального анализа // Вопросы кибербезо-пасности. 2014. № 4 (7). С. 30–40.

8. Нестеренко В. А. Построение и использование функции плотности в пространстве характеристик для выявления аномальных событий // Известия ЮФУ. Технические науки. 2008. № 8. С. 130–134.

9. Кононов Д. Д. Критерии оценки аспектов безопасности при разработке веб-приложений // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч. конф. (8–10 нояб. 2017, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2017. С. 413–414.

10. Подкорытов Д. А. Модель политики безопасности вычислительных систем // Информационноуправляющие системы. 2004. № 1. С. 41–49.

11. Бабенко Г. В. Анализ современных угроз безопасности информации, возникающих при сетевом взаимодействии // Вестник АГТУ. Сер. «Управление, вычислительная техника и информатика». 2010. № 2. С. 149–152.

12. Котов В. Д., Васильев В. И. Современное состояние проблемы обнаружения сетевых вторжений // Вестник УГАТУ. 2012. № 3(48). С. 198–204.

13. Трубачёва И. С. Почему Linux и системы реального времени? // Вестник ВУиТ. 2015. № 2(24). С. 99–106.

14. Шепелев А. Н., Букатов А. А., Пыхалов А. В. Анализ подходов и средств обработки сервисных журналов // ИВД. 2013. № 4(27). С. 15–29.

15. Иванов А. Н., Кознов Д. В., Тыжгеев М. Г. Моделирование интерфейса полнофункциональных webприложений, интенсивно работающих с данными // Вестник СПбГУ. Сер. 10. Прикладная математика. Информатика. Процессы управления. 2009. № 3. С. 189–204.

16. Chaudri A. Internet domain names and interaction with intellectual property // Computer Law & Security Review. 2007. Vol. 23(1). P. 62–66.

#### References

1. Isaev S. V. [Cybersecurity of a scientific institution – assets and threats]. *Informatizatsiya i svyaz*. 2015, No. 1, P. 53–57 (In Russ.).

2. Papadaki M. IDS or IPS: what is best? *Network Security*. 2004, No. 7, P. 15–19.

3. Kotov V. D., Vasilev V. I. [The current state of the problem of detecting network intrusions]. *Vestnik UGATU*. 2012, No. 3(48), P. 198–204 (In Russ.).

4. Mikova S. Y., Oladko V. S., Nesterenko M. A. [Approach to the classification of network traffic anomalies]. *Innovatsionnaya nauka*. 2015, No. 11-2, P. 78–80 (In Russ.).

5. Muniyandi A. P. Network Anomaly Detection by Cascading K-Means Clustering and C4.5 Decision Tree algorithm. *Procedia Engineering*. 2012, No. 30, P. 174–182. 6. Branickij A. A., Kotenko I. V. [Detection of network attacks based on the integration of neural, immune and neuron-fuzzy classifiers]. *Informatsionnoupravlyayushchie sistemy*. 2015, No. 4 (77), P. 69–77 (In Russ.).

7. Basarab M. A. Stroganov I. S. [Detection of anomalies in information processes based on multifractal analysis]. *Voprosy kiberbezopasnosti.* 2014, No. 4 (7), P. 30–40 (In Russ.).

8. Nesterenko V. A. [Construction and use of the density function in the characteristic space to detect abnormal events]. *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki.* 2008, No. 8, P. 130–134 (In Russ.).

9. Kononov D. D. [Criteria for assessing security aspects in the development of Web applications]. *Materialy XXI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXI Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2017, P. 413–414 (In Russ.).

10. Podkorytov D. A. [The Computer Systems Security Policy Model]. *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy*. 2004, No. 1, P. 41–49 (In Russ.).

11. Babenko G. V. [Analysis of current threats to information security arising from network interaction]. *Vestnik AGTU. Seriya: Upravlenie, vyichislitelnaya tekhnika i informatika.* 2010, No. 2, P. 149–152 (In Russ.).

12. Kotov V. D., Vasilev V. I. [The current state of the problem of detecting network intrusions]. *Vestnik UGATU*. 2012, No. 3(48), P. 198–204 (In Russ.).

13. Trubachova I. S. [Why Linux and real-time systems?]. *Vestnik VUiT.* 2015, No. 2(24), P. 99–106 (In Russ.).

14. Shepelev A. N., Bukatov A. A., Pyihalov A. V. [Analysis of approaches and tools for processing service logs]. *IVD*. 2013, No. 4(27), P. 15–29 (In Russ.).

15. Ivanov A. N., Koznov D. V., Tyijgeev M. G. [Modeling the interface of full-featured Web-based applications that work intensively with data]. *Vestnik SPbGU. Seriya 10. Prikladnaya matematika. Informatika. Protsessyi upravleniya.* 2009, No. 3, P. 189–204 (In Russ.).

16. Chaudri A. Internet domain names and interaction with intellectual property. *Computer Law & Security Review*. 2007, No. 23(1), P. 62–66.

© Кулясов Н. В., Исаев С. В., 2018

UDC 519.6; 539.3 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-423-431

**For citation:** Rastorguev G. I., Grishanov A. N., Matveev A. D. [Efficient method of calculating layered conical shells with Lagrange multigrid elements use]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 423–431. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-423-431

Для цитирования: Расторгуев Г. И., Гришанов А. Н., Матвеев А. Д. Эффективный метод расчета слоистых конических оболочек с применением лагранжевых многосеточных элементов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 423–431. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-423-431

## EFFICIENT METHOD OF CALCULATING LAYERED CONICAL SHELLS WITH LAGRANGE MULTIGRID ELEMENTS USE

G. I. Rastorguev<sup>1</sup>, A. N. Grishanov<sup>1</sup>, A. D. Matveev<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University
 20, Karl Marx Av., Novosibirsk, 630073, Russian Federation
 <sup>2</sup>Institute of Computational Modeling SB RAS
 50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
 \*E-mail: mtv241@mail.ru

The increased requirements for strength calculations of space-rocket and aviation technology designs cause the need for the development and improvement of approximate solutions for elasticity theory tasks with small error algorithms.

The article considers the numerical method of calculating elastic layered conical shells (LCS) of various thickness under static loading which are widely used in space-rocket technology. The suggested method uses three-dimensional curvilinear Lagrange multigrid finite elements (MGFE). A system of nested grids is used for MGFE constructing. The fine grid is generated by the basic partition that takes into account MGFE heterogeneous structure. The basic partition dimensionality is reduced with the help of large grids which leads to the system of linear algebraic equations of the small dimension finite elements method. Three-dimensional elasticity theory equations use allows to apply MGFE for calculating LCS of any thickness. Displacements in MGFE are approximated by Lagrange polynomials which, in contrast to power polynomials, gives the opportunity to design big size three-dimensional thin shell elements. Lagrange polynomials nodes coincide in shell thickness with the nodes of MGFE large grids which lie on the shared borders of multi-module layers.

The efficiency of the presented method is that the suggested MGFE generate small dimension discrete models that require  $10^3 - 10^7$  times less electronic computing machine (ECM) memory than basic models. The suggested law of discrete models grinding generates uniform and fast convergence of numerical solutions which allows to make solutions with the specified (small) error.

Examples of LCS calculating (whole ones as well as with holes) under axisymmetric and local loading are given. Comparative analysis of solutions obtained with the help of MGFE, single-grid finite elements and the program complex ANSYS has been conducted.

Keywords: elasticity, conical shell, composites, Lagrange polynomials, multigrid finite elements.

# ЭФФЕКТИВНЫЙ МЕТОД РАСЧЕТА СЛОИСТЫХ КОНИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛАГРАНЖЕВЫХ МНОГОСЕТОЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Г. И. Расторгуев<sup>1</sup>, А. Н. Гришанов<sup>1</sup>, А. Д. Матвеев<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет Российская Федерация, 630073, г. Новосибирск, просп. К. Маркса, 20 <sup>2</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН Российская Федерация, 630036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44 <sup>\*</sup>E-mail: mtv241@mail.ru

Повышенные требования к прочностным расчетам конструкций ракетно-космической и авиационной техники вызывают необходимость разработки и совершенствования алгоритмов приближенных решений задач теории упругости с малой погрешностью.

Рассматривается численный метод расчета упругих слоистых конических оболочек (СКО) различной толщины при статическом нагружении, которые широко применяются в ракетно-космической технике.

В предлагаемом методе используются трехмерные криволинейные лагранжевые многосеточные конечные элементы (МнКЭ). При построении МнКЭ используется система вложенных сеток. Мелкая сетка порождена базовым разбиением, которое учитывает неоднородную структуру МнКЭ. С помощью крупных сеток понижается размерность базового разбиения, что приводит к системе линейных алгебраических уравнений метода конечных элементов малой размерности. Использование уравнений трехмерной теории упругости позволяет применять МнКЭ для расчета СКО любой толщины. Перемещения в МнКЭ аппроксимируются полиномами Лагранжа, что в отличие от степенных полиномов дает возможность проектировать трехмерные тонкие оболочечные элементы больших размеров. Узлы полиномов Лагранжа по толщине оболочки совпадают с узлами крупных сеток МнКЭ, которые лежат на общих границах разномодульных слоев.

Эффективность изложенного метода заключается в том, что предлагаемые МнКЭ порождают дискретные модели малой размерности, для которых требуется в  $10^3 - 10^7$  раз меньше объема памяти ЭВМ, чем для базовых моделей. Предложенный закон измельчения дискретных моделей порождает равномерную и быструю сходимость численных решений, что позволяет строить решения с заданной (малой) погрешностью.

Приведены примеры расчетов СКО (цельных и с отверстиями) при осесимметричном и локальном нагружениях. Выполнен сравнительный анализ решений, полученных с помощью МнКЭ, односеточных конечных элементов и программного комплекса ANSYS.

Ключевые слова: упругость, коническая оболочка, композитные материалы, полиномы Лагранжа, многосеточные конечные элементы.

**Introduction.** The layered conical shells (LCS) are widely applied in the space-rocket and aircraft technology. Unlike cylindrical shells, LCS geometrical and stiffness properties depend on axial coordinate that creates great difficulties during analytical and numerical research of the stress strained state (SSS) of such shells.

Since during shells numerical calculations there is no unified approach suitable for the entire range of shell constructions in use, further research in the field of shells computing mechanics is being continued now. In recent years new numerical methods for LCS calculation have been developing and the existing methods have been improving. The method of differential quadratures developed for the solution of the linear and non-linear equations in partial derivatives [1] is applied to the LCS analysis with the equations of the three-dimensional elastic theory use in conic coordinates [2]. In works [3–5] the method of reference surfaces which is used for calculation of multilayer shells and plates is offered for homogeneous and layered shells in a spatial setting calculation. Movements in shell thickness are approximated by means of Lagrange polynomials, and movements in reference surfaces are set by functions which meet boundary conditions. For calculation of layered conical and cylindrical shells the method of discrete singular convolution is used [6]. At the same time only thin shells which deformation submits to Kirkhgofa-Lyava kinematic hypothesis are considered. The method of finite element (MFE) is the most widespread numerical method when calculating shells. The review of works on calculation of composite shells by means of MFE is provided in [7]. Various options of finite elements (FE) are applied to LCS calculation. For example, in work [8] a curvilinear 4-node FE with 20 degrees of freedom for the bearing layers of a 3-layer shell is used, and a filler interlayer is considered in the elastic theory threedimensional setting. In work [9] the layered conical structures of a shell for bends with the use of isoparametric FE and high order displacement deformation models are analysed.

The increased requirements to modern shell constructions cause the necessity of algorithms of approximate solutions tasks of the elastic theory with the given small error development and improvement. It is difficult to apply the known approaches from the theory of materials strength, or the two-dimensional elastic theory based on the simplifying hypotheses that often leads to a bigger error of the achieved results to obtain such solutions. In this regard there is a need for the development of such FE in which the deformation of a composite shell is considered in three-dimensional setting taking into account its structure without simplifying kinematic and static hypotheses introduction. In works [10; 11] the computational method of composite circular cylindrical shells in a three-dimensional setting with application of multigrid FE (MGFE) in which movements are approximated by means of Lagrange polynomials of various orders is offered.

In this work the numerical computational method of LCS of various form and thickness at the arbitrary static loading in which three-dimensional curvilinear shell type Lagrange MGFE are used is described. The characteristic feature of the MGFE constructing offered procedure is that Lagrange polynomials nodes coincide in shell thickness with MGFE large grids nodes lying on the common borders of multi-module layers. The offered method provides the uniform and fast convergence of approximate solutions that allows to make solutions with the specified (small) error. The effectiveness of the offered MGFE is that they generate discrete models which dimension is several orders less than dimensions of basic models. Examples of calculations are given.

Construction of single-grid FE for conical shell basic model. We will briefly consider the procedure of constructing curvilinear homogeneous single-grid FE (SGFE) construction which create a conic shell basic discrete model on the example of FE  $V^{(1)}$  of the 1st order (fig. 1). The procedure of SGFE construction for cylindrical shells at approximation of fields of movements by degree polynomials is explicitly explained in work [12]. Let us consider that FE order is defined by order of a degree polynomial or a Lagrange polynomial constructed on its nodal grid, and the superscript in the symbol corresponds to the nodal grids quantity in an element. SGFE represents a part of the conical shell with the reference sizes  $h_{x,1}^{(1)}(h_{x,2}^{(1)}) \times h_y^{(1)} \times h_z^{(1)}$  located in a local Cartesian coordinate system  $O_1 x_1 y_1 z_1$ . In fig. 1 designations are introduced:  $z_1 O_1 y_1 - a$  plane of symmetry, cd - a longitudinal axis of a conical shell,  $\alpha -$ FE  $V^{(1)}$  corner angle,  $h_z^{(1)} -$  thickness,  $h_y^{(1)} -$  length (height),  $h_{x,i}^{(1)} = \alpha R_i$  (i = 1, 2),  $R_1, R_2 -$  radiuses of a shell bottom face at FE end faces,  $\beta$  – shell conicity angle, nodes in the drawing are noted by points. Movements, deformations and tension in SGFE  $V^{(1)}$  satisfy to the equations of the three-dimensional elasticity theory, recorded in the local Cartesian coordinate system  $O_1 x_1 y_1 z_1$ .

Taking into account that FE reference sizes are small for minor basic splits, we use 1st order polynomials for approximation of movements functions  $u^{(1)}, v^{(1)}, w^{(1)}$ of element  $V^{(1)}$ 

$$u^{(1)}, v^{(1)}, w^{(1)} = a_1 + a_2 x_1 + a_3 y_1 + a_4 z_1 + a_5 x_1 y_1 + a_6 z_1 x_1 + a_7 z_1 y_1 + a_8 x_1 y_1 z_1.$$
 (1)

The total potential energy of FE  $V^{(1)}$  in a matrix form is the following [13]

$$\Pi^{(1)}(\boldsymbol{\delta}^{(1)}) = \frac{1}{2} \int_{V} (\boldsymbol{\delta}^{(1)})^{T} (\mathbf{B}^{(1)})^{T} \mathbf{D} \mathbf{B}^{(1)} \boldsymbol{\delta}^{(1)} dV - -\int_{V} (\boldsymbol{\delta}^{(1)})^{T} (\mathbf{N}^{(1)})^{T} \mathbf{F}^{(1)} dV - \int_{S} (\boldsymbol{\delta}^{(1)})^{T} (\mathbf{N}^{(1)})^{T} \mathbf{q}^{(1)} dS , \qquad (2)$$

where  $\mathbf{B}^{(1)}$ ,  $\mathbf{D}$  – matrixes of deformations and elastic modules  $V^{(1)}$ ;  $\mathbf{F}^{(1)}$ ,  $\mathbf{q}^{(1)}$  – vectors of volume and surface forces;  $\boldsymbol{\delta}^{(1)}$ ,  $\mathbf{N}^{(1)}$  – a vector of nodal unknowns and a matrix of form functions; V, S – FE  $V^{(1)}$  area and surface; T – transposition.

From  $\partial \Pi^{(1)}(\boldsymbol{\delta}^{(1)}) / \partial \boldsymbol{\delta}^{(1)} = 0$  condition we find formulas for calculation of a stiffness matrix  $\mathbf{K}^{(1)}$  and a nodal forces vector  $\mathbf{P}^{(1)}$  in the local coordinate frame  $O_1 x_1 y_1 z_1$ 



$$\mathbf{K}^{(1)} = \int_{V} (\mathbf{B}^{(1)})^T \mathbf{D} \mathbf{B}^{(1)} dV,$$

$$\mathbf{P}^{(1)} = \int_{V} (\mathbf{N}^{(1)})^{T} \mathbf{F}^{(1)} dV - \int_{S} (\mathbf{N}^{(1)})^{T} \mathbf{q}^{(1)} dS .$$
(3)

Let us note that the continuity of movements on FE curvilinear borders  $V^{(1)}$  (fig. 1) is broken. However, as it is well-known [14], realization of continuity of movements on borders of curvilinear FE is not a necessary condition for convergence of numerical solutions to precise and is checked in each case. The carried out numerical experiments show that at curvilinear homogeneous FE  $V^{(1)}$  reference sizes decrease numerical solutions converge to precise.

In (3) we define integrals numerically. Let us present area V by elementary curvilinear subareas  $V^1, ..., V^N$ , i. e.  $V = \bigcup_{n=1}^{N} V^n$ , N – total number of subareas. For  $V^n$  area let us introduce designations:  $\Delta z = h_z^{(1)} / m_1$ ,  $\Delta y = h_y^{(1)} / m_2$ ,  $\Delta \alpha = \alpha / m_3$ ,  $\Delta \alpha$  – corner angle of area  $V^n$ ;  $m_1$ ,  $m_2$ ,  $m_3$  – the given integral numbers;  $N = m_1 m_2 m_3$ .

The form of area  $V^n$  is a part of the truncated conical shell with thickness  $h(\Delta z = h/\cos\beta)$ , height  $\Delta y$  and corner angle  $\Delta \alpha$ . Let us note that areas  $V^n$  (irrespective of their sizes) geometrically precisely represent FE  $V^{(1)}$  curvilinear area. Let  $x_1^n$ ,  $y_1^n$ ,  $z_1^n$  – area  $V^n$  gravity centre coordinates in the local coordinate system  $O_1x_1y_1z_1$ . The volume  $\Delta V_n$  of area  $V^n$  is defined by the approximate formula  $\Delta V_n = \Delta z \Delta y \Delta \alpha R_n$ , where  $R_n$  – distance from a cone axis to an area  $V^n$  gravity centre. Matrix  $\mathbf{B}^{(1)}$ , which elements are calculated for values of coordinates  $x_1^n$ ,  $y_1^n$ ,  $z_1^n$ , let us designate  $\mathbf{B}^{(1)}(x_1^n, y_1^n, z_1^n)$ . We approximately find a stiffness matrix  $\mathbf{K}^{(1)}$  by virtue to (3) on a formula

$$\mathbf{K}^{(1)} = \sum_{n=1}^{N} \left( \mathbf{B}^{(1)}(x_{1}^{n}, y_{1}^{n}, z_{1}^{n}) \right)^{T} \mathbf{D} \mathbf{B}^{(1)}(x_{1}^{n}, y_{1}^{n}, z_{1}^{n}) \Delta V_{n} .$$
(4)

Fig. 1. Homogeneous FE  $V^{(1)}(V_n^{(1)})(a)$ , the cross section of the FE plane  $z_1O_1y_1(b)$ 

Рис. 1. Однородный КЭ  $V^{(1)}(V_n^{(1)})(a)$ , сечение КЭ плоскостью  $z_1 O_1 y_1(b)$ 

The vector of nodal forces  $\mathbf{P}^{(1)}$  of element  $V^{(1)}$  is also defined numerically.

The differences of the offered curvilinear SGFE  $V^{(1)}$  construction procedure from isoparametric FE construction [13] are as follows. Isoparametric FE use is proved by the necessity of FE stiffness matrix calculation simplification. Curvilinear coordinates are transformed to rectilinear (Cartesian) coordinates, and curvilinear FE is transformed in rectilinear (two – three-dimensional) by the equivalent transformations. Herewith stiffness matrix numerical calculation assumes the known quadrature formulas use [14]. Transformation of curvilinear coordinates demands calculation of a straight line and an inverse Jacobi matrix in each calculated point at a numerical integration.

The offered option of SGFE stiffness matrix calculation (3), (4) is simpler and has the following advantages:

– curvilinear FE  $V^{(1)}$  is projected in the local threedimensional Cartesian coordinate system and therefore there is no need to define a straight line and an inverse Jacobi matrix [13; 14] that is required when using isoparametric FE;

- when constructing approximating displacement functions  $u^{(1)}$ ,  $v^{(1)}$ ,  $w^{(1)}$  FE  $V^{(1)}$  we use the known degree polynomials of the 1st, 2nd and 3rd orders [13] which are recorded in local Cartesian coordinate systems which do not contain FE rigid displacement. In case of local curvilinear coordinate frames at constructing curvilinear shell FE application there is a need to construct such approximating functions of movements in which FE rigid displacements are excluded that is connected with particular difficulties [15];

– the numerical integration is performed according to the simplest formula when in each partial area  $V^n$  the value of function is chosen constant and equal to the value of function in a gravity centre of this area. At decrease of the partial areas sizes the value of a FE  $V^{(1)}$  stiffness matrix in a limit converges to precise value.

Procedures of the 2nd, 3rd order SGFE construction which geometrically are similar to the FE  $V^{(1)}$  form (fig. 1) are similar to the above described.

Further we will consider the construction of MGFE with ideal connections between the heterogeneous structure components in case of movements approximation by Lagrange polynomials on the example of three-grid FE (TGFE)  $V^{(3)}$ . Such element consists of M two-grid FE (TGFE)  $V_m^{(2)}$ , (m = 1, ..., M), each one composed Ν from homogeneous **SGFE** is  $V_n^{(1)}$  (n = 1, ..., N).

**Construction of two-grid FE for a conical shell.** Let us consider the procedure of multilayer TGFE for a conical shell construction on the example of tree-layer TGFE  $V^{(2)}$  of the 3rd order in its thickness which is used when calculating a 3-layer conical shell in thickness h with the reference sizes  $h_{x,1}^{(2)}(h_{x,2}^{(2)}) \times h_y^{(2)} \times h$  located in the local Cartesian coordinate system  $O_2 x_2 y_2 z_2$  (fig. 2). In case of calculating a *k*-layer conical shell it is necessary to use *k*-layer Lagrange TGFE of a *k*-order in thickness.



Fig. 2. Three-Layer TGFE  $V^{(2)}(V_m^{(2)})$ 

Рис. 2. Трехслойный ДвКЭ  $V^{(2)}(V_m^{(2)})$ 

SGFE nodes  $V_n^{(1)}$ , n = 1,...,N, make a fine curvilinear grid on which TGFE large grid is constructed. Let us note that large grid nodes on shell thickness lie on the common borders of TGFE multi-layers which generally have various thicknesses. Lagrange polynomials construction in the local curvilinear coordinate frame  $O_2\xi\eta\zeta$  on TGFE large grid for cylindrical shells is considered in [10; 11] and can be applied to LCS calculation. The basic function  $N_{ijk}$  for node P(i, j, k) (fig. 2) in curvilinear coordinates  $\alpha, \eta, \zeta$ is  $N_{ijk}(\alpha, \eta, \zeta) = L_i(\alpha)L_j(\eta)L_k(\zeta)$ , where  $L_i(\alpha)$ ,  $L_j(\eta)$ ,  $L_k(\zeta)$  – Lagrange polynomials:

$$L_{i}(\alpha) = \prod_{n=1,n\neq i}^{n_{1}} \frac{\alpha - \alpha_{n}}{\alpha_{i} - \alpha_{n}}, \quad L_{j}(\eta) = \prod_{n=1,n\neq j}^{n_{2}} \frac{\eta - \eta_{n}}{\eta_{j} - \eta_{n}},$$
$$L_{k}(\zeta) = \prod_{n=1,n\neq k}^{n_{3}} \frac{\zeta - \zeta_{n}}{\zeta_{k} - \zeta_{n}}.$$
(5)

Using designations  $u_i^{(2)}, v_i^{(2)}, w_i^{(2)}, N_i^{(2)}$  for movements and form functions of TGFE *i* node in the coordinate frame  $O_2 x_2 y_2 z_2$ , movements functions  $u^{(2)}, v^{(2)}, w^{(2)}$ can be given as [13]

$$u^{(2)} = \sum_{i=1}^{n_0} N_i^{(2)} u_i^{(2)} , \quad v^{(2)} = \sum_{i=1}^{n_0} N_i^{(2)} v_i^{(2)} ,$$
$$w^{(2)} = \sum_{i=1}^{n_0} N_i^{(2)} w_i^{(2)} , \quad n_0 = n_1 n_2 n_3 .$$
(6)

We will record the functional of the total potential energy  $\Pi^{(2)}$  for basic TGFE  $V^{(2)}$  split as follows

$$\Pi^{(2)} = \sum_{n=1}^{N} \left( \frac{1}{2} \left( \boldsymbol{\delta}_{n}^{(1)} \right)^{T} \mathbf{K}_{n}^{(1)} \ \boldsymbol{\delta}_{n}^{(1)} - \left( \boldsymbol{\delta}_{n}^{(1)} \right)^{T} \mathbf{P}_{n}^{(1)} \right), \tag{7}$$

where  $\mathbf{K}_n^{(1)}$  – stiffness matrix,  $\mathbf{P}_n^{(1)}$ ,  $\mathbf{\delta}_n^{(1)}$  – vectors of nodal forces and movements of SGFE  $V_n^{(1)}$  which correspond to the coordinate frame  $O_2 x_2 y_2 z_2$ .

The use of small splits generates TGFE with a large number of nodal unknowns. For decrease in TGFE dimension the following procedure is used. By means of functions (6) we present the vector of nodal movements  $\boldsymbol{\delta}_n^{(1)}$  of SGFE  $V_n^{(1)}$ , n = 1, ..., N through the vector of nodal movements  $\boldsymbol{\delta}^{(2)}$  of TGFE  $V^{(2)}$ . As a result, we receive equality

$$\boldsymbol{\delta}_n^{(1)} = \mathbf{A}_n^{(2)} \boldsymbol{\delta}^{(2)}, \qquad (8)$$

where  $\mathbf{A}_{n}^{(2)}$  – a rectangular matrix, n = 1, ..., N.

Substituting (8) in (7) and, following the principle of the total potential energy minimum, i. e.  $\partial \Pi^{(2)}(\delta^{(2)}) / \partial \delta^{(2)} = 0$ , for TGFE  $V^{(2)}$  we get the ratio  $\mathbf{K}^{(2)}\delta^{(2)} = \mathbf{P}^{(2)}$  defining its an equilibrium state where

$$\mathbf{K}^{(2)} = \sum_{n=1}^{N} (\mathbf{A}_{n}^{(2)})^{T} \mathbf{K}_{n}^{(1)} \mathbf{A}_{n}^{(2)}, \mathbf{P}^{(2)} = \sum_{n=1}^{N} (\mathbf{A}_{n}^{(2)})^{T} \mathbf{P}_{n}^{(1)}, \quad (9)$$

 $\mathbf{K}^{(2)}$  – stiffness matrix,  $\mathbf{P}^{(2)}$  – vector of nodal forces TGFE  $V^{(2)}$ .

Procedures of constructing composite Lagrange TGFE of p – order construction, geometrically similar to TGFE  $V^{(2)}$  (fig. 2), with application of Lagrange polynoms of p-order, are similar to the considered procedure.

The calculations show that at increase in dimensions of TGFE basic splits time expenditure on construction of matrixes  $\mathbf{K}^{(2)}$  and  $\mathbf{P}^{(2)}$  according to formulas (9) significantly increases. In this case it is expedient to apply ThrGFE which constraction requires less time expenditure and which generate shells discrete models of smaller dimension, than TGFE.

**Construction of three-grid FE for a conical shell.** We will consider the procedure of multilayer ThrGFE for a conical shell construction we will consider on the example of 3-layer ThrGFE  $V^{(3)}$  of the 3rd order in its thickness with the reference sizes  $h_{x,1}^{(3)}(h_{x,2}^{(3)}) \times h_y^{(3)} \times h$ , disposed in the local Cartesian coordinate system  $O_3x_3y_3z_3$ . ThrGFE has the form similar to TGFE shown in fig. 2. For ThrGFE the order of Lagrange polynomials on coordinates  $x_3$ ,  $y_3$  can be arbitrary, different from the polynomials order on these coordinates in TGFE. ThrGFE has the 3rd order in its thickness h (coordinate  $z_3$ ) which is used when calculating 3-layer conical shells. In case of a *m*-layer conical shell calculation it is necessary to use a *m*-layer Lagrange ThrGFE of *m* order in thickness.

The ThrGFE area consists of M TGFE  $V_m^{(2)}$ , m = 1,...,M which geometrically precisely represent the ThrGFE area. The TGFE nodes, included in ThrGFE, generate a curvilinear grid on which a ThrGFE large grid is being constructed. Let us note that ThrGFE large grid nodes, as well as in case of TGFE lie on the common borders of multi-layers which generally have various thickness. The total potential energy  $\Pi^{(3)}$  of ThrGFE  $V^{(3)}$  is represented by

$$\Pi^{(3)} = \sum_{m=1}^{M} \left(\frac{1}{2} \left(\boldsymbol{\delta}_{m}^{(2)}\right)^{T} \mathbf{K}_{m}^{(2)} \ \boldsymbol{\delta}_{m}^{(2)} - \left(\boldsymbol{\delta}_{m}^{(2)}\right)^{T} \mathbf{P}_{m}^{(2)}\right), \quad (10)$$

where  $\delta_m^{(2)}$  – a nodal movements vector;  $\mathbf{K}_m^{(2)}$ ,  $\mathbf{P}_m^{(2)}$  – a stiffness matrix and a nodal forces vector TGFE  $V_m^{(2)}$ , which correspond to the coordinate frame  $O_3 x_3 y_3 z_3$ , m = 1, ..., M.

Movements functions  $u^{(3)}, v^{(3)}, w^{(3)}$  ThrGFE  $V^{(3)}$ , constructed on a large grid by means of Lagrange polynomials, we will present as

$$u^{(3)} = \sum_{i=1}^{p_0} N_i^{(3)} u_i^{(3)}, \quad v^{(3)} = \sum_{i=1}^{p_0} N_i^{(3)} v_i^{(3)},$$
$$w^{(3)} = \sum_{i=1}^{p_0} N_i^{(3)} w_i^{(3)}, \tag{11}$$

where  $u_i^{(2)}, v_i^{(2)}, w_i^{(2)}, N_i^{(2)}, u_i^{(3)}, v_i^{(3)}, w_i^{(3)}, N_i^{(3)}$  – movements and an *i* node form function of a ThrGFE large grid in the coordinate frame  $O_3x_3y_3z_3$ ;  $p_1, p_2, p_3$  – ThrGFE Lagrange polynomials orders on coordinates  $x_3, y_3, z_3, p_0 = p_1p_2p_3$ .

For decrease in number of ThrGFE nodal unknowns the vector of FE  $V_m^{(2)}$  nodal movements  $\delta_m^{(2)}$  by means of (11) we present through the FE  $V^{(3)}$  vector of nodal movements  $\delta^{(3)}$ . As a result, we obtain equality

$$\boldsymbol{\delta}_m^{(2)} = \mathbf{A}_m^{(3)} \boldsymbol{\delta}^{(3)}, \qquad (12)$$

where  $\mathbf{A}_{m}^{(3)}$  – a rectangular matrix, m = 1, ..., M.

Substituting (12) in (10) and, minimizing a functional  $\Pi^{(3)}$  on movements  $\delta^{(3)}$ , for ThrGFE  $V^{(3)}$  we receive a matrix ratio  $\mathbf{K}^{(3)}\delta^{(3)} = \mathbf{P}^{(3)}$  which corresponds to its equilibrium state, where

$$\mathbf{K}^{(3)} = \sum_{m=1}^{M} (\mathbf{A}_{m}^{(3)})^{T} \mathbf{K}_{m}^{(2)} \mathbf{A}_{m}^{(3)}, \mathbf{P}^{(3)} = \sum_{m=1}^{M} (\mathbf{A}_{m}^{(3)})^{T} \mathbf{P}_{m}^{(2)}.$$
 (13)

where  $\mathbf{K}^{(3)}$ ,  $\mathbf{P}^{(3)}$  – a stiffness matrix and a nodal forces vector of ThrGFE  $V^{(3)}$ .

*Remark 1.* The dimension of a vector  $\mathbf{\delta}^{(3)}$  (i. e. dimension of ThrGFE  $V_m^{(3)}$ ) does not depend on TGFE  $V_m^{(2)}$  total number included in ThrGFE. Therefore, ThrGFE splitting into TGFE  $V_m^{(2)}$  and SGFE  $V_n^{(1)}$  can be arbitrarily small that allows to consider a complex heterogeneous structure and a form of ThrGFE  $V^{(3)}$ .

*Remark 2.* The quantity of TGFE layers can be less than the number of shell layers. For example, when constructing a 6-layer ThrGFE it is possible to use 3-layer TGFE (fig. 2) or 2-layer TGFE. As the calculations show, it leads to decrease in time expenditure with an insignificant change of solution error.

The calculations show that the arrangement of ThrGFE large grid nodes on borders of multi-layers provides the uniform and fast convergence of approximate solutions.

 $\delta_{w,n}$ 

Using ThrGFE, according to the procedure similar to p. 3, we construct 4-grid FE, and k-grid FE,  $k \ge 4$ . Let us note that k-grid FE generate discrete models of conical shells of smaller dimension, than (k-1)-grid FE. The proposed method can be used for calculation of multilayer conical shells with layers of various thickness.

#### **Results of numerical experiments**

Example 1. Let us consider a 4-layer elastic console conical shell under the influence of external pressure qin the Cartesian coordinate system Oxyz, y-axial coordinate, h - thickness, L - shell length. At y = 0 a shell is rigidly restrained. At shell end faces the radiuses of a median surface are equal to R at y = 0 and r at y = L,  $\beta$  – cone angle. Shell layers are isotropic homogeneous bodies. Top and bottom layers have thickness h/6, two internal layers -h/3. Young's modules of 4 layers (starting with internal) are respectively equal: 10E; 3E; 5E; 20E, E – an elastic module, v - Poisson's ratio. The reference points B and C on the external surface of the shell lie on the crossing of the plane *Oyz* and transverse sections y = L/2; L. In calculations 1/4 part of the shell is used. Basic discrete models of the  $R_n^0$  shell consist of the 1st order homogeneous SGFE  $V_n^{(1)}$  with the reference sizes  $h_{xn\,1}^{(1)}(h_{xn\,2}^{(1)}) \times h_{vn}^{(1)} \times h_{zn}^{(1)}$ ,

$$h_{xn,j}^{(1)} = h_{x1,j}^{(1)} / n , \ h_{yn}^{(1)} = h_{y1}^{(1)} / n , \ h_{zn}^{(1)} = h_{z1}^{(1)} / n ,$$
  
$$n = 1, \dots, 5 , \ j = 1, 2 , \qquad (14)$$

j=1 corresponds to  $V_n^{(1)}$  size on the circumferential coordinate at a larger FE end face, j=2- at a smaller end face  $V_n^{(1)}$ . The fine grid dimension of model  $R_n^0$  for 1/4 shell part is determined according to formulas

$$m_n^1 = 324n + 1, \ m_n^2 = 324n + 1,$$
  
 $m_n^3 = 12n + 1, n = 1, ..., 5,$  (15)

where  $m_n^1 - a$  grid dimension in the shell tangential direction,  $m_n^2 - in$  axial,  $m_n^3 - in$  radial.

On basic models  $R_n^0$ , n = 1, ..., 5, we project multigrid discrete models of the  $R_n$  shell which consist of Lagrange ThrGFE size  $81h_{xn,1}^{(1)}(h_{xn,2}^{(1)}) \times 81h_{yn}^{(1)} \times h$ s. ThrGFE consist of Lagrange TGFE with sizes  $9h_{xn,1}^{(1)}(h_{xn,2}^{(1)}) \times 9h_{yn}^{(1)} \times h$ . Lagrange polynomials are used in ThrGFE, which are defined by formulas (5) which in local coordinates have the third order in the tangential and axial direction and the fourth order – in radial that corresponds to quantity of layers in the shell. In discrete models  $R_n$  TGFE and ThrGFE large grids nodes lie on the common borders of heterogeneous layers in shell thickness.

The results of calculations for discrete models  $R_n$  at the following values of parameters are given in tab. 1:  $L = h_0$ ;  $R = h_0$ ;  $r = 0.6h_0$ ;  $h = 0.06h_0$ ;  $q = -0.5q_0$ ;  $h_0 = 1$  m; E = 1 h Pa;  $q_0 = 1$  MPa; v = 0,3;  $\beta = 21,8^0$ . Designations are introduced in tab. 1:  $w_n^* = w_n / (q_0 h_0 E^{-1})$ ,  $\sigma_n^* = \sigma_n / q_0$ , race  $w_n^*$ ,  $\sigma_n^*$  – the dimensionless normal movements and the equivalent stresses (for the model  $R_n$  reference points *B* and *C*). We determine stresses  $\sigma_n^*$  according to the 4th theory of strenght. We get values  $\delta_{\sigma,n}(\%)$ ,  $\delta_{w,n}(\%)$  by the formulas

$$\delta_{\sigma,n}(\%) = 100 \% \times |\sigma_n^* - \sigma_{n-1}^*| / \sigma_n^*,$$
  
(%) = 100 % × |  $w_n^* - w_{n-1}^* | / w_n^*, \quad n = 2, ..., 5.$  (16)

The nature of sizes  $\delta_{w,n}(\%)$ ,  $\delta_{\sigma,n}(\%)$  change shows fast convergence of stress  $\sigma_n^*$  and movements  $w_n^*$ . As for model  $R_5$  the values  $\delta_{w,5}(\%)_B = 0,0049$ ,  $\delta_{w,5}(\%)_C = 0,0232$  and values  $\delta_{\sigma,5}(\%)_B = 0,0272$ ,  $\delta_{\sigma,5}(\%)_C = 0,007$  are small, from the point of view of engineering practice it is possible to consider that movements  $(w_5^*)_B = -0,82302$ ,  $(w_5^*)_C = -0,3879$  and stresses  $(\sigma_5^*)_B = 17,49340$ ,  $(\sigma_5^*)_C = 11,6266$  in the conical shell reference points *B* and *C* are calculated with a small error (less than 0,3 %).

The comparison of the results received by means of ThrGFE (grid1621×1621×61), by means of SGFE  $(grid_{163 \times 163 \times 13})$  received in the ANSYS program complex (PC) and by means of FE for a two-dimensional task of the elasticity theory [13] is given in tab. 2. We will consider the numerical results received by means of twodimensional axisymmetric task statement [13] the most precise within MFE. The smallest error (less than 0,04 %) for the field of movements in the reference points B and C is also provided by ThrGFE. For the equivalent stresses the error is less than 1,2 % for calculation in PC ANSYS, and less than 0.4 % when using ThrGFE. SGFE define movements with an error less than 0.2 % and the stress with an error about 4 % on the free end of a conical shell. The grid size for SGFE exhausts the memory capacity used by electronic computing machine (ECM) that limits the possibility of constructing sequence of solutions by means of SGFE.

The basic discrete model  $R_5^0$  dimension (for 1/4 part of a shell) is 480364020 (approximately 0,48×10<sup>9</sup> of nodal unknowns), MFE SLAE film width – 296710. The  $R_5$ multigrid model has 54300 nodal unknowns, MFE SLAE film width is 2775. Realization of MFE for  $R_5$  multigrid model reduces the order solved by MFE SLAE in 8,8×10<sup>3</sup> times and demands in 0,96×10<sup>6</sup> times less ECM memory capacity than for the basic model  $R_5^0$  in which only SGFE are used. The quantity of ThrGFE (400 ThrGFE) used for calculation in discrete model  $R_5$  is 14,6 times less than the quantity of FE in PC ANSYS (5850 FE). Thus, ThrGFE use when calculating SSS allows to save significantly ECM resources in comparison with PC ANSYS and when using SGFE. **Example 2.** Let us consider a conical shell with geometrical sizes and physical properties from example 1 in which two identical cutouts are located symmetrically relatively the planes Oyz and Oxy, with the length l and a cone angle  $\alpha = \pi/4$ , 4l – the length of a frustum of a cone on the generatrix (fig. 3).



Fig. 3. Shell design scheme

Рис. 3. Расчетная схема оболочки

Standard pressure of the distributed load  $q = -0.5q_0$ ,  $q_0 = 1$  MPa is enclosed on the area of the shell upper face  $0.5L \le y \le 0.75L$  and a cone angle of a loading area  $\gamma = \pi/2$  symmetrically concerning the plane *Oyz*. In calculations we use a half of a shell.

In calculation the same basic discrete models and Lagrange TGFE and ThrGFE as in example 1 are used. The results of calculations for discrete models  $R_n$  (n = 1,...,7) are given in tab. 3. The nature of values change  $\delta_{w,n}(\%)$ ,  $\delta_{\sigma,n}(\%)$  shows fast convergence of the equivalent tension  $\sigma_n$  and normal deflections  $w_n$ .

As for  $R_7$  model deflections values  $\delta_{w,7}(\%)_B = 0,025$ ,  $\delta_{w,7}(\%)_C = 0,030$  and values of streses  $\delta_{\sigma,7}(\%)_B = 0,1098$ ,  $\delta_{\sigma,7}(\%)_C = 0,0178$  are small, it is possible to consider that movements  $(w_7^*)_B = -1,07661$ ,  $(w_7^*)_C = -1,13964$  and stresses  $(\sigma_7^*)_B = 10,01830$ ,  $(\sigma_7^*)_B = 0,61903$  in the reference points *B* and *C* of LCS are calculated with a small error (about 0,03 %) and 0,11 % respectively) that is considered to be an acceptable result from the point of view of engineering practice.

Comparison of these results with the results of task calculation is carried our in PC ANSYS. The dimensionless values of the equivalent stresses  $\sigma^0$  and normal movements  $w^0$  in points *B* and *C* received in PC ANSYS are  $\sigma_B^0 = 9,952$ ,  $\sigma_C^0 = 0,638$  and  $w_B^0 = -1,091$ . The relative accuracies of a deviation of movements and stresses values in points *B* and *C* received in  $R_7$  discrete model when using ThrGFE from the results received in PC ANSYS are less than 1,2 % for movements and less than 3 % for stresses.

In fig. 4 distributions on an external surface of a conical shell of the dimensionless normal movements  $(w^* = w_5^*)$  in sections y = L/2; L and the equivalent stresses  $(\sigma^* = \sigma_5^*)$  in sections y = 0; L/2; L depending on the parameter  $s^* = s/P$ , s – distance from an axis Ozto a point on an external surface of a shell, P – perimeter of a shell cross section half are shown.

Calculation of SSS is carried out by means of ThGFE for  $R_7$  model (solid line) and by means of PC ANSYS (dashed line). In all chosen sections of the composite shell construction it is possible to observe the coincidence of SSS, accepted in engineering calculations, received by means of ThGFE and PC ANSYS.

Thr basic discrete model  $R_7^0$  dimension (for 1/2 of the shell) is 2460017130 (approximately 2,46×10<sup>9</sup> nodal unknowns), the width of MFE SLAE film – 578601. The multigrid model  $R_7$  has 199800 nodal unknowns, the width of MFE SLAE film is equal to 3840. Realization of MFE for the multigrid model  $R_7$  reduces the order of the solved MFE SLAE by 12312 times and demands 1,855×10<sup>6</sup> times less than CEM memory capacity than for the basic model  $R_7^0$  in which SGFE are used. The ThGFE quantity used for calculation in discrete model  $R_7$ (240 FE) is 35 times less than FE quantity used when calculating in PC ANSYS (8436 FE).

				1
P	$(w_n^*)_B$	$\delta_{w,n}$ (%) <sub>B</sub>	$(\sigma_n^*)_{\scriptscriptstyle B}$	$\delta_{\sigma,n}$ (%) <sub>B</sub>
$\Lambda_n$	$(w_n^*)_C$	$\delta_{w,n}(\%)_C$	$(\sigma_n^*)_C$	$\delta_{\sigma,n}$ (%) <sub>C</sub>
$R_1$	-0.82538	-	17.41062	_
1	-0.39056		11.69263	
$R_2$	- <u>0.82341</u>	0.2392	17.46738	0.3249
2	-0.38867	0.4863	11.64802	0.3830
$R_{3}$	- <u>0.82313</u>	0.0340	17.48087	0.0772
ſ	-0.38817	0.1288	11.63100	0.1463
$R_{4}$	- <u>0.82306</u>	0.0085	17.48864	0.0444
7	-0.38799	0.0464	11.62579	0.0448
$R_{5}$	- <u>0.82302</u>	0.0049	17.49340	0.0272
2	-0.38790	0.0232	11.62660	0.0070

The sequence of solutions for a 4-layer conical shell

Сибирский журнал науки и технологий. Том 19, № 3

The method of task solutuion	$\frac{w_B^*}{\delta_w(\%)_B}$	$\frac{w_{C}^{*}}{\delta_{w}(\%)_{B}}$	$\frac{\sigma_{\scriptscriptstyle B}^*}{\delta_{\scriptscriptstyle \sigma}(\%)_{\scriptscriptstyle B}}$	$\frac{\sigma_{C}^{*}}{\delta_{C}(\%)_{C}}$
ThrGFE	$-\frac{0.82302}{0.0255}$	$-\underline{0.38790}$ 0.0387	$\frac{17.49340}{0.3787}$	$\frac{11.62660}{0.0119}$
SGFE	$-\underline{0.82153}$ 0.1556	$-\frac{0.38751}{0.0619}$	$\frac{17.38464}{0.2454}$	$\frac{12.04767}{3.6093}$
PC ANSYS	$-\frac{0.82329}{0.0583}$	$-\frac{0.38871}{0.2476}$	<u>17.447</u> 0.1125	<u>11.760</u> 1.1354
[13]	-0.82281	-0.38775	17.42740	11.62798

Comparison of calculations results received in different variants of solution

Table 3

Table2

The sequence of solutions for a 4-layer conical shell with cutouts

$R_n$	$R_1$	$R_2$	$R_3$	$R_4$	$R_5$	$R_6$	$R_7$
$(w_n^*)_B$	-1.07084	-1.07250	-1.07441	-1.07539	-1.07597	-1.07634	-1.07661
$\delta_{w,n}(\%)_B$	_	0.155	0.178	0.091	0.054	0.034	0.025
$(w_n^*)_C$	-1.12031	-1.13299	-1.13632	-1.13782	-1.13865	-1.13918	-1.13954
$\delta_{w,n}(\%)_C$	_	1.119	0.293	0.132	0.073	0.047	0.030
$(\sigma_n^*)_B$	9.65343	9.82601	9.92132	9.96536	9.99092	10.00730	10.01830
$\delta_{\sigma,n}(\%)_B$	-	1.756	0.607	0.442	0.256	0.164	0.110
$(\sigma_n^*)_C$	0.69330	0.63057	0.62157	0.61965	0.61926	0.61914	0.61903
$\delta_{\sigma,n}$ (%) <sub>C</sub>	_	9.948	1.448	0.310	0.063	0.019	0.018



Fig. 4. Distribution of deflections  $w^*$  (*a*) and stresses  $\sigma^*$  (*b*) on the upper surface of the shell in cross sections: y = L; L/2; 0. ThrGFE – solid line, ANSYS– dashed line

Рис. 4. Распределение прогибов  $w^*(a)$  и напряжений  $\sigma^*(b)$  по верхней поверхности оболочки в поперечных сечениях: y = L; L/2; 0; ТрКЭ – сплошная линия, ПК ANSYS – штриховая линия

Thus, ThrFE use when calculating SSS allows to save significantly CEM resources in comparison with PC ANSYS and SGFE that considerably expands MFE possibilities in multigrid simulation option.

**Conclusion.** In this work the numerical computational method of elastic layered conical shells of various form and thickness at arbitrary static loading is offered. In this method Lagrange MGFE, at construction of which Lagrange approximations are applied, are used. Lagrange

polynomials allow to design large size three-dimensional MGFE. Realization of MFE for conical shells multigrid discrete models demands several orders less ECM memory than when using SGFE, and allows to make calculation of SSS with the given small error for movements and stresses. The given examples show high efficiency of the proposed method of conical shells calculation using MGFE which provide small error of solutions and save ECM resources.

#### References

1. Bellman R., Casti J. Differential quadrature and long-term integration. *J. Math. Anal. Appl.* 1971, Vol. 34, No. 2, P. 235–238.

2. Wu C. P., Hung Y. C., Lo J. Y. A refined asymptotic theory of laminated circular conical shells. *European Journal of Mechanics*. 2002, Vol. 21, No. 2, P. 281–300.

3. Kulikov G. M. Plotnikova C. V. [Solution of the problem of statics for an elastic shell in a spatial statement]. *Doklady RAN*. 2011, Vol. 439, No. 5, P. 613–616 (In Russ.).

4. Kulikov G. M. Plotnikova C. V. [Solution of threedimensional problems for thick elastic shells based on the method of reference surfaces]. *Mekhanika tverdogo tela*. 2014, No. 4, P. 54–64 (In Russ.).

5. Kulikov G. M. Plotnikova C. V. [Method for solving three-dimensional problems of elasticity theory for layered composite plates]. *Mekhanika kompozitnyh materialov*. 2012, Vol. 48, No. 1, P. 23–36 (In Russ.).

6. Ersoy H., Akgoz B., Civalek O. Static analysis of laminated conical shells by discrete singular convolution (DSC). Available at: http://booksc.org/book/28021794/4ed4ce (accessed 26.08.2018).

7. Qatu M. S., Asadi E., Wang W. Review of recent literature on static analyses of composite shells: 2000–2010. *Open Journal of Composite Materials*. 2012, Vol. 2, No. 3, P. 61–86.

8. Bakulin V. N. [Refined model for calculating the SSS of three-layer conical shells of rotation]. *Vestnic MAI*. 2011, No. 2, P. 211–218 (In Russ.).

9. Pinto Correia I. F., Mota Soares C. M., Mota Soares C. A., Herskovits J. Analysis of laminated conical shell structures using higher order models. *Composite Structures*. 2003, Vol. 62, No. 3–4, P. 383–390.

10. Matveev A. D., Grishanov A. N. [Threedimensional composite multigrid finite elements of shell type]. *Izvestiya AltGU*. 2017, No. 4, P. 120–125 (In Russ.).

11. Matveev A. D., Grishanov A. N. Multigrid finite elements in the calculations of multilayer cylindrical shells. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 1, P. 27–36 (In Russ.).

12. Matveev A. D., Grishanov A. N. [Multigrid curvilinear elements in three-dimensional analysis of cylindrical composite panels with cavities and holes]. Uchenye zapiski Kazanskogo universiteta. Seriya: Fiziko-matematicheskie nauki. 2014, Vol. 156, No. 4, P. 47–59 (In Russ.).

13. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L., Zhu J. Z. The finite element method: its basis and fundamentals, Oxford : Elsevier Butterworth-Heinemann, 2013, 715 p.

14. Bate K., Wilson E. *Chislennye metody analiza i metod konechnykh elementov* [Numerical methods in finite element analysis]. Moscow, Stroyizdat Publ., 1982, 448 p.

15. Golovanov A. I., Tyuleneva O. I., Shigabutdinov A. F. *Metod konechnykh elementov v statike i dinamike tonkostennykh konstruktsiy* [Finite element method in statics and dynamics of thin-wall constructions]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 392 p.

### Библиографические ссылки

1. Bellman R., Casti J. Differential quadrature and long-term integration // J. Math. Anal. Appl. 1971. Vol. 34, No. 2. P. 235–238.

2. Wu C. P., Hung Y. C., Lo J. Y. A refined asymptotic theory of laminated circular conical shells // European Journal of Mechanics. 2002. Vol. 21, No. 2. P. 281–300.

3. Куликов Г. М., Плотникова С. В. Решение задачи статики для упругой оболочки в пространственной постановке // Доклады РАН. 2011. № 5. С. 613–616.

4. Куликов Г. М., Плотникова С. В. Решение трехмерных задач для толстых упругих оболочек на основе метода отсчетных поверхностей // Механика твердого тела. 2014. № 4. С. 54–64.

5. Куликов Г. М., Плотникова С. В. Метод решения трехмерных задач теории упругости для слоистых композитных пластин // Механика композитных материалов. 2012. № 1. С. 23–36.

6. Ersoy H., Akgoz B., Civalek O. Static analysis of laminated conical shells by discrete singular convolution (DSC) [Электронный ресурс]. URL: http://booksc.org/book/28021794/4ed4ce (дата обращения: 26.08.2018).

7. Qatu M. S., Asadi E., Wang W. Review of Recent Literature on Static Analyses of Composite Shells: 2000–2010 // Open Journal of Composite Materials. 2012. Vol. 2, No. 3. P. 61–86.

8. Бакулин В. Н. Уточненная модель для расчета НДС трехслойных конических оболочек вращения // Вестник МАИ. 2011. № 2. С. 211–218.

9. Analysis of laminated conical shell structures using higher order models / I. F. Pinto Correia [et al.] // Composite Structures. 2003. Vol. 62, No. 3–4. P. 383–390.

10. Матвеев А. Д., Гришанов А. Н. Трехмерные композитные многосеточные конечные элементы оболочечного типа // Известия АлтГУ. 2017. № 4. С. 120–125.

11. Matveev A. D., Grishanov A. N. Multigrid finite elements in the calculations of multilayer cylindrical shells // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. Vol. 19, No. 1. P. 27–36.

12. Матвеев А. Д., Гришанов А. Н. Многосеточные криволинейные элементы в трехмерном анализе цилиндрических композитных панелей с полостями и отверстиями // Ученые записки Казанского ун-та. Сер. «Физ.-мат. науки». 2014. Т. 156, № 4. С. 47–59.

13. Zienkiewicz O. C., Taylor R. L., Zhu J. Z. The finite element method: its basis and fundamentals. Oxford : Elsevier Butterworth-Heinemann, 2013. 715 p.

14. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. М. : Стройиздат, 1982. 448 с.

15. Голованов А. И., Тюленева О. И., Шигабутдинов А. Ф. Метод конечных элементов в статике и динамике тонкостенных конструкций. М. : ФИЗ-МАТЛИТ, 2006. 392 с.

> © Rastorguev G. I., Grishanov A. N., Matveev A. D., 2018

УДК 512.54 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-432-437

Для цитирования: Сенашов В. И., Белов Д. К. Моделирование слойной структуры бесконечных групп // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 432–437. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-432-437 For citation: Senashov V. I., Belov D. K. [Modeling of the layer structure of infinte groups]. Siberian Journal of Science and Technology. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 432–437 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-432-437

# МОДЕЛИРОВАНИЕ СЛОЙНОЙ СТРУКТУРЫ БЕСКОНЕЧНЫХ ГРУПП

В. И. Сенашов<sup>1,2</sup>, Д. К. Белов<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Институт вычислительного моделирования СО РАН Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44 E-mail: sen1112home@mail.ru <sup>2</sup>Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79 \*E-mail: white94@inbox.ru

Математическое моделирование бесконечных дискретных объектов возможно, если эти объекты удовлетворяют каким-либо условиям конечности. Если все слои элементов в бесконечной группе конечны, то для такой группы возможно функциональное описание мощности слоев. Слоем называется множество всех элементов группы одного порядка. Бесконечные слойно конечные группы впервые исследовались С. Н. Черниковым сначала без названия, а затем в его последующих публикациях за ними закрепилось название слойно конечных групп. Наиболее интенсивные исследования свойств слойно конечных групп проводили в 1940-х – 1950-х годах С. Н. Черников, Р. Бэр, Х. Х. Мухаммеджан. Дается функциональное описание для некоторых слойно конечных групп. Показано, что очень хорошо поддаются визуализации примарные слойно конечные группы и слойно конечные группы в случае двух простых делителей порядков элементов группы. Для примарного случая удобно использовать обычное графическое представление. В случае двух простых делителей порядков элементов слойно конечной группы проведена визуализация функций мощности слоев при помощи поверхностей в трехмерном пространстве. Для большего числа простых делителей порядков элементов предложен подход моделирования слойной структуры полной слойно конечных групп и некоторых конечных расширений этих групп, продемонстрированы их графические представления.

Ключевые слова: группа, слой, мощность слоя, порядок, конечное расширение.

# MODELING OF THE LAYER STRUCTURE OF INFINTE GROUPS

V. I. Senashov<sup>1,2</sup>, D. K. Belov<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Institute of Computational Modelling SB RAS 50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation E-mail: sen1112home@mail.ru <sup>2</sup>Siberian Federal University 79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation \*E-mail: white94@inbox.ru

Mathematical modeling of infinite discrete objects is possible if these objects satisfy any conditions of finiteness. If all the layers of elements in the group are finite, a functional description of the power of the layers for such a group is possible. A layer is a set of all elements of the group of the same order. For the first time the infinite layer-finite groups were investigated by S. N. Chernikov initially without a title, and then in his subsequent publications the name of layer-finite groups was fixed. The most intensive studies of the properties of layer-finite groups were carried out in the 1940s and 1950s by S. N. Chernikov, R. Baer, X. X. Muhammedzhan. The paper gives a functional description for some layer-finite groups. It is shown that primary layer-finite groups and layer-finite groups can be very well visualized in the case of two prime divisors of the orders of the elements of the group. For a primary case, it is convenient to use the usual graphical representation. In the case of two prime divisors of the orders of super-finite group, visualization of the power functions of the layers by means of surfaces in three-dimensional space is carried out. For a larger number of simple order-divisors, an approach for modeling the layer structure of a complete layer-finite group

using subgroup analysis is proposed. In this paper, we study the power functions of the layers for complete layer-finite groups and some finite extensions of these groups, and demonstrate their graphical representations.

Keywords: group, layer, power of layer, order, finite extension.

Введение. Ранее С. Н. Черниковым исследовались бесконечные слойно конечные группы, которые впервые появились в его работах сначала без названия, а затем в его последующих публикациях за ними закрепилось название слойно конечных групп. Мы будем исследовать мощности слоев в некоторых слойно конечных группах. Слоем называется множество всех элементов группы одного порядка.

Наиболее интенсивные исследования свойств слойно конечных групп проводили в 1940-х – 1950-х годах С. Н. Черников, Р. Бэр, Х. Х. Мухаммеджан. К концу 1950-х годов основные свойства были уже получены и опубликованы в различных журналах. В таком виде они оставались до 1980 г., когда появилась монография С. Н. Черникова [1]. Свойства слойно конечных и почти слойно конечных групп рассматриваются в работах [2–13].

Если все слои элементов в группе конечны, то для такой группы возможно функциональное описание мощности слоев.

В статье дается функциональное описание для некоторых слойно конечных групп. Показано, что поддаются визуализации примарные слойно конечные группы и слойно конечные группы в случае двух простых делителей порядков элементов группы. В случае двух простых делителей проведена визуализация при помощи поверхностей в трехмерном пространстве. Для большего числа простых делителей предложен подход при помощи подгруппового анализа. Моделирование слоев в группах при помощи слойных графов можно найти в работах [14; 15].

**Основной результат.** Сначала в качестве примера рассмотрим некоторые слойно конечные *p*-группы и их конечные расширения.

Найдем мощности слоев группы  $C_{p^{\infty}}$ , где p – простое число. В группе  $C_{p^{\infty}}$  один элемент порядка 1, p-1 элемент порядка p,  $p^2 - p$  элементов порядка  $p^2$ , ...,  $p^n - p^{n-1}$  элементов порядка  $p^n$ , ...

График функции мощности слоев группы  $C_{x^{\infty}}$ 

представляет собой точки, лежащие на прямой с уравнением:

$$y = x \frac{p-1}{p}, x \ge p.$$

Изобразим это на графике (рис. 1).

В случае большего числа прямых множителей график функции мощности слоев группы  $\underbrace{C_{p^{\infty}} \times \cdots \times C_{p^{\infty}}}_{m}$  представляет собой точки, лежащие

на кривой с уравнением

$$y = x^m \frac{p^m - 1}{p^m}, x \ge p,$$

где *M* – число квазициклических групп в прямом разложении группы

$$\underbrace{C_{p^{\infty}}\times\cdots\times C_{p^{\infty}}}_{m}.$$

Изобразим это на графике (рис. 2).

При моделировании картины, представляющей собой мощности слоев группы  $C_{p^{\infty}} \times C_{p^k}$ , будем иметь дело с двумя функциями, содержащими значения, соответствующие мощностям слоев, которые имеют вид

$$y = x^2 \frac{p^2 - 1}{p^2}$$
, при  $p \le x \le p^k$ ,  
 $y = x(p^k - p^{k-1})$ , при  $x > p^k$ .

Изобразим это на графике (рис. 3).

График функции мощности слоев группы  $C_{p^{\infty}} \times C_{p^{k}}$ , начиная со значения p до значения  $p^{k}$ , представляет собой точки, лежащие на параболе, и с  $p^{k+1}$  до  $p^{k+m}$  – точки, лежащие на прямой.

Рассмотрим группу  $C_{p^{\infty}} \times C_{q^{\infty}}$ , где p < q. График функции мощности слоев группы  $C_{p^{\infty}} \times C_{q^{\infty}}$  (рис. 4) представляет собой точки, лежащие на сегменте поверхности второго порядка с абсциссами  $p, p^2, ..., p^n, ...,$  и ординатами  $q, q^2, ..., q^n, ...,$  задаваемой уравнением

$$z = x \frac{p-1}{p} y \frac{q-1}{q}, x \ge p, y \ge q.$$

Рассмотрим группы с числом простых делителей элементов, больше двух. Для примера, рассмотрим группу  $C_{2^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{5^{\infty}}$ . Изобразить ее мощности слоев сложно, для этого удобно работать в четырехмерном пространстве. Будем работать с подгруппами, отвечающими паре простых чисел. Например, 2, 3, изображая мощности части слоев, отвечающие номерам слоев, делящихся на 2 и 3. Получается подгруппа  $C_{2^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \cdot$ 

Функция мощности слоев этой подгруппы будет иметь вид

$$z = \frac{4xy^2}{9}, x \ge p, y \ge q$$

Слойная картина в этом случае будет иметь вид, представленный на рис. 5.

Видно, что полученная иллюстрация представляет точки с абсциссами 2,  $2^2$ ,  $2^3$ , ... и ординатами 3,  $3^2$ ,  $3^3$ , ..., лежащие на сегменте поверхности.

Еще рассмотрим пару простых чисел 3, 5, изображая мощности части слоев, отвечающие номерам слоев, делящихся на 3 и 5. Получается подгруппа  $C_{3^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{5^{\infty}}$ .

Функция мощности слоев этой подгруппы будет иметь вид



 $z = \frac{32x^2y}{45}, x \ge p, y \ge q.$ 

Слойная картина в этом случае показана на рис. 6. Видно, что полученная иллюстрация представляет точки с абсциссами 3, 3<sup>2</sup>, 3<sup>3</sup>, ... и ординатами 5, 5<sup>2</sup>, 5<sup>3</sup>, ..., лежащие на сегменте поверхности.







Порядок элементов

Рис. 2. График функции мощности слоев группы  $\underbrace{C_{p^{\infty}} \times \cdots \times C_{p^{\infty}}}_{m}$ 





Рис. 3. Слойная картина группы  $C_{p^{\infty}} \times C_{p^{k}}$ 

Fig. 3. A layered picture of the group  $C_{p^{\infty}} \times C_{p^{k}}$ 



Порядок элементов

Рис. 4. Слойная картина группы  $\,C_{p^{^\infty}}\!\times\!C_{q^{^\infty}}$ 

Fig. 4. A layered picture of the group  $C_{p^{\infty}} \times C_{q^{\infty}}$ 

Осталось рассмотреть случай пары чисел 2 и 5. Этому случаю соответствует подгруппа  $C_{_{\gamma^\infty}}\times C_{_{5^\infty}}$  .

Функция мощности слоев этой группы будет иметь вид

$$z = \frac{2xy}{5}, x \ge p, y \ge q$$

Слойная картина в этом случае будет иметь вид, представленный на рис. 7.

Видно, что полученная иллюстрация представляет точки с абсциссами 2, 2<sup>2</sup>, 2<sup>3</sup>, ... и ординатами 5, 5<sup>2</sup>, 5<sup>3</sup>, ..., лежащие на сегменте поверхности второго порядка.

Рассматривая эти три подгруппы, можно представить себе, как выглядит слойная картина группы  $C_{2^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \cdot C_{5^{\infty}}$ .

Аналогично рассмотренному примеру можем рассматривать произвольную полную слойно конечную группу (так как полная слойно конечная группа является прямым произведением конечного числа квазициклических групп) с числом делителей порядков элементов больше двух.



Рис. 5. Слойная картина подгруппы  $C_{2^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{3^{\infty}}$ 

Fig. 5. A layered picture of the group  $\,C_{2^\infty} \times C_{3^\infty} \times C_{3^\infty}$ 



Рис. 6. Слойная картина подгруппы  $\,C_{\!\!\!3^\infty} \times C_{\!\!\!3^\infty} \times C_{\!\!\!5^\infty}$ 

Fig. 6. A layered picture of the group  $C_{3^{\infty}} \times C_{3^{\infty}} \times C_{5^{\infty}}$ 



Рис. 7. Слойная картина подгруппы  $\,C_{_{2^{^\infty}}} \times C_{_{5^{^\infty}}}$ 

Fig. 7. A layered picture of the group  $C_{2^{\infty}} \times C_{5^{\infty}}$ 

Заключение. В статье найдены функции, по которым вычисляются мощности слоев некоторых полных слойно конечных групп и их конечных расширений, продемонстрированы их графические представления. Построены графики для функций, описывающих мощности слоев примарных слойно конечных групп. В случае двух простых делителей порядков элементов группы проведена визуализация при помощи поверхностей в трехмерном пространстве. Для большего числа простых делителей предложен подход при помощи подгруппового анализа.

#### Библиографические ссылки

1. Черников С. Н. Группы с заданными свойствами системы подгрупп. М. : Наука, 1980. 384 с.

2. Сенашов В. И. Слойно конечные группы. Новосибирск : Наука, 1993. 158 с.

3. Черников С. Н. Бесконечные слойно конечные группы // Мат. сб. 1948. Т. 22, № 64. С. 101–133.

4. Сенашов В. И., Шунков В. П. Почти слойная конечность периодической части группы без инволюций // Дискретная математика. 2003. Т. 15, № 3. С. 91–104.

5. Сенашов В. И. Группы с условием минимальности для не почти слойно конечных подгрупп // Укр. мат. журн. 1991. Т. 43, № 7, 8. С. 1002–1008.

6. Сенашов В. И. Достаточные условия почти слойной конечности группы // Укр. мат. журн. 1999. Т. 51, № 4. С. 472–485.

7. Сенашов В. И. О группах с сильно вложенной подгруппой, обладающей почти слойно конечной периодической частью // Укр. мат. журн. 2012. Т. 64, № 3. С. 384–391.

8. Сенашов В. И. Почти слойно конечные группы. LAP Lambert Academic Publishing, 2013. 106 с.

9. Сенашов В. И. Почти слойная конечность периодической группы без инволюций // Укр. мат. журн. 1999. Т. 51, № 11. С. 1529–1533.

10. Сенашов В. И. Взаимоотношения почти слойно конечных групп с близкими классами // Вестник СибГАУ. 2014. Т. 15, № 1. С. 76–79.

11. Сенашов В. И. Свойства локально-циклических групп // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т.19, № 2. С. 290–293.

12. Сенашов В. И. Графы групп // Информационные технологии в математике и математическом образовании : материалы IV Всерос. науч.-метод. конф. с междунар. участием 18–19 нояб. 2015, г. Красноярск,. Краснояр. гос. пед. ун-т. С. 93–98.

13. Сенашов В. И. Слойно конечные и почти слойно конечные группы // Информационные технологии и математическое моделирование : избр. ст. IX науч. интернет-конф. с междунар. участием. 2016. С. 69–87.

14. Сенашов В. И., Ооржак О. М. О. Слойные графы групп // Вестник Тувинского государственного университета. Технические и физико-математические науки. 2015. Т. 26, № 3. С. 145–150.

15. Сенашов В. И., Герасимова А. М. О слойных графах групп // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 2, № 13. С. 303–304.

#### References

1. Chernikov S. N. *Gruppy s zadannymi svoystvami sistemy podgrupp* [Groups with given properties of a system of subgroups]. Moscow, Glavnaya redaktsiya fiziko-matematicheskoy literatury Publ., 1980, 384 p.

2. Senashov V. I. *Sloyno konechnyye gruppy* [Layer-finite groups]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1993, 158 p.

3. Chernikov S. N. [Infinite layer-finite groups]. *Mat. sb.* 1948, Vol. 22, No. 1, P. 101–133 (In Russ.).

4. Senashov V. I., Shunkov V. P. [Almost layer finiteness of the periodic part of a group without involutions]. *Diskretnaya matematika*. 2003, Vol. 15, No. 3, P. 91–104 (In Russ.).

5. Senashov V. I. [Groups with the minimality condition for not almost layer-finite finite subgroups]. *Ukr. mat. zhurn.* 1991, Vol. 43, No. 7–8, P. 1002–1008 (In Russ.).

6. Senashov V. I. [Sufficient conditions for the almost layer finiteness of the group]. *Ukr. mat. zhurn.* 1999, Vol. 51, No. 4, P. 472–485 (In Russ.).

7. Senashov V. I. [On groups with strongly embedded subgroups having an almost layer-wise finite periodic part]. *Ukr. mat. zhurn.* 2012, Vol. 64, No. 3, P. 384–391 (In Russ.).

8. Senashov V. I. *Pochti sloyno konechnyye gruppy* [Almost layered finite groups]. LAP Lambert Academic Publishing, 2013, 106 p.

9. Senashov V. I. [Pochti sloynaya konechnost' periodicheskoy gruppy bez involyutsiy]. *Ukr. mat. zhurn.* 1999, Vol. 51, No. 11, P. 1529–1533 (In Russ.).

10. Senashov V. I. [Mutual relations of almost layered finite groups with close classes]. *Vestnik SibGAU*. 2014, Vol. 15, No. 1, P. 76–79 (In Russ.).

11. Senashov V. I. [Properties of locally cyclic groups]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 2, P. 290–293 (In Russ.).

12. Senashov V. I. [Graphs of groups]. Materialy IV Vseross. nauch.-metod. konf. s mezhdun. uchastiyem Informatsionnyye tekhnologii v matematike i matematicheskom obrazovanii. Krasnoyarsk, 18–19 November 2015. Krasnoyarsk. state. ped. un-t Publ., P. 93–98 (In Russ.).

13. Senashov V. I. [Layer-finite and almost layer-finite groups]. *Informatsionnyye tekhnologii i mate-maticheskoye modelirovaniye. Izbr. stat'i IX Nauchn. internet-konf. s mezhdun. uchastiyem.* 2016, P. 69–87 (In Russ.).

14. Senashov V. I., Oorzhak O. M. O. [Layered graphs of groups]. Vestnik Tuvinskogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskiye i fiziko-matematicheskiye nauki. 2015, Vol. 26, No. 3, P. 145–150 (In Russ.).

15. Senashov V. I., Gerasimova A. M. [On layer graphs of groups]. *Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki*. 2017, Vol. 2, No. 13, P. 303–304 (In Russ.).

© Сенашов В. И., Белов Д. К., 2018

UDC 539.374 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-438-444

For citation: Senashov S. I., Filyushina E. V. [Modeling of plastic flow between rigid plates approaching to a constant acceleration]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 438–444. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-438-444

Для цитирования: Сенашов С. И., Филюшина Е. В. Моделирование пластического течения между жесткими плитами, сближающимися с постоянным ускорением // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 438–444. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-438-444

## MODELING OF PLASTIC FLOW BETWEEN RIGID PLATES APPROACHING TO A CONSTANT ACCELERATION

S. I. Senashov\*, E. V. Filyushina

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail sen@sibsau.ru

In this paper we study equations describing a slow plastic flow of material. In this case the material is in the flat state of stress. The paper presents the equations that can be used to simulate slow plastic material flows compressed between rigid plates, converging with constant acceleration. In the above equations we neglect convective terms, which greatly simplifies all calculations. The Lie algebra of point symmetries admitted by these equations is calculated for reduced equations. It has dimension eight. The optimal system of one-dimensional subalgebras is constructed for this algebra. It allows to give a view of all the different invariant solutions of rank two. That means such solutions depend only on two independent variables. To demonstrate this we offer a table of switches of all basis operators, as well as a table of all internal automorphisms functioning. One of the solutions, which simulates the slow plastic flow of the material compressed between rigid plates, converging with constant acceleration, built in. Among the most popular solutions in the flat theory of ideal plasticity is the Prandtl's solution, which describes the compression of a plastic layer between rigid plates. In this case, the plates approach at a constant speed. The popularity of the solution is explained by its simplicity, as well as the fact that it can be used to describe various technological processes. The analogue of such a solution for the plane stress state cannot be constructed. In general, there are big problems with finding analytical solutions for the plane state of stress. It is caused by the fact that the equations describing this state are quite complex, even in spite of their linearization. In one of the previous works, one of the authors of the present article managed to find a solution that describes compression of a plastic layer between rigid plates which converge with constant acceleration. In this work the analogue of such a solution is found for the plane stress state. The authors hope that the suggested solution can also be used for the analysis of real technological processes.

Keywords: plane stress, the exact solution, non-stationary process.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЛАСТИЧЕСКОГО ТЕЧЕНИЯ МЕЖДУ ЖЕСТКИМИ ПЛИТАМИ, СБЛИЖАЮЩИМИСЯ С ПОСТОЯННЫМ УСКОРЕНИЕМ

С. И. Сенашов\*, Е. В. Филюшина

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

Изучаются уравнения, описывающие медленные пластические течения материала. При этом материал находится в плоском напряженном состоянии. Приведены уравнения, которые можно использовать для моделирования медленных пластических течений материала, сжимаемого жесткими плитами, сближающимися с постоянным ускорением. В приведенных уравнениях мы пренебрегаем конвективными членами. Это позволят значительно упростить все вычисления. Для уравнений вычислена алгебра Ли точечных симметрий, допускаемая этими уравнениями. Она имеет размерность восемь. Для этой алгебры построена оптимальная система одномерных подалгебр. Это позволяет привести вид всех различных инвариантных решений ранга два, т. е. таких решений, которые зависят только от двух независимых переменных. Для этого приведена таблица коммутаторов всех базисных операторов, а также таблица действия всех внутренних автоморфизмов. Одно из таких решений, которое моделирует медленные пластические течения материала, сжимаемого жесткими плитами, сближающимися с постоянным ускорением, и построено в статье. Самое популярное решение в плоской теории идеальной пластичности – это решение Прандтля, которое описывает сжатие пластического слоя жесткими плитами. При этом плиты сближаются с постоянной скоростью. Популярность решения объясняется его простотой, а также тем, что его можно использовать для описания различных технологических процессов. Аналог такого решения для плоского напряженного состояния построить не удается. Да и вообще с построением аналитических решений для плоского напряженного состояния большие проблемы. Это связано с тем, что уравнения, описывающие это состояние, достаточно сложные, даже несмотря на их линеаризацию. В одной из предыдущих работ одному из авторов этой статьи удалось построить решение, описывающее сжатие пластического слоя жесткими плитами, которые сближаются с постоянным ускорением. В этой статье аналог такого решения построен и для плоского напряженного состояния. Авторы надеются, что построенное решение тоже удастся использовать для анализа реальных технологических процессов.

Ключевые слова: плоское напряженное состояние, точное решение, нестационарный процесс.

Introduction. The most popular decision in the flat theory of ideal plasticity is the one of Prandtl which describes compression of a plastic layer between rigid plates. At the same time plates approach at a constant speed. The popularity of the decision is explained by its simplicity and also by the fact that it can be used for the description of various technological processes as well as rocks [1–7]. The analog of such decision for flat tension state cannot be constructed. It is connected with the fact that the group of symmetries allowed by equations in case of flat deformation, differs from group of pure shear yield stress in case of flat tension [8–15]. In general, there is a big problem with analytical decisions for flat tension, which is caused by the fact that equations describing this state are rather complex, even despite linearization. In work [8] one of authors managed to find a solution describing compression of a plastic layer between rigid plates which approach with continuous acceleration for the case of flat deformation. In this work the analog of such solution is also framed for flat tension state. Authors hope that the solution will be also used for the analysis of real technological processes.

We will consider the equations describing flat tension state flat state of stress

$$\frac{\partial u}{\partial t} = \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau}{\partial y}, \quad \frac{\partial v}{\partial t} = \frac{\partial \tau}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y}, \quad (1)$$

$$\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y + 3\tau^2 = 3k^2, \qquad (2)$$

$$\frac{\frac{\partial u}{\partial x}}{2\sigma_{x} - \sigma_{y}} = \frac{\frac{\partial v}{\partial y}}{2\sigma_{y} - \sigma_{x}} = \frac{\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}}{6\tau},$$
 (3)

where  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$ ,  $\tau$  – components of stress tension tensor; *u*, *v* – velocity vector components; *k* – pure shear yield stress.

System (1)–(3) is a system of five equations for five unknown functions.

Applying the ratios (2)–(3), equations (1)–(3) may be written down only in terms of function u, v.

We obtain

$$2\sigma_{x} - \sigma_{y} = \lambda \frac{\partial u}{\partial x}, \ 2\sigma_{y} - \sigma_{x} = \lambda \frac{\partial v}{\partial y},$$
$$\lambda \left( \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) = 6\tau,$$

$$\lambda = 3\sqrt{3}k \left[ \left( 2\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( 2\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 - \left( 2\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \left( 2\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{3}{4} \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \right]^{-2},$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \frac{\lambda}{3} \left( 2\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \frac{\lambda}{6} \left( 2\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), \quad (4)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \frac{\lambda}{6} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \frac{\lambda}{3} \left( 2\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right).$$

Group properties of the equations flat state of stress. We will find the group of point symmetries allowed by the system of flat tension equations. We will construct the optimum system of one-dimensional subalgebras and also give a type of all invariant solutions of rank one.

*Theorem.* Equations (4) allow the group of continuous transformations generated by operators

$$X_{0} = \frac{\partial}{\partial t}, X_{1} = \frac{\partial}{\partial x}, X_{2} = \frac{\partial}{\partial y},$$

$$Y_{1} = \frac{\partial}{\partial u}, Y_{2} = \frac{\partial}{\partial v}, T = x\frac{\partial}{\partial v} - y\frac{\partial}{\partial u},$$

$$Z = y\frac{\partial}{\partial x} - x\frac{\partial}{\partial y} + v\frac{\partial}{\partial u} - u\frac{\partial}{\partial v},$$

$$= t\frac{\partial}{\partial t} + x\frac{\partial}{\partial x} + y\frac{\partial}{\partial v}, M = t\frac{\partial}{\partial t} + u\frac{\partial}{\partial u} + v\frac{\partial}{\partial v}.$$
(5)

We will find the optimum system of one-dimensional subalgebras. For this purpose we will calculate commutators of operators (5). They are presented in tab. 1.

Automorphism corresponding to  $X_i$ , acting on operator  $X_i$  according to formula

$$A_i(X_j) = X_j + a[X_i, X_j] + \frac{a^2}{2!} [X_i, [X_i, X_j]] + \frac{a^3}{3!} [X_i, [X_i, [X_i, X_j]]] + \dots$$

Here a – some valid parameter.

N

It is convenient to collect the influence of automorphisms on operators (5) in tab. 2.

*Lemma.* Operators  $X_0$ ,  $X_i$ ,  $Y_i$ , T generate the ideal in Lie algebra.

Thus, automorphisms  $A_0, ..., A_8$  cannot change coefficients under Z, M, N operators.

Table 1

**Commutator table** 

	X <sub>0</sub>	X <sub>1</sub>	$X_2$	Y <sub>1</sub>	Y <sub>2</sub>	Т	Z	Ν	М
X <sub>0</sub>	0	0	0	0	0	0	0	$X_0$	$X_0$
X <sub>1</sub>	0	0	0	0	0	$Y_2$	$-X_2$	$X_1$	0
X <sub>2</sub>	0	0	0	0	0	$-Y_1$	$X_1$	$X_2$	0
Y <sub>1</sub>	0	0	0	0	0	0	$-Y_2$	0	$Y_1$
Y <sub>2</sub>	0	0	0	0	0	0	$Y_1$	0	$Y_2$
Т	0	$-Y_2$	$Y_1$	0	0	0	0	-T	Т
Z	0	$X_2$	$-X_1$	$Y_2$	$-Y_1$	0	0	0	0
Ν	$-X_0$	$-X_1$	$-X_2$	0	0	Т	0	0	0
М	$-X_0$	0	0	$-Y_1$	$-Y_2$	-T	0	0	0

Table 2

Table action of automorphisms

	X <sub>0</sub>	X <sub>1</sub>	X <sub>2</sub>	Y <sub>1</sub>	Y <sub>2</sub>	Т	Z	Ν	М
A <sub>0</sub>	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$Y_1$	$Y_2$	Т	Ζ	$N-a_0X_0$	$M - a_0 X_0$
A <sub>1</sub>	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$Y_1$	$Y_2$	$T - a_1 Y_2$	$Z + a_{1}X_{2}$	$N-a_1X_1$	М
A <sub>2</sub>	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$Y_1$	$Y_2$	$T + a_{2}Y_{1}$	$Z - a_2 X_1$	$N-a_2X_2$	М
A <sub>3</sub>	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$Y_1$	$Y_2$	Т	$Z + a_{3}Y_{2}$	N	$M - a_{3}Y_{1}$
A <sub>4</sub>	$X_0$	$X_1$	$X_2$	$Y_1$	$Y_2$	Т	$Z - a_4 Y_1$	N	$M - a_4 Y_2$
A <sub>5</sub>	$X_0$	$X_1 + a_5 Y_2$	$X_2 - a_5 Y_1$	$Y_1$	$Y_2$	Т	Ζ	$N + a_5T$	$M - a_5 T$
A <sub>6</sub>	$X_0$	$X_1 - a_6 Y_2$	$X_2 + a_6 X_1$	$Y_1 - a_{6}Y_2$	$Y_2 + a_6 Y_1$	Т	Ζ	N	M
A <sub>7</sub>	$X_0 \exp a_7$	$X_1 \exp a_7$	$X_2 \exp a_7$	$Y_1$	$Y_2$	$Texp(-a_7)$	Ζ	N	M
A <sub>8</sub>	$X_0 \exp a_8$	$X_1$	<i>X</i> <sub>2</sub>	$Y_1 \exp a_8$	$Y_2 \exp a_8$	Texp $a_8$	Ζ	N	M

In this respect it is necessary to consider onedimensional subalgebras of four types

$$\begin{split} D_1 &= Z + \alpha M + \beta N + S \;, \\ D_2 &= M + \alpha N + S \;, \\ D_3 &= N + S \;, \end{split}$$

where  $S = \sum_{i=1}^{2} (\alpha_i X_i + \beta_i Y_i) + \gamma T + \alpha_0 X_0$ ;  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ ,  $\alpha_i$ ,  $\beta_i - \alpha_i X_i$ 

constants.

Let us consider subalgebra  $D_1 = Z + \alpha M + \beta N + S$ .

Under the influence of automorphisms  $A_3$ ,  $A_4$ ,  $A_1$ ,  $A_2$  we have

$$A_1, A_2, A_3, A_4(D_1) = Z + \alpha' M + \beta' N + \gamma' T + \alpha'_0 X_0.$$

Here constants with strokes above are received as a result of action of automorphisms in tab. 2. In this case there are only two types of disconjugate subalgebras

$$Z + \alpha (M - N) + \alpha_0 X_0 + \gamma T, Z + \alpha M + \beta N,$$

where  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\alpha_0$ ,  $\gamma$  – arbitrary constants.

We will consider  $D_2 = M + \alpha N + S$ . In this case there are three disconjugate subalgebras

$$(M-N)+\alpha_0 X_0+\gamma T$$
,  $M+\alpha N$ ,  $M+\alpha X_1$ 

We will consider subalgebra  $D_3 = N + S$ .

After the automorphisms' influence  $A_0$ ,  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_5$ ,  $A_6$  we obtain not only disconjugate subalgebras

 $N + \beta_1 Y_1$ .

Now we have to make calculations with the ideal. The  $X_0$  operator forms the center of the ideal. Therefore it can be excluded from consideration for now.

Suppose

$$S_1 = T + \alpha_i X_i + \beta_i Y_i , \ i = 1, 2$$

We have 
$$A_1 A_2 S_1 = T + \alpha'_i X_i,$$

$$A_6\left(T+\alpha_i' X_i\right) = T+\alpha X_1,$$

Suppose

$$S_2 = X_i + \alpha X_2 + \beta_i Y_i,$$
  

$$A_5 A_6 S_2 = X_1 + \alpha Y_1.$$

The last disconjugate subalgebra from ideal has appearance  $Y_{1}$ .

Now, taking into account that  $X_0$  is the centre of the ideal we will write down the final optimum system of one-dimensional subalgebras

$$Z + \alpha (M - N) + \beta X_0 + \gamma T, Z + \alpha M + \beta N,$$
  

$$(M - N) + \alpha X_0 + \gamma T, M + \alpha N, M + \alpha X_1, N + \alpha Y_1,$$
  

$$T + \alpha X_1 + \beta X_0, X_1 + \alpha Y_1 + \beta X_0, Y_1 + \alpha X_0, X_0.$$

*Remark 1.* Dissimilar subalgebras correspond to various values of constants  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$ .

*Remark 2.* With automorphisms  $A_7$ ,  $A_8$ , as well as with external automorphisms of the system (4), the number of constants in optimum system can be reduced.

1. We will give a type of all invariant solutions of rank 2 which can be constructed on one-dimensional subalgebras:

$$Z + \alpha (M - N) + \beta X_0 + \gamma T$$
,

if  $\alpha \neq 0$ , then

$$u_r = r^{-1} f(\xi, \eta), \quad v_{\theta} = r^{-1} g(\xi, \eta) - \frac{3\gamma}{\alpha} r^2,$$
  
$$\xi = \beta \theta - t, \quad \alpha \theta - \ln r = \eta,$$

# if $\alpha = 0$ , then

$$u_r = f(\xi, \eta), \quad v_{\theta} = g(\xi, \eta) - \gamma r \theta, \quad \xi = \beta \theta - t, \quad \eta = r.$$

Here and further  $r, \theta$  – polar coordinates;  $u_r, v_{\theta}$  – velocity vector components in polar coordinates; f, g – some differentiable function of two variables.

2.  $Z + \alpha M + \beta N$ ,

if  $\beta \neq 0$ , then

$$\ln u_r -\beta\theta = f(\xi, \eta), \quad \ln v_\theta -\beta\theta = g(\xi, \eta),$$
  
$$\xi = (\alpha + \beta)\theta - \ln t, \quad \eta = \alpha\theta - \ln r,$$

if  $\beta = 0$ , then

$$u_{r} = f(\xi, \eta), \quad v_{\theta} = g(\xi, \eta) - \gamma r \theta,$$
  

$$\xi = \alpha \theta - \ln t, \quad \eta = \alpha \theta - \ln r.$$
  
3. 
$$M - N + \alpha X_{0} + \gamma T,$$
  

$$u = r^{-1} f(\xi, \eta), \quad v_{\theta} = r^{-1} g(\xi, \eta) - 3\gamma r^{2},$$

$$\xi = \alpha \ln r - t, \quad \eta = \theta.$$

4.  $M + \alpha N$ , if  $\alpha \neq -1$ , then

$$u = t^{-(1+\alpha)} f(\xi, \eta) = t^{-(1+\alpha)} g(\xi, \eta), \quad \xi = \frac{x}{y}, \quad \eta = t^{(1+\alpha)} x,$$

if  $\alpha = -1$ , then

$$u = tf(x, y), v = tg(x, y).$$

5. 
$$M + \alpha X_1$$
,  
 $u = \alpha x_1 + f(x, y), \quad v = \alpha x_1 + g(x, y).$   
6.  $N + \alpha Y_1$ ,

$$u = -\alpha \ln t + f\left(\frac{x_t}{t}, \frac{y_t}{t}\right), \quad v = g\left(\frac{x_t}{t}, \frac{y_t}{t}\right).$$

7.  $T + \alpha X_1 + \beta X_0$ ,

if  $\alpha \neq 0$ , then

$$u = -\frac{xy}{\alpha} + f(y,\beta x - \alpha t), \quad v = -\frac{1}{2\alpha}x^2 + g(y,\beta x - \alpha t).$$

If  $\alpha = 0, \beta \neq 0$ , then

$$u = -\frac{yt}{\beta} + f(x, y), \quad v = -\frac{xt}{\beta} + g(x, y)$$

If  $\alpha = 0$ ,  $\beta = 0$ , then there are no invariant solutions. 8.  $X_1 + \alpha Y_1 + \beta X_0$ ,

$$u = -\alpha x + f(\beta x - t, y), \quad v = g(\beta x - t, y).$$
  
9. 
$$Y_1 + \alpha X_0,$$
$$u = -\alpha t + f(x, y), \quad v = g(x, y).$$

10.  $X_0$ ,

$$u = f(x, y), \quad v = g(x, y)$$

Solution describing compression of the plastic layer between rigid plates approaching with continuous acceleration. We will find the system of equations describing plastic currents with continuous acceleration. These solutions are invariant to subalgebra

$$M = t\frac{\partial}{\partial t} + u\frac{\partial}{\partial u} + v\frac{\partial}{\partial v}$$

and are written as follows

$$u = tu(x, y), v = tv(x, y).$$
(6)

Inserting (6) in (4) we obtain the system of two equations in function u, v:

$$u = \frac{\partial}{\partial x} \frac{\lambda}{3} \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \frac{\lambda}{6} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right),$$
  

$$v = \frac{\partial}{\partial x} \frac{\lambda}{6} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \frac{\lambda}{3} \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right),$$
(7)

where

$$\sigma_{x} = \frac{\lambda}{3} \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right), \ \sigma_{y} = \frac{\lambda}{3} \left( \frac{\partial u}{\partial x} + 2 \frac{\partial v}{\partial y} \right),$$
$$\tau = \frac{\lambda}{6} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right),$$
$$\lambda = 3\sqrt{3}k \left[ \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)^{2} + \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right)^{2} - \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{3}{4} \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^{2} \right]^{-2},$$
(8)
$$2f = \frac{d}{dy} \frac{kf'}{\sqrt{g'^{2} + \frac{1}{4}f'^{2}}},$$
$$g = \frac{d}{dy} \frac{2kg'}{\sqrt{g'^{2} + \frac{1}{4}f'^{2}}}.$$

By differentiating equation (8) at y, we have

$$2f' = \frac{d^2}{dy^2} \frac{kf'}{\sqrt{g'^2 + \frac{1}{4}f'^2}},$$

$$2g' = \frac{d^2}{dy^2} \frac{2kg'}{\sqrt{g'^2 + \frac{1}{4}f'^2}}.$$
(9)

Further, for simplicity we take k = 1 and enter new variables

$$f' = 2\omega(y) \cosh(y), g' = \omega(y) \sinh(y)$$

The system (9) will be written as follows:

$$2\omega \cosh(y) = (\cosh(y))''_{yy},$$
  

$$\omega \sinh(y) = (2\sinh(y))''_{yy}.$$
(10)

Dividing the second equation of the system (10) by the first, we receive

$$\frac{\sin(h)}{2\cos(h)} = \frac{2(\sin(h))''}{(\cos(h))''}.$$

After simple transformations we receive the ordinary differential equation of the second order which coefficients do not depend on *y*:

$$h''(4\cos^2(h) + \sin^2(h)) - 3h'^2\cos(h)\sin(h) = 0.$$

After standard replacement p = h', h'' = pp', we obtain

$$\frac{p'}{p} = \frac{3\cos(h)\sin(h)}{4\cos^2(h) + \sin^2(h)}$$

By integrating the equation, we have

$$\ln p = -\frac{3}{\sqrt{3}} \operatorname{arctg} \sqrt{3} \cos(h) + c$$

After the second integration, we have an implicit dependency h = h(y):

$$\int_{0}^{h} \exp\left(\sqrt{3}\operatorname{arctg}\sqrt{3}\cos\left(h\right)\right) dh = y.$$
 (11)

Fig. 1 demonstrates dependence of function h on variable y.

Now we calculate the components of the tension tensor. The graphs are provided in fig. 2–4.

We have

$$\tau = \frac{kf'}{\sqrt{g'^2 + \frac{1}{4}f'^2}} = 2k\cos(h(y)),$$
  
$$\sigma_y = 2k\sin(h(y)),$$
  
$$\sigma_x = \sigma_y \pm \frac{\sqrt{2k^2 - 3\sigma_y^2 - 3\tau^2}}{2}.$$



Fig. 1. Dependence of function h on variable y

Рис. 1. График зависимости функции h от переменной у



Fig. 2. Dependence of function  $\tau$  on variable *y* 

Рис. 2. График зависимости т от переменной у



Fig. 3. Dependence of function  $\sigma_y$  on variable y

Рис. 3. График зависимости  $\sigma_y$  от переменной у



Fig. 4. Dependence of function  $\sigma_x$  on variable y

Рис. 4. График зависимости  $\sigma_x$  от переменной у

**Conclusion.** From the graphs and formulas it is clear that the solution provided can be used to describe compression of a plastic thin layer which is in conditions flat state of stress. Thickness of the layer does not exceed 0.06, however, the plates which compress the layer with continuous acceleration are characterized by constant pressure.

#### References

1. Ivlev D. D., Senashov S. I., Maksimova A. A., Nepershin R. I., Radaev Yu. N., Shemyakin E. I. *Predel*-

noe sostoyanie deformirovannyih tel i gornyih porod [Limiting state of deformed bodies and rocks]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 832 p. (In Russ.).

2. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity. *Proceedings of the Edinburgh Mathematical Society*. 1988, Vol. 31, No. 3, P. 415–439.

3. Senashov S. I., Yakhno A. Reproduction of solutions of bidimensional ideal plasticity. *International Journal of Non-Linear Mechanics*. 2007, Vol. 42, No. 3, P. 500–503. 4. Senashov S. I., Yakhno A. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system. *Journal of Physics A: Mathematical and Theoretical.* 2013, Vol. 46, No. 35, P. 355202.

5. Senashov S. I., Yakhno A., Yakhno L. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries. *Nonlinear Analysis*. 2009, Vol. 71, No. 12, P. 1274–1284.

6. Kovalev V. F., Pustovalov V. V., Senashov S. I. Lie-Backlund symmetry of nonlinear geometrical optics equations. *Differential Equations*. 1993, Vol. 29, P. 1521–1531.

7. Senashov S. I., Yakhno A. Cauchy problem solution for a hyperbolic system of the homogeneous 2-dimensional quasilinear equations. *Vestnik SibGAU*. 2009, No. 4 (25), P. 26–28 (In Russ.).

8. Senashov S. I. [On a class of exact solutions of the equations of ideal plasticity]. *Zhurnal prikladnoy mehaniki i tehnicheskoy fiziki*. 1986, No. 3, P. 139–142 (In Russ.).

9. Senashov S. I., Burmak V. I. [Exact solution of the equations of plasticity of a plane stress state]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 10–11 (In Russ.).

10. Senashov S. I., Yakhno A. The 2-dimensional plasticity: boundary problems and conservation laws, reproduction of solutions. *Proceedings of Institute of Mathematics of NAS of Ukraine*. 2004, Vol. 50, P. 231–238.

11. Gomonova O. V., Senashov S. I. New exact solutions which describe 2-dimensional velocity field for Prandtl's solution. *Vestnik scientific journal of Siberian Aerospace University*. 2009, No. 5(26), P. 43–45.

12. Senashov S. I. [On the evolution of the Prandtl solution under the action of the symmetry group]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Mehanika tverdogo tela.* 2005, No. 5, P. 167–171 (In Russ.).

13. Senashov S. I., Gomonova O. V. [New velocity fields describing the compression of the plastic layer between the plates]. *Vestnik Chuvashskogo gosudarstvennogo pedagogicheskogo universiteta im. I. Ya. Yakovleva. Seriya: Mehanika predelnogo sostoyaniya.* 2012, No. 4 (14), P. 89–95 (In Russ.).

14. Senashov S. I., Savostyanova I. L., Filyushina E. V. [Exact solutions of the equations of ideal plasticity in the case of a plane stress state]. *Materialyi XXI Mezhdunar*. *Nauch.- prakt. Konf. "Reshetnevskie chteniya"*. 2017, No. 21-2, P. 31–32 (In Russ.).

15. Annin B. D., Byitev V. O., Senashov S. I. *Gruppovyie svoystva uravneniy uprugosti i plastichnosti* [Group properties of the equations of elasticity and plasticity]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1985, 150 p.

#### Библиографические ссылки

1. Предельное состояние деформированных тел и горных пород. / Д. Д. Ивлев [и др.]. М. : Физматлит, 2008. 832 с.

2. Senashov S. I., Vinogradov A. M. Symmetries and conservation laws of 2-dimensional ideal plasticity // Pro-

ceedings of the Edinburgh Mathematical Society. 1988. T. 31, № 3. C. 415–439.

3. Senashov S. I., Yakhno A. Reproduction of solutions of bidimensional ideal plasticity // International Journal of Non-Linear Mechanics. 2007. Vol. 42, № 3. P. 500–503.

4. Senashov S. I., Yakhno A. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system // Journal of Physics A: Mathematical and Theoretical. 2013. Vol. 46, № 35. P. 355202.

5. Senashov S. I., Yakhno A., Yakhno L. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries // Nonlinear Analysis. 2009. Vol. 71, N 12. P. 1274–1284.

6. Kovalev V. F., Pustovalov V. V., Senashov S. I. Lie-Backlund symmetry of nonlinear geometrical optics equations // Differential Equations. 1993. Vol. 29. P. 1521–1531.

7. Senashov S. I., Yakhno A. Cauchy problem solution for a hyperbolic system of the homogeneous 2-dimensional quasilinear equations // Вестник СибГАУ. 2009. № 4 (25). С. 26–28.

8. Сенашов С. И. Об одном классе точных решений уравнений идеальной пластичности // Журнал прикладной механики и технической физики. 1986. № 3. С. 139–142.

9. Сенашов С. И., Бурмак В. И. Точное решение уравнений пластичности плоского напряженного состояния // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 10–11.

10. Senashov S. I., Yakhno A. The 2-dimensional plasticity: boundary problems and conservation laws, reproduction of solutions // Proceedings of Institute of Mathematics of NAS of Ukraine. 2004. Vol. 50. P. 231–238.

11. Gomonova O. V., Senashov S. I. New exact solutions which describe 2-dimensional velocity field for Prandtl's solution // Vestnik SibSAU. 2009. № 5(26). P. 43–45.

12. Сенашов С. И. Об эволюции решения Прандтля под действием группы симметрий // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2005. № 5. С. 167–171.

13. Сенашов С. И., Гомонова О. В. Новые поля скоростей, описывающие сжатие пластического слоя между плитами // Вестник Чувашского государственного педагогического университета им. И. Я. Яковлева. Сер.: «Механика предельного состояния». 2012. № 4 (14). С. 89–95.

14. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Филюшина Е. В. Точные решения уравнений идеальной пластичности в случае плоского напряженного состояния // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (08–11 нояб. 2017, г. Красноярск) : в 2 ч. 2017. С. 31–32.

15. Аннин Б. Д., Бытев В. О., Сенашов С. И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. Новосибирск : Наука, 1985. 150 с.

© Senashov S. I., Filyushina E. V., 2018

UDC 629.78 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451

**For citation:** Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V., Kishkin A. A. [Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 445–451. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451

Для цитирования: Танасиенко Ф. В., Шевченко Ю. Н., Делков А. В., Кишкин А. А. Двухмерная тепловая модель системы терморегулирования космических аппаратов негерметичного исполнения // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 445–451. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451

## TWO-DIMENSIONAL THERMAL MODEL OF THE THERMAL CONTROL SYSTEM FOR NONHERMETIC FORMATION SPACECRAFT

F. V. Tanasienko\*, Y. N. Shevchenko, A. V. Delkov, A. A. Kishkin

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: spsp99@mail.ru

Based on the proposed computational model including a two-dimensional system of equations of thermal balance characteristic of the surface of thermal control system of nonhermetic formation spacecraft the algorithm and the calculation program of the temperature control system are developed. It allows to calculate integrated thermal parameters and conduct simulations of the system response. We consider the case of a two-dimensional problem, when arising temperature gradients in the transverse direction (Y-axis) and longitudinal direction (X-axis) is taken into account, while the conductive heat transfer inside the skin along the X-axis of the profile of the liquid circuit of the thermal control system is neglected. In this case the transverse gradient (along the Y-axis) is formed by Fourier heat conduction equations through characteristic surfaces, while the longitudinal gradient (along the X-axis) is determined by the heat and mass transfer processes by the refrigerant flow in the liquid ring circuit. The number of docking thermal balances (equations) and, accordingly, the determined temperatures are correlated by the constructive elements of the spacecraft thermal control system: radiation surfaces (N - North, S - South); structural honeycomb panels; heat pipes; liquid circuit.

Keywords: unpressurized performance spacecraft, radiation surface, liquid circuit, thermal control system, heat balance equation.

## ДВУХМЕРНАЯ ТЕПЛОВАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НЕГЕРМЕТИЧНОГО ИСПОЛНЕНИЯ

Ф. В. Танасиенко\*, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков, А. А. Кишкин

Сибирский 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

На основе предложенной расчетной модели, включающей систему уравнений двумерного теплового баланса характерных поверхностей системы терморегулирования космического аппарата (KA) негерметичного исполнения, разработаны алгоритм и программа расчета системы терморегулирования (CTP), позволяющая рассчитать общеинтегральные тепловые параметры и проводить моделирование реакций системы. Рассмотрен случай двухмерной задачи, когда учитываются возникающие градиенты температур в поперечном (ось Y) и продольном (ось X) направлениях, при этом кондуктивной теплопередачей внутри обшивок вдоль оси X профиля жидкостного контура CTP пренебрегаем. В этом случае поперечный градиент (вдоль оси Y) формируется уравнениями теплопроводности Фурье через характерные поверхности, а продольный градиент определяется тепломассообменными процессами в жидкостном кольцевом контуре расходом хладагента. Количество стыковочных тепловых балансов (уравнений), а соответственно, и определяемых температур, коррелируется конструктивными элеметами CTP КА: радиационными поверхностями (N – север, S – юг); конструкционными сотопанелями; тепловыми трубами; жидкостным контуром.

Ключевые слова: космические annapamы негерметичного исполнения, радиационные поверхности, жидкостный контур, система терморегулирования, уравнения теплового баланса. **Introduction**. Satellite communication systems are one of the fastest growing varieties of space information systems that are widely used in various areas of human activity [1; 2]. Every year in the world there is an ever more intensive development of satellite communication systems for various purposes. Among many, two main types of systems can be distinguished: connected systems for civil (commercial) use and military communications systems. Every year the information flow becomes more and more and this requires the appropriate development of communication systems. In this regard, satellite communication systems have a great future.

One of the indispensable conditions for reliable functioning of the spacecraft, its service systems and payload equipment is to provide the necessary thermal regime for all its elements [3; 4].

However, this task under the conditions of outer space has its own specifics: for the most part of the operational period, various external radiation heat fluxes (thermal radiation from the Sun and the Earth), which can vary over a wide range (in general, the temperature at different points of the surface of the spacecraft at the same time can be in the range from -150 to +150 °C), operate on the spacecraft [4]. In addition, the thermal conditions of the surface of the apparatus, its orientation in outer space, the power of the fuel-generating airborne equipment (which, as a rule, varies depending on the operation modes of the spacecraft), and the thermal-radiative thermal bonds in the spacecraft. In connection with this, the thermal load is nonstationary [5; 6].

At the same time, satellites are equipped with various equipment and devices that have a strictly limited temperature range of operability, and this raises the problem of providing this range. Therefore, modern spacecraft is unthinkable without a special on-board system – a thermal control system.

Statement of the research task. The thermal regime of the thermal control system is determined by the positional heat load from the spacecraft instrumentation, evenly distributed over the outer skin by the solar heat flow, by radiation into the open space, and by convective heat and mass transfer in the liquid loop of the thermal control system [7]. Fig. 1 shows the calculated twodimensional thermal model of the liquid loop of the thermal control system with N and S (N - North, S - South) cell panels and liquid circuits embedded in them. Let us consider the case of a two-dimensional problem, when the emerging temperature gradients in the transverse (y-axis) and longitudinal directions (the x-axis) are taken into account, while conductive heat transfer inside the skin and along the X axis of the the liquid loop of the thermal control system profile is neglected.



Fig. 1. Calculated two-dimensional thermal model of the thermal control system: l – compressor; 2 – heat pipes; 3 – throttle valve; 4 – honeycomb panel

Рис. 1. Расчетная двухмерная тепловая модель СТР: *I* – компрессор; *2* – тепловые трубы; *3* – дроссельный вентиль; *4* – сотопанель



Fig. 2. Isothermal surfaces for the southern honeycomb panel

Рис. 2. Изотермические поверхности для южной сотопанели

Consider the process of two-dimensional complex heat transfer in the form of heat balance balance from the southern panel ( $Q_S$ ), internal heat sources ( $Q_{int}$ ) and heat release from the northern panel ( $Q_N$ ). The balance is a particular case of the energy conservation equation

$$Q_S + Q_{\rm int} = Q_N , \qquad (1)$$

where  $Q_s$  is the heat flux passing successively through the isothermal surfaces of the southern panel (fig. 2): 1 – the outer surface of the southern panel with the temperature  $T_1$ ; 2 – inner surface of the southern honeycomb panel with temperature  $T_2$ ; 3 – conditional inner surface of the liquid circuit with temperature  $T_3$ ; 4 – the surface along the average cross-section of the channel of the liquid circuit with the refrigerant temperature  $T_4$ .

It is obvious that the heat flux  $Q_5$ , passing through the surfaces 1–2–3, is accumulated by the mass flow of the liquid circuit, in series (integrally) along the contact length  $l_{1S}$  of the liquid contour of the southern panel. It should be noted that surfaces 1–2–3–4 are formed constructively by various boundary surfaces, thermodynamic properties of materials and types of heat transfer. In addition, the temperatures  $T_1$ – $T_4$  are indicative values, that is, necessary for comparison with the maximum permissible values. For example, the temperature of the refrigerant  $T_4$  is necessary to evaluate the cavity supply of the liquid circuit.

**Mathematical model**. In the finite-difference form, the heat transfer at the *i*-th section of the southern panel (fig. 2) is determined by the following system of process equations [8]:

1. The heat flux from the Sun enters the surface 1 of the panel S:

$$(+)As \cdot S_0 \cdot \Delta F_{12} \cdot \sin \alpha$$

where  $A_S$  is the absorption coefficient of solar radiation;  $S_0$  – solar constant, W / m<sup>2</sup>;  $F_{12}$  is the area of the radiation surface;  $\alpha$  is the angle between the normal of the radiation surface and the direction to the sun. This is emitted back into the open space [8]:

$$(-) \varepsilon_1 \sigma_0 \Delta F_{12i} T_1^4$$

where  $\varepsilon_1$  is the degree of blackness of radiation from the radiation surface;  $\sigma_0 = 5.67 \cdot 10^{-8}$  – radiation constant, W / m<sup>2</sup>·grad<sup>4</sup>;  $F_{12}$  is the area of the radiation surface, m<sup>2</sup>;  $T_1$  is the temperature of the radiation surface, K.

The heat flow is diverted inside the honeycomb panel by heat conduction:

$$(-)\frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}}(T_{1i}-T_{2i}),$$

where  $\lambda_{12}$  is the thermal conductivity of the honeycomb material;  $\delta_{12}$  – distance between surfaces 1–2.

The heat balance for surface 1 will be written as [9]:

$$A_{s} \cdot S_{0} \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin \alpha - \varepsilon_{1} \sigma_{0} F_{12i} T_{1i}^{4} - \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) = 0,$$
<sup>(2)</sup>

formally, the heat flux at the surface element  $\Delta F_{12i}$  is determined like this:

$$\Delta Q_{s_i} = A_s \cdot S_0 \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin\alpha - \varepsilon_1 \sigma_0 F_{12i} T_{1i}^4 =$$
  
=  $\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}).$  (3)

2. The heat flux from the honeycomb panel is fed to the isothermal surface 2 by heat conduction

$$(+) \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} \cdot (T_{1i} - T_{2i}),$$

and is also taken away by the thermal conductivity to the inner surface (3) (fig. 2) of the liquid circuit

$$(-)\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i}),$$

where  $\lambda_{23}$  is the thermal conductivity of the honeycomb material;  $\delta_{23}$  is the distance between surfaces 2–3.

The heat balance for surface 2 is expressed by the equation

$$\frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) - \frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) = 0.$$
(4)

3. The heat-conducting heat flux considered in (4) is fed to the surface 3

$$(+)\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}}(T_{2i}-T_{3i})$$

and the convective heat flow is already diverted into the liquid circuit

$$(-)\alpha_i \Delta F_{34i} \cdot (T_{3i} - T_{4i}),$$

where  $\alpha_i$  is the heat transfer coefficient.

The equation of balance over the surface 3 takes the form

$$\frac{\lambda_{23}\Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) - \alpha_i \Delta F_{34i} (T_{3i} - T_{4i}) = 0.$$
 (5)

We group the equations of balances on surfaces 1-2-3 into the system:

$$A_{S} \cdot S_{0} \cdot \Delta F_{1i} \cdot \sin\alpha - \varepsilon_{1} \sigma_{0} F_{12i} T_{1i}^{4} - \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) = 0,$$

$$\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) - \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) = 0,$$

$$\frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) - \alpha_{i} \Delta F_{34i} (T_{3i} - T_{4i}) = 0.$$
(6)

It should be noted that (6) at a known coolant temperature at the *i*-th element  $T_{4i}$  is completely determined by the number of unknown variables  $-T_{1i}$ ,  $T_{2i}$ ,  $T_{3i}$ , the system (6) is the basis of the marching algorithm when integrating along the length of the liquid contour of the southern panel [10]:

$$Q_S = \sum_{i=0}^{i=4} \Delta Q_{Si}$$

The temperature change  $T_{1i}$ ,  $T_{2i}$ ,  $T_{3i}$ ,  $T_{4i}$  forms the projection of the temperature gradient on the transverse y(j) axis (fig. 2). The projection of the temperature gradient on the longitudinal axis x(i) is formed by the balance of the thermal power received during the heat transfer through the lateral surface (3) of the elementary calculated *i*-volume (fig. 2) and the difference in the thermal power of the refrigerant flow through the cross-sections at the output and input of the liquid circuit elementary calculated volume in step  $\Delta X_i$ .

$$\Delta Q_{Si} = \dot{m} C_p \left( T_{4i} - T_{4i+1} \right), \tag{7}$$

where  $\dot{m}$  is the mass flow rate of the coolant in the liquid circuit, and  $C_p$  is the heat capacity.

In this case, the temperature at the entrance to the next calculated volume will be determined as

$$T_{4i+1} = \frac{\Delta Q_{Si}}{\dot{m}C_p} + T_{4i}.$$

Given  $T_{40}$  – at the entrance to the liquid contour of the southern panel, given the values of thermophysical, geometric and regime determining parameters at the integration step, we calculate the system (6), (7) with respect to the unknown temperatures  $T_{1i}$ ,  $T_{2i}$ ,  $T_{3i}$ ,  $T_{4i}$ , along the x(i)(fig. 1) at the length of the thermal contact of the liquid line with the honeycomb panel  $l_{iS}$ . Obviously, the integral heat output from the southern panel, including radiation and internal heat sources, is determined from an expression similar to (7) with regard to (1)

$$Q_{\Sigma S} = Q_S + Q_{\text{int}\,S} = \dot{m}C_p \cdot (T_{4n} - T_{40}), \qquad (8)$$

where  $T_{40}$  is the temperature of the refrigerant at the inlet, and  $T_{4n}$  is the temperature of the refrigerant at the outlet of the liquid circuit,  $Q_{intS} = Q_{int}$  is the heat from the internal sources supplied to the liquid circuit along the length of the thermal contact  $l_{iS}$  (fig. 1) from the southern panel side,  $Q_S$  is the radiation component of the heat input. It should be noted that heat from internal sources of  $Q_{intS}$  is physically formed from two components:

$$Q_{\text{int}\,S} = Q_{\text{int}\,\text{fr}} + Q_{\text{int}\,\text{HP}}, \qquad (9)$$

where  $Q_{int,fr}$  is the frictional loss in the liquid circuit, turning into the heat of the coolant;  $Q_{int,HP}$  is the zonal thermal power transmitted by the heat pipe from the working devices of the spacecraft. The temperature of the heat pipe, the area of the contact zone and its coordinates along the length  $l_s$  are to be determined in the calculation scheme [11] (position 2 in fig. 1)

Let us consider the zonal heat input from the spacecraft through the heat pipe contact calculation case.

We assume that, as in the case of the radiation constant, the zonal thermal power is given and uniformly distributed over the contact area of the heat pipe at the finite length of the liquid loop  $\Delta l_{iS} = \Delta l_{HP}$  [12], then the input thermal power at the integration step is defined as:  $\Delta q_{HP} \Delta F_{65}$ . Let us pay attention that in the design scheme additional isothermal surfaces modeling heat transfer in a zone of contact of a heat pipe are entered: surfaces 6 and 5 (fig. 3).

Accordingly the system is supplemented with two equations:

$$q_{HP} \cdot \Delta F_{65i} - \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) = 0 ;$$
  
$$\frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) - x_i \Delta F_{54i} \cdot (T_{5i} - T_{4i}) = 0 .$$
(10)

The system ((6) and (10)) is completely determined by the number of unknowns. The zonal internal heat flux at the integration step is determined by one of the terms (10), for example:

$$\Delta Q_{\text{int.}HPi} = x_i \Delta F_{54i} \cdot (T_{5i} - T_{4i}) = \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i})$$

or

$$\Delta Q_{\text{int.}HPi} = q_{HP} \cdot \Delta F_{65i} = \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} \cdot (T_{6i} - T_{5i})$$
(11)



Fig. 3. Zonal heat input from the spacecraft through the heat pipe contact calculation case

Рис. 3. Расчетный случай с учетом зонального теплопритока от приборов КА через контакт тепловой трубы

The heat influx from internal friction at the integration step is equivalent to frictional losses [13]:

$$\Delta Q_{\text{int.fr.}i} = \Delta H_{fr} \cdot \dot{m} = \lambda_{fr} \cdot \frac{\Delta x_i}{d_i} \cdot \frac{\vartheta_{av}^2}{2} \cdot \dot{m}$$
(12)

where  $\lambda_{jr}$  is the coefficient of hydraulic friction;  $\Delta x_i$  is the integration step;  $d_i$  is the hydraulic diameter;  $\vartheta_{av}$  is the average flow refrigerant velocity in the liquid path;  $\dot{m}$  is the mass flow.

Taking into account (3), (11), (12), the total heat flux at the integration step is written as

$$\Delta Q_{\Sigma i} = \Delta Q_{Si} + \Delta Q_{\text{int.fr.}i} + \Delta Q_{\text{int.HP}i}$$
(13)

Then, as in the case of a simple radiation heat load (13) from the balance of thermal power

$$\Delta Q_{i\Sigma} = \dot{m}C_p \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}) \tag{14}$$

the temperature at the entrance to the next calculated (elementary) volume is determined by

$$\Delta T_{4i+1} = \frac{\Delta Q_{i\Sigma}}{\dot{m}C_n} + T_{4i}$$

Taking into account the fact that the temperature along the perimeter of the cross-section of the inner surface of the channel of the liquid circuit is a mean-integral value [14], the last equation in (10) is replaced by  $T_{3i} = T_{5i}$ , then the record (10) becomes simpler

$$q_{HP} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} \cdot (T_{6i} - T_{5i}) = 0;$$
  
$$T_{3i} = T_{5i}$$
(15)

Taking into account all the above-mentioned notations (1...15), we finally write down the heat balance equation for the southern panel:

$$A_{S} \cdot S_{0} \Delta F_{12} \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^{4} - \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) = 0;$$
  
$$\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i}) - \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{2i} - T_{3i}) = 0;$$

$$\begin{split} \lambda_{23} \Delta F_{23i} &(\mathbf{T}_{2i} - \mathbf{T}_{3i}) - \alpha_i \Delta F_{34i} (\mathbf{T}_{3i} - \mathbf{T}_{4i}) = 0; \\ &\mathbf{T}_{3i} = \mathbf{T}_{5i}; \\ q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} (\mathbf{T}_{6i} - \mathbf{T}_{5i}) = 0; \\ &\Delta Q_{\sum S_i} = \Delta Q_{Si} + Q_{\text{int.fr}i} + Q_{\text{int.HP}i}; \end{split}$$
(16)  
$$\Delta Q_{Si} = As \cdot S_0 \Delta F_{1i} \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{1i} \cdot T_{1i}^4 =$$

$$\sum_{int.HP} \int \frac{\partial T_{int}}{\partial t_{i2i}} = \frac{\lambda_{12}\Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{1i} - T_{2i});$$

$$Q_{int.HPi} = q_{HP} \cdot \Delta F_{65i} = \frac{\lambda_{65}\Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} (T_{6i} - T_{5i});$$

$$Q_{int.fr.i} = \lambda_{fr} \cdot \frac{\Delta x_i}{d_i} \cdot \frac{\vartheta_{av}^2}{2} \cdot \dot{m};$$

$$\Delta Q_{i\Sigma} = \dot{m}C_p \cdot (T_{4i} - T_{4i+1})$$

$$\Delta Q_{\Sigma\Sigma} = Q_S + Q_{int.S} = \dot{m}C_p \left(T_{4Sn} - T_{4S0}\right).$$

With the known determining parameters and thermophysical properties of materials, the set of equations (16) allows numerical integration over the length  $l_{1S}$  of the thermal contact of the liquid contour of the southern panel with the final result  $\Delta Q_{\Sigma S}$  (8) and temperature field  $T_{ij}$ technically accessible for the measurement.

For the northern panel, we will retain all the methodological approaches and designations associated with constructive (isothermal) surfaces:  $T_1$  is the temperature on the outer surface of the honeycomb panel;  $T_2$  is one on the inside, etc. Solar radiation decreases (in our calculation case it is reset). Integration is conducted in the direction of the average flow rate along the thermal contact line of the liquid contour  $\Delta I_{1N}$  from the side of the north panel. We perform the necessary inversion of the signs and the specified additions we transform (16) into the thermal energy complex of the heat balance on the north panel:

$$-\varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^{4} + \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i}) = 0;$$

$$-\frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i}) + \frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{3i} - T_{2i}) = 0;$$

$$-\frac{\lambda_{23} \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} (T_{3i} - T_{2i}) - \alpha_i \Delta F_{34i} (T_{4i} - T_{3i}) = 0;$$

$$T_3 = T_5;$$

$$q_{TT} \cdot \Delta F_{65i} - \lambda_{65} \Delta F_{65i} (T_{6i} - T_{5i}) = 0;$$

$$\Delta Q_{\sum Ni} = -\Delta Q_{Ni} + Q_{int.fr.i} + Q_{int.HPi};$$

$$\Delta Q_{Ni} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot \Delta F_{12i} \cdot T_{1i}^{4} = \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12i}} (T_{2i} - T_{1i});$$

$$Q_{int.HPi} = q_{HP} \cdot \Delta F_{65i} = \frac{\lambda_{65} \Delta F_{65i}}{2} (T_{6i} - T_{5i});$$

$$\begin{split} \delta_{65i} \\ Q_{\text{int.fr.}i} &= \lambda_{\text{fr}i} \frac{x_i}{d_i} \frac{\vartheta_{\text{av}i}^2}{2} \cdot \dot{m}; \\ Q_{\sum Ni} &= \dot{m} C_p \left( T_{4i} - T_{4i+1} \right); \\ \Delta Q_{\sum Ni} &= Q_N + Q_{\text{int.N}} = \dot{m} C_p \left( T_{4N0} - T_{4Nn} \right). \end{split}$$

It is necessary to pay attention to the fact that if external heat sources are insignificant, then on the northern panel there is an unambiguous decrease in temperature.

With the joint integration of heat and power balances ((16) and (17)), a mandatory condition

$$\Delta Q_{\Sigma N} + \Delta Q_{\Sigma S} = 0, \qquad (18)$$

(see the last equations in (16) and (17)) is satisfied when the temperature differences are equal

$$T_{4Sn} - T_{4S0} = T_{4N0} - T_{4Nn},$$

or in another presentation – the temperature of the coolant at the output of the thermal contact of the liquid circuit of one panel basically determines the temperature at the input to the other:

$$T_{4Sn} \approx T_{4N0}; \quad T_{4S0} \approx T_{4Nn},$$
 (19)

clarification is possible with a specific topology of the hydraulic circuit of the liquid circuit outside the thermal contact lengths on the panels and hydraulic losses in the electric pump unit and the control throttle (fig. 1) [15].

**Conclusion.** The considered system of thermal balances of the thermal control system of the spacecraft on the characteristic surfaces of constant temperatures is reduced to the form allowing to conduct a numerical solution: the number of equations corresponds to the number of detected temperatures along the north and south panels and is closed through the coolant temperature of the liquid circuit. The system of equations makes it possible to investigate the thermal state of the spacecraft of a leaky design in the stage of preliminary design with varying mode (the angle of inclination of the radiation surfaces to the sun, the heat release of the service module and the payload module, etc.) and the design parameters (the specific dimensional topology of the object, diameter of pipe cross-sections, refrigerant flow, etc.), in order to determine the area of efficiency and the area of optimum performance under certain performance criteria (for example: the ratio of mass of the thermal control system to power of diverted heat flow).

#### References

1. Testoyedov N. A., Dvirnyi V. V., Morozov E. A., Dvirnyi G. V., Eremenko N. V. [Improving the durability of spacecraft]. *Vestnik SibSAU*. 2015, No. 2, P. 430–437.

2. Dai G., Chen X., Wang M., Fernandez E., Nguyen T. N., Reinelt G. Analysis of Satellite Constellations for the Continuous Coverage of Ground Regions. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017. Vol. 54, No. 6, P. 1294–1303 (In Russ.). URL: https://doi.org/10.2514/1.A33826.

3. Krushenko G. G., Golovanova V. V. [Perfection of the system of thermal regulation of spacecraft]. *Vestnik SibSAU*. 2014, No. 3 (55), P. 185–189 (In Russ.).

4. Gilmore D. G. Spacecraft thermal control handbook. The Aerospace Corporation Press. 2002, 413 p.

5. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012, 413 p.

6. Delkov A. V., Kishkin A. A., Lavrov N. A. et al. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.

7. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft. Proceedings of 12th International Conference on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE, 2014, P. 591–593.

8. Zigel R., Khauell D. *Teploobmen izlucheniem* [Heat exchange by radiation]. Moscow, Mir Publ., 1975, 934 p.

9. Burova O. V., Romankov E. V. Tsivilev I. N., Minakov A. V. [Investigation of the impact of the effective coefficient of the thermal conductivity of the reflector on the temperature distribution]. *Vestnik SibSAU*. 2014, No. 4 (56), P. 25–32 (In Russ.).

10. Kishkin A. A., Delkov A. V., Zuev A. A. et al. [Project optimization of heat engineering systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 5(45), P. 34–38 (In Russ.).

11. Bakhvalov N. S., Zhidkov N. P., Kobel'kov G. M. *Chislennye metody* [Numerical methods]. Moscow, Nauka Publ., 1987, 600 p.

12. Goncharov K. A., Golovin O. A., Kochetkov A. Yu., Balykin M. A., Korzhov K. N., Panin Yu. V., Antonov V. A. On methods for loop heat pipe control by external heat action. *Solar System Research*. 2013, Vol. 47, Iss. 7, P. 554–560. URL: https://doi.org/10.1134/ S0038094613070071.

13. Emtsev B. T. *Tekhnicheskaya gidromekhanika* [Technical hydromechanics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 440 p.

14. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics Apple Academic Press, 2016, 564 p.

15. Cheng X., Xu X., Liang X. Application of entransy to optimization design of parallel thermal network
of thermal control system in spacecraft. *Science China Technological Sciences*. 2011, Vol. 54, Iss. 4, P. 964. URL: https://doi.org/10.1007/s11431-011-4294-3

### Библиографические ссылки

1. Повышение долговечности приборов космических аппаратов / Н. А. Тестоедов [и др.] // Вестник СибГАУ. 2015. № 2. С. 430–437.

2. Analysis of Satellite Constellations for the Continuous Coverage of Ground Regions / G. Dai [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. Vol. 54, No. 6 (2017). P. 1294–1303. URL: https://doi.org/10.2514/1.A33826.

3. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 185–189.

4. Gilmore D. G. Spacecraft thermal control handbook. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.

5. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. Spacecraft thermal control. Cambridge, UK : Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.

6. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov [et al.] // Chemical and Petroleum Engineering. 2016.  $N_{\odot}$  9. P. 714–719.

7. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Mathematical modeling of single-phase thermal control system of the spacecraft // Proceedings of 12th Intern. Conf. on Actual Problems of Electronic Instrument Engineering, APEIE 2014. P. 591–593.

8. Зигель Р., Хауэлл Д. Теплообмен излучением. М.: Мир, 1975. 934 с.

9. Исследование влияния эффективного коэффициента теплопроводности рефлектора на распределение температур / О. В. Бурова [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 25–32.

10. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Киш-кин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. № 5(45). С. 34–38.

11. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. М. : Наука, 1987. 600 с.

12. On methods for loop heat pipe control by external heat action / K. A. Goncharov [et al.] // Solar System Research. 2013. Vol. 47, iss. 7. P. 554–560. URL: https://doi.org/10.1134/S0038094613070071.

13. Емцев Б. Т. Техническая гидромеханика. М. : Машиностроение, 1987. 440 с.

14. Aliev A., Mishchenkova O., Lipanov A. Mathematical Modeling and Numerical Methods in Chemical Physics and Mechanics. Apple Academic Press, 2016. 564 p.

15. Cheng X., Xu X., Liang X. Application of entransy to optimization design of parallel thermal network of thermal control system in spacecraft // Science China Technological Sciences. 2011. Vol. 54, iss. 4. P. 964. URL: https://doi.org/10.1007/s11431-011-4294-3.

> © Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V., Kishkin A. A., 2018

UDC 004.942 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-452-461

Для цитирования: Терешина А. В., Ярещенко Д. И. О непараметрическом моделировании безынерционных систем с запаздыванием // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 452–461. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-452-461

For citation: Tereshina A. V., Yareshchenko D. I. [On nonparametric modeling spinning systems with delay]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 452–461 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-452-461

## О НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ БЕЗЫНЕРЦИОННЫХ СИСТЕМ С ЗАПАЗДЫВАНИЕМ

А. В. Терешина, Д. И. Ярещенко\*

Сибирский федеральный университет Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 26, корп. 1 \*E-mail: YareshenkoDI@yandex.ru

Рассмотрено построение нового класса моделей в условиях неполной информации. В данном случае речь пойдет о многомерных безынерционных объектах, когда компоненты вектора выхода стохастически зависимы, но при этом характер этой зависимости априори неизвестен. Построение модели многомерного безынерционного объекта, когда векторы входов и выходов нелинейны, приводит к необходимости решения системы неявных функций. Также следует заметить, что вид этих функций с точностью до параметров неизвестен. В этой связи возникает необходимость в использовании Т-моделей, когда прогнозирование выходных переменных осуществляется по известным входным. Таким образом, возникает система нелинейных неявных уравнений, вид которых на начальной стадии постановки задачи идентификации неизвестен, а известно лишь, что та или иная компонента выхода зависит от других переменных, определяющих состояние объекта.

Исходя из вышеописанного, возникает довольно нетривиальная ситуация решения системы неявных нелинейных уравнений в условиях, когда самих уравнений в обычном смысле нет. Следовательно, модель объекта не может быть построена с применением существующей теории идентификации из-за недостатка априорной информации. Поэтому решение данной системы может быть представлено в виде некоторой последовательной алгоритмической цепочки Т-модели.

Главной целью статьи является решение задачи идентификации для многомерных безынерционных объектов с запаздыванием при наличии Т-процессов, т. е. построение Т-моделей в условиях непараметрической неопределенности. В этом случае для прогнозирования выходных переменных по известным входным возникает необходимость использования поэтапного решения рассматриваемой задачи.

Приведены некоторые расчеты моделирования *T*-процесса, которые показывают высокую эффективность предлагаемой технологии прогноза значений выходных переменных по известным входным.

Ключевые слова: идентификация, математическое моделирование, Т-модели, Т-процессы.

## ON NONPARAMETRIC MODELING SPINNING SYSTEMS WITH DELAY

A. V. Tereshina, D. I. Yareshchenko\*

Siberian Federal University 26/1, Kirensky Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation \*E-mail: YareshenkoDI@yandex.ru

This article is devoted to the construction of a new class of models under incomplete information. In this article we will discuss multidimensional inertial-free objects, where the output vector components are stochastically dependent, but the nature of this dependence is not known to us. Constructing a model of a multidimensional inertial-free object, when the input and output vectors are not linear, leads to the necessity to solve the problems of systems of implicit functions. It should also be noted that the form of these functions is unknown up to parameters. So there is a need to use *T*-processes, when predicting output variables is carried out by known input. Thus there is a system of nonlinear implicit equations which form is unknown at the initial stage of the statement of the identification problem, but it is only known that this or that component of the output depends on other variables that determines the state of the object.

Proceeding from the above, a nontrivial situation arises that solves a system of implicit nonlinear equations under the conditions when the equations themselves are not in the usual sense. Consequently, the model of the object can not be constructed using the existing theory of identification because of the lack of a priori information. Therefore, the solution of this system can be represented in the form of some successive algorithmic chain of the T-model.

The main goal of this paper is to solve the identification problem for multidimensional inertia-free objects with delay, in the presence of T-processes, i.e. construction of T-models under conditions of nonparametric uncertainty. In this case, to predict the output variables by the known input, it becomes necessary to use a step-by-step solution of the problem under consideration.

In the article some calculations of the T-process simulation will be presented, which showed the high efficiency of the proposed technology of forecasting the values of the output variables by the known input.

Keywords: identification, mathematical modeling, T-models, T-processes.

Введение. Идентификация многомерных стохастических процессов является довольно актуальной проблемой для многих технологических производственных процессов дискретно-непрерывного характера. В многочисленных многомерных реальных процессах выходные переменные доступны измерению не только в различные моменты времени, но и через длительное время.

На практике это часто означает, что контроль некоторых компонент вектора выходных переменных значительно превышает постоянную времени объекта. Это приводит к тому, что динамические по своему характеру процессы вынуждены рассматриваться как безынерционные с запаздыванием.

Настоящая статья посвящена задачам идентификации процессов, выходные переменные которых стохастически зависимы заранее неизвестным образом. Такого рода процессы в дальнейшем и называются *T*-процессами [1]. А задача идентификации в данном случае состоит в построении *T*-моделей многомерных статистических объектов.

Следует обратить внимание на то, что термин «процессы» ниже рассматривается не как процессы вероятностной природы, например, изложенные в [2], такие как стационарные, гауссовские, марковские и др. Ниже речь пойдет о *T*-процессах, реально протекающих или развивающихся во времени. В частности, это технологический процесс, производственный, экономический процесс, процесс выздоровления человека и многие другие.

Данные процессы впервые были упомянуты А. В. Медведевым [3].

**Т-модели.** Система уравнений, описывающая *Т*-процессы, в общем виде может быть представлена следующим образом [4]:

$$F_j(u(t), x(t)) = 0, \quad j = \overline{1, n} , \qquad (1)$$

где u(t) – вектор входных переменных; x(t) – вектор выходных переменных. Но на практике часто имеет место ситуация, когда на основании априорной информации система уравнений (1) может быть представлена в виде

$$F_{j}\left(u^{}(t), x^{}(t)\right) = 0, \ j = \overline{1, n},$$
 (2)

где  $u^{<j>}(t), x^{<j>}(t)$  – составные векторы. Составной вектор – это вектор, составленный из некоторых ком-

понент соответствующего вектора, в частности  $x^{<j>}(t) = (u_2(t), u_5(t), x_2(t), x_7(t))$ , либо другой набор.

При этом основной особенностью моделирования подобного процесса в условиях непараметрической неопределенности является тот факт, что вид функций (1) неизвестен. В этом случае система уравнений (1) может быть представлена в следующем виде:

$$\hat{F}_{j}\left(u^{\langle j \rangle}(t), x^{\langle j \rangle}(t), \vec{x}_{s}, \vec{u}_{s}\right) = 0, \ j = \overline{1, n},$$
 (3)

где  $\vec{x}_{s}, \vec{u}_{s}$  – временные векторы (набор данных, поступивший к *s*-му моменту времени), в частности,  $\vec{x}_{s} = (x_{1}, ..., x_{s}) = (x_{11}, x_{12}, ..., x_{1s}, ..., x_{21}, x_{22}, ..., x_{2s}, ..., x_{n1}, x_{n2}, ..., x_{ns})$ , но и в этом случае  $\hat{F}_{j}(\cdot), j = \overline{1,n}$ , продолжают оставаться неизвестными. В теории идентификации подобные задачи не только не рассматриваются, но и не ставятся. Чаще всего идут по пути выбора параметрической структуры (1), но, к сожалению, преодоление этого этапа затруднено из-за недостатка априорной информации [5; 6], и требуется длительное время для определения параметрической структуры, т. е. представления модели в виде

$$F_{j}\left(u^{\langle j\rangle}\left(t\right),x^{\langle j\rangle}\left(t\right),\alpha\right)=0, j=\overline{1,n}, \qquad (4)$$

где  $\alpha$  – вектор параметров. Далее следует процедура оценки параметров по элементам обучающей выборки  $u_i, x_i, i = \overline{1,s}$ , с последующим решением системы нелинейных взаимосвязанных соотношений (4). Успех построения модели в данном случае будет зависеть от качественной параметризации системы (4) [7; 8].

В дальнейшем рассмотрим задачу построения *Т*-моделей в условиях непараметрической неопределенности, т. е. в условиях, когда система (3) не известна с точностью до параметров [4; 9].

Вычислительный эксперимент. Для вычислительного эксперимента был взят простой многомерный объект с пятью входными переменными  $u(t) = (u_1(t), u_2(t), u_3(t), u_4(t), u_5(t))$ , принимающими случайные значения в интервале  $u(t) \in [0; 3]$ , и четырьмя выходными переменными  $x(t) = (x_1(t), x_2(t), x_3(t), x_4(t))$ , принимающими значения в следующих интервалах:  $x_1(t) \in [-2; 15]$ ,  $x_2(t) \in [-0,8; 33]$ ,  $x_3(t) \in [-0,7; 28]$ ,  $x_4(t) \in [-12; 47]$ . Для данного объекта сформируем выборку входных и выходных переменных исходя из системы уравнений (уравнение выбрано произвольно, но для алгоритма идентификации они неизвестны):

$$\begin{cases} x_{1}(t) - 2u_{2}(t) + u_{5}(t) - 0, 3x_{2}(t) = 0; \\ x_{2}(t) - u_{1}^{3}(t) - 0, 3u_{3}(t) - 0, 5x_{1}(t) = 0; \\ x_{3}(t) - u_{4}(t) - \sqrt{u_{5}(t)} - 0, 2x_{4}(t) = 0; \\ x_{4}(t) - u_{2}^{2} + u_{3}(t) - 0, 4x_{3}(t) = 0. \end{cases}$$
(5)

Система уравнений (5) не является описанием реального процесса, она принята только в данном вычислительном эксперименте. Данная система вводится для того, чтобы провести вычислительный эксперимент и сравнить результаты оценок компонент вектора выхода, которые получатся с помощью *Т*-модели, с истинными значениями, известными из системы (5). Данная система приведена только для исследования. Если бы мы имели дело с реальной задачей, то обучающая и тестовая выборка были бы получены при многочисленных опытах, проводимых с изучаемым объектом [10].

Таким образом, решая систему (5) относительно  $x(t) = (x_1(t), x_2(t), x_3(t), x_4(t))$ , получим обучающую выборку  $u_i, x_i, i = \overline{1, s}$ . Далее необходимо решить систему (5). Для этого необходимо решить ее относительно x(t) при известных значениях u(t), при этом значения u(t) могут быть сформированы случайным образом из указанных выше интервалов:

$$\begin{cases} \widehat{F}_{x1}(x_1(t), x_2(t), u_2(t), u_5(t)) = 0; \\ \widehat{F}_{x2}(x_1(t), x_2(t), u_1(t), u_3(t)) = 0; \\ \widehat{F}_{x3}(x_3(t), x_4(t), u_4(t), u_5(t)) = 0; \\ \widehat{F}_{x4}(x_3(t), x_4(t), u_2(t), u_3(t)) = 0. \end{cases}$$
(6)

Таким образом, при известных значениях  $u(t) = (u_1(t), u_2(t), u_3(t), u_4(t), u_5(t))$  необходимо дать оценку значений выходных переменных. Это является основным итогом решения задачи идентификации. Конечно, хотелось бы назвать систему уравнений (5) моделью исследуемого процесса, но это не так, по той простой причине, что функции F(x) неизвестны. Именно поэтому в качестве *T*-модели выступает цепочка соответствующих непараметрических статистик.

Для начала вычисляются невязки для каждого компонента вектора выхода по следующей формуле [4]:

$$\varepsilon_{j}(i) = F_{\varepsilon_{j}}(u^{}, x_{j}(i)) = x_{j}(i) - \frac{\sum_{i=1}^{s} x_{j}[i] \prod_{k=1}^{} \Phi\left(\frac{u'_{k} - u_{k}[i]}{c_{su_{k}}}\right)}{\sum_{i=1}^{s} \prod_{k=1}^{} \Phi\left(\frac{u'_{k} - u_{k}[i]}{c_{su_{k}}}\right)},$$
(7)

где  $j = \overline{1, n}$ ,  $\langle m \rangle - p$ азмерность составного вектора  $u_k$ ,  $\langle m \rangle \leq m$ , в дальнейшем это обозначение используется и для других переменных. Колоколообразные функции  $\Phi\left(\frac{u'_k - u_k[i]}{c_{su_k}}\right)$  и параметр размыто-

сти *с*<sub>*suk*</sub> удовлетворяют некоторым условиям сходимости и обладают следующими свойствами:

$$\Phi(\cdot) < \infty;$$

$$c_s^{-1} \int_{\Omega(u)} \Phi(c_s^{-1}(u-u_i)) du = 1;$$

$$\lim_{s \to \infty} c_s^{-1} \Phi(c_s^{-1}(u-u_i)) = \delta(u-u_i);$$

$$\lim_{s \to \infty} c_s = 0, \quad \lim_{s \to \infty} sc_s = \infty \quad [11].$$

Также можно представить невязки в виде следующей системы:

$$\begin{cases} \varepsilon_{1}(i) = \widehat{F}_{x1}\left(x_{1}^{i}(t), x_{2}^{i}(t), u_{2}^{l}(t), u_{5}^{l}(t)\right); \\ \varepsilon_{2}(i) = \widehat{F}_{x2}\left(x_{1}^{i}(t), x_{2}^{i}(t), u_{1}^{l}(t), u_{3}^{l}(t)\right); \\ \varepsilon_{3}(i) = \widehat{F}_{x3}\left(x_{3}^{i}(t), x_{4}^{i}(t), u_{4}^{l}(t), u_{5}^{l}(t)\right); \\ \varepsilon_{4}(i) = \widehat{F}_{x4}\left(x_{3}^{i}(t), x_{4}^{i}(t), u_{2}^{l}(t), u_{3}^{l}(t)\right). \end{cases}$$
(8)

Соответственно, каждая невязка соответствует конкретному выходу объекта.

Для данного эксперимента будем менять параметр размытости  $c_s$ . Параметр размытости будет лежать в интервале  $c_s \in [0,3; 1,2]$ . Объем выборки зададим s = 1000. Для каждого выхода объекта  $x_1(t), x_2(t), x_3(t), x_4(t)$  приведем графики прогнозных значений.

Так как объем выборки большой и чтобы наглядно было видно, приведем на графике прогнозные значения выхода модели с частотой через каждые 50 точек выборки.

На рис. 1-4 точками обозначен объект, а крестиками обозначена модель объекта.

Приведенные рис. 1–4 показывают истинные значения выходных переменных и их прогнозные значения. Как видно, истинные значения и прогнозные значения компонент вектора выхода дают довольно точный результат. Это свидетельствует о высокой точности *T*-модели.

Второй эксперимент проведем с помехой 10 %. При этом помеха будет накладываться на значения компоненты вектора выхода объекта. Для данного эксперимента, как и в первом случае, будем менять параметр размытости  $C_s$  и процент помехи. Объем выборки зададим s = 1000. Для каждого выхода приведем графики  $x_1(t), x_2(t), x_3(t), x_4(t)$ .

На рис. 5-8 точками обозначен объект, а крестиками обозначена модель объекта.



Рис. 1. Прогноз значений выходной переменной  $x_1$  без помех, при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 1. Prediction of values of output variable  $x_1$ , without interference, at s = 1000 and  $c_s = 0.3$ 



Рис. 2. Прогноз значений выходной переменной  $x_2$  без помех, при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 2. Prediction of values of output variable  $x_2$ , without interference, at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 3. Прогноз значений выходной переменной  $x_3$  без помех, при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 3. Prediction of values of output variable  $x_3$ , without interference, at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 4. Прогноз значений выходной переменной  $x_4$  без помех, при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 4. Prediction of values of output variable  $x_4$ , without interference, at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 5. Прогноз значений выходной переменной  $x_1$  при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 % Fig. 5. Prediction of values of output variable  $x_1$ , at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис. 6. Прогноз значений выходной переменной  $x_2$  при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 % Fig. 6. Prediction of values of output variable  $x_2$ , at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис. 7. Прогноз значений выходной переменной  $x_3$ , при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 % Fig. 7. Prediction of values of output variable  $x_3$ , at s = 1000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис. 8. Прогноз значений выходной переменной  $x_4$ , при s = 1000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 %

Fig. 8. Prediction of values of output variable  $x_4$ , at s = 1000 and  $c_s = 0.3$ , interference 10 %

На рис. 5–8 показаны истинные значения выходных переменных и прогнозные значения выходных переменных. Как можно заметить из графиков, при помехе 10 % некоторые точки выборки отклоняются от истинных значений. Возможно, это происходит изза того, что присутствует 10 %-я помеха и на вход могут поступать некорректные значения.

Также для сравнения увеличим объем выборки s = 2000. Как и в предыдущих экспериментах, будем менять параметр размытости  $c_s$ . Параметр размытости будет лежать в интервале  $c_s \in [0,3; 1,2]$ .

Также для наглядности для каждого выхода приведем графики  $x_1(t), x_2(t), x_3(t), x_4(t)$ . И то же проделаем с помехой 10 % для каждого из выходов. На рис. 9–16 точками обозначен объект, а крестиками обозначена модель объекта.

Как можно заметить из приведенных графиков, с увеличением помехи до 10 % объект отклоняется от модели. А при увеличении объема выборки точность прогноза увеличивается.

Заключение. В данной работе была рассмотрена задача идентификации безынерционных многомерных объектов с запаздыванием при неизвестных стохастических связях компонент вектора выхода [12–14].

Проведенные вычислительные эксперименты показали высокую эффективность *Т*-моделирования. Также при моделировании были произведены эксперименты с различным объемом выборки и помехами [15].



Рис. 9. Прогноз значений выходной переменной  $x_1$  без помех, при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 9. Prediction of values of output variable  $x_1$ , without interference, at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 10. Прогноз значений выходной переменной  $x_2$  без помех, при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ Fig. 10. Prediction of values of output variable  $x_2$ , without interference, at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 11. Прогноз значений выходной переменной  $x_3$  без помех, при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ 

Fig. 11. Prediction of values of output variable  $x_3$ , without interference, at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ 



Рис. 12. Прогноз значений выходной переменной  $x_4$  без помех, при s = 2000  $c_s = 0,3$ 

Fig. 12. Prediction of values of output variable  $x_4$ , without interference, at  $c_s = 0,3$ 



Рис. 13. Прогноз значений выходной переменной  $x_1$  при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 % Fig. 13. Prediction of values of output variable  $x_1$ , at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис. 14. Прогноз значений выходной переменной  $x_2$  при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 % Fig. 14. Prediction of values of output variable  $x_2$ , at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис. 15. Прогноз значений выходной переменной  $x_3$  при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 %

Fig. 15. Prediction of values of output variable  $x_3$ , at s = 2000 and  $c_s = 0,3$ , interference 10 %



Рис.16. Прогноз значений выходной переменной  $x_4$ , при s = 2000 и  $c_s = 0,3$ , помеха 10 %

Fig. 16. Prediction of values of output variable  $x_4$ , at s = 2000 and  $c_s = 0.3$ , interference 10 %

### Библиографические ссылки

1. Медведев А. В. Непараметрические системы адаптации. Новосибирск : Наука, 1983. 174 с.

2. Дуб Дж. Л. Вероятностные процессы. М. : Иностр. лит., 1956. 605 с.

3. Медведев А. В. Основы теории адаптивных систем : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. 526 с.

4. Медведев А. В. Основы теории непараметрических систем. Идентификация, управление, принятие решений : монография / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2018. 732 с.

5. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М. : Мир, 1975. 681 с.

6. Современные методы идентификации систем : пер. с англ. / П. Эйкофф [и др.]; под ред. П. Эйкоффа. М. : Мир, 1983. 400 с.

7. Васильев В. А., Добровидов А. В., Кошкин Г. М. Непараметрическое оценивание функционалов от распределений стационарных последовательностей / отв. ред. Н. А. Кузнецов. М. : Наука, 2004. 508 с. 8. Льюнг Л. Идентификация систем. М. : Наука, 1991. 432 с.

9. Цыпкин Я. З. Основы информационной теории идентификации. М. : Наука. Гл. изд-во физ.-мат. лит., 1984. 320 с.

10. Амосов Н. М. Моделирование сложных систем. Киев : Наукова думка, 1968. 81 с.

11. Медведев А. В. Теория непараметрических систем. Управление 1 // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 4–9.

12. Методы классической и современной теории автоматического управления. В 5 т. Т. 1. Математические модели, динамические характеристики и анализ систем автоматического управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 656 с.

13. Методы классической и современной теории автоматического управления. В 5 т. Т. 2. Статистическая динамика и идентификация систем автоматического управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 640 с.

14. Методы классической и современной теории автоматического управления. В 5 т. Т. 4. Теория оптимизации систем автоматического управления / под ред. К. А. Пупкова, Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 744 с.

15. Ярещенко Д. И. О непараметрической идентификации *Т*-процессов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 1. С. 37 – 44.

### References

1. Medvedev A. V. *Neparametricheskie sistemy adaptacii* [Nonparametric adaptation systems]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1983, 174 p.

2. Dub Dzh. L. *Veroyatnostnye processy* [Probabilistic processes]. Moscow, Iz-vo inostrannoy literatury Publ., 1956, 605 p.

3. Medvedev A. V. *Osnovy teorii adaptivnyh system: monografiya* [Fundamentals of adaptive systems theory]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2015, 526 p.

4. Medvedev A. V. Osnovy teorii neparametricheskih sistem. Identifikaciya, upravlenie, prinyatie reshenij [Fundamentals of the theory of nonparametric systems. Identification, management, decision making]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2018, 732 p.

5. Ehjkhoff P. *Osnovy identifikacii system upravleniya* [Fundamentals of identification of control systems]. Moscow, Mir Publ., 1975, 681 p.

6. Ehjkhoff P., Vanechek A., Savaragi E., Soehda T., Nakamizo T., Akaike H., Rajbman N., Peterka V. *Sovremennye metody identifikacii system* [Modern methods of system identification]. Moscow, Mir Publ., 1983, 400 p.

7. Vasilev V. A. Neparametricheskoe ocenivanie funkcionalov ot raspredeleniy stacionarnyh posledovatelnostey [Nonparametric estimation of functionals of distributions of stationary sequences]. Moscow, Nauka Publ., 2004, 508 p.

8. Lyung L. *Identifikaciya system* [Identification of systems]. Moscow, Nauka Publ., 1991, 432 p.

9. Cypkin Y. Z., *Osnovy informacionnoy teorii identifikacii* [Fundamentals of Information theory of identification]. Nauka Publ., 1984, 320 p.

10. Amosov N. M. *Modelirovanie slozhnyh sistem* [Modeling of complex systems]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1968, 81 p.

11. Medvedev A. V. *Teoriya neparametricheskih sistem. Upravlenie 1* [The theory of nonparametric systems. Management 1]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 4–9 (In Russ.).

12. Pupkova K. A., Egupova N. D. *Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya. T. 1: Matematicheskie modeli, dinamicheskie harakteristikii analiz sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 1: Mathematical models, dynamic characteristics and analysis of automatic control systems]. Moscow, Iz-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2004, 656 p.

13. Pupkova K. A., Egupova N. D. *Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya*. *T. 2: Statisticheskaya dinamika i identifikaciya sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 2: Statistical dynamics and identification of automatic control systems]. Moscow, Iz-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2004, 640 p.

14. Pupkova K. A., Egupova N. D. *Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya*. *T. 4: Teoriya optimizacii sistem avtomaticheskogo upravleniya* [Methods of classical and modern theory of automatic control. Vol. 4: Theory of optimization of automatic control systems]. Moscow, Iz-vo MGTU im. N. E. Baumana, 2004, 744 p.

15. Yareshchenko D. I. *O neparametricheskoy identifikacii T-processov* [On nonparametric identification of T-processes]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 1, No. 1, P. 37–44 (In Russ.).

© Терешина А. В., Ярещенко Д. И., 2018





UDC 621.396.932.1 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-464-468

For citation: Akzigitov A. R., Stacenko N. I., Pisarev N. S., Efimova A. N., Musin R. M. [Implementation of russian sattelite communication system "Gonets" in aircraft monitoring]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 464–468. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-464-468

Для цитирования: Акзигитов А. Р., Стаценко Н. И., Писарев Н. С., Ефимова А. Н., Мусин Р. М. Внедрение отечественной спутниковой системы связи «Гонец» в процесс мониторинга воздушных судов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 464–468. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-464-468

## IMPLEMENTATION OF RUSSIAN SATTELITE COMMUNICATION SYSTEM "GONETS" IN AIRCRAFT MONITORING

A. R. Akzigitov\*, N. I. Stacenko, N. S. Pisarev, A. N. Efimova, R. M. Musin

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

One of the main problems of air transportation is the problem of continuous aircraft monitoring, which allows to control every specified flight plan, record deviations from the route, and, in case of a crash or an accident, immediately perform the aircraft search, location and rescue. This problem can be effectively solved by means of satellite navigation systems, satellite communication systems and automatic vehicle monitoring systems.

The onboard aircraft satellite telemetric terminal "Gonets D1-M" is a good option for solving the problem, as it was specially designed for installation in vehicles to record their location, speed and direction. Additionally, it can register a number of other parameters, such as analog / digital input data and sensor readings; that allows to transfer to the control center not only the data on aircraft attitude and speed, but also on the status of its operation.

At present, the policy of import substitution is widely implemented on the territory of the Russian Federation, and it has an influence on all spheres of economic activity. This paper gives a presentation of the home-produced satellite navigation system "Gonets", which has a number of advantages in comparison with foreign analogues.

The proposed system is being used in the field of sea transportation and has already established itself as practical; so there is a prospect of introducing such a system to the aviation sphere.

Keywords: GPS, GLONASS, Iridium, monitoring device, GSM, telemetry data transmission.

## ВНЕДРЕНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ «ГОНЕЦ» В ПРОЦЕСС МОНИТОРИНГА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А. Р. Акзигитов\*, Н. И. Стаценко, Н. С. Писарев, А. Н. Ефимова, Р. М. Мусин

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 \*E-mail: aakzigitov88@mail.ru

Одной из основных задач в обеспечении воздушного движения является постоянное определение местоположения воздушных судов, что дает возможность осуществлять контроль над реализацией заданного плана полета и регистрировать отклонения от маршрута, а кроме того, в случае катастрофы либо аварии немедленно осуществлять поиск, обнаружение и спасение воздушных судов. Рационально решать эту проблему с применением спутниковых навигационных систем, спутниковых систем связи и систем автоматического мониторинга транспортных средств.

Для решения поставленных задач предложено использовать на борту воздушного судна спутниковый телеметрический терминал «Гонец-Д1М», предназначенный для установки на транспортное средство, регистрирующий местоположение, скорость, направление движения транспортного средства. Также дополнительно он способен регистрировать ряд других параметров, таких как состояния аналоговых/дискретных входов и показания датчиков, что позволит передавать в диспетчерский пункт данные не только о географическом положении и скорости воздушного судна, но и о состоянии его работы.

В настоящее время на территории Российской Федерации активно проводится политика импортозамещения, которая распространяется на все сферы деятельности. Рассмотрена отечественная спутниковая навигационная система «Гонец», которая обладает рядом преимуществ в сравнении с зарубежными аналогами. Предлагаемая система уже активно используется в сфере морского транспорта и хорошо себя зарекомендовала, а значит, имеется перспектива внедрения подобной системы в авиационную сферу.

Ключевые слова: «Гонец», ГЛОНАСС, GPS, устройство мониторинга, GSM, передача телеметрических данных.

**Introduction.** This article deals with the topical problem of prospects in using the home-produced satellite navigation system "Gonets" in the field of aviation [1; 2]. The actual satellite system demonstrates certain advantages compared to such foreign analogues as the satellite system "Iridium".

"Gonets". The satellite communication system "Gonets" is designed for different modes of global informational exchange with spacecraft and missiles and also for supplying relay channels for different purposes.

"Gonets" provides communication in zones which are out of coverage of the land GSM networks [3-5], provides communication environment for Russian coordinate and timing support system **GLONASS** and mobile and communication with stationary subscribers in regions with limited access to common means of communication. Transmission of data/message packets both between the system subscribers and with users of general communication networks can be established [6-8]. The equipment and software for spacecraft and subscriber communication terminals is designed in such a way that the system operation does not require continuous subscribers' location within the spacecraft radio visibility. When the spacecraft and the terminal are out of the radio visibility zone they can share, the message is buffered and transmitted when one of the system's spacecraft enters the subscriber's zone.

At present "Gonets" system can provide such services as:

 message exchange between the system subscribers on a global scale;

- transmission of location data for the objects processed by GLONASS system;

- message exchange between the system subscribers and users of general networks on a global scale;

- circular message transmission for a group of subscribers;

- transmission of telemetered data for target objects.

Data are transferred by the system both out of connection with the ground segment (point-to-point: subscriber – SC – subscriber) and by employing regional stations (subscriber – SC – regional station). Regional stations provide routing of messages as well as information exchange of subscribers with the Internet (fig. 1) [9–11].

When both the transmitting and the receiving terminals are in radio visibility of the same SC, the time of message transfer is 1–2 minutes. Waiting time for a communication link of a subscriber on Russian territory through the system of 12 SC is from 0 (at the northern borders) to 15 minutes (at the southern borders of Russia).

**M2M satellite channel**. Channels of mobile satellite communication terminals "Gonets" are used in the M2M networks where there is a need of telematic data transmission from remote places that are out of land communication networks coverage. From "Gonets"

satellite M2M data are transmitted to the regional "Gonets" station, and then to the Internet.

The use of satellite channels of "Gonets" system in forming M2M networks provides unlimited scalability for industrial systems where the inspection equipment units are placed all over an extensive territory with no communication infrastructure.

Compactness of "Gonets" terminals and antennas is also an important factor that makes it possible to install the equipment in different spatial conditions (fig. 2).

The service is provided by a subscriber's "Gonets" terminal working in the automatically mode. The terminal is joined to the user's system controller and automatically transmits M2M data through the satellite "Gonets" network.

**"Gonets-D1M".** The satellite telemetric terminal "Gonets-D1M" can be used to provide data collection and transference. "Gonets-D1M" terminal is designed for installation in vehicles (fig. 3).

The terminal registers location, speed and route of the vehicle. The navigation can be provided through the global navigation system GLONASS, the global positioning system GPS, or through both these systems simultaneously [12; 13]. The terminal is applicable for any kind of stationary and mobile platforms and vehicles. At present the terminal is widely used in sea transportation; potentially, it can be effectively used in air transportation.

The terminal operation principles. The experimental onboard system will comprise: the satellite terminal "Gonets-D1M" with satellite and cellular communication antennas. The power required for operation can always be supplied by the aircraft electrical direct current system of 12 V.

When switched on, the terminal performs the search of GLONASS and GPS satellites, fixes its own location, speed, time, input voltage, takes sensors' readings and connects to the server.

As soon as the connection is made, the terminal starts to transfer monitoring information to the server at a specified rate. In zones out of GSM network coverage the data will be transmitted through the "Iridium" network SBD channel; these can also be duplicated in case the GSM signal is received. If connection to the server becomes problematic, all information is stored in a nonvolatile memory of the terminal and transferred as soon as the connection is re-established (fig. 4).

The route of the vehicle is recorded in the form of separate time points at which all the terminal incoming information from the sensors and the auxiliary equipment is registered. A concrete route point is stored in memory if at least of one of the following things happen: a deviation from the given directional angle; the end of the lapse of point fixation time (for moving objects); any event at analog and discrete inputs; change of the device status.



Fig. 1. Functioning of satellite communications for the monitoring of aircraft

Рис. 1. Принцип работы спутниковой связи для мониторинга ВС



Fig. 2. Functional diagram of the terminal operation

Рис. 2. Функциональная схема работы терминала



Fig. 3. Functional diagram of the transmission stages of telemetry information

Рис. 3. Функциональная схема этапов передачи телеметрической информации



Fig. 4. Terminal "Gonets-D1M"

Рис. 4. Терминал "Гонец-Д1М"

Satellite	systems	compared
Satunte	systems	comparcu

	Gonets	Iridium
Maximum data transmission volume	V = 340 byte = 2,72 K	V = 340 byte = 2,72 K
Average data transmission time	r = 10  K/sec	r = 20  K/sec
Full packet transmission time	T = 2.2  sec	T = 3.8  sec

The object's attitude data and aircraft parameters' records are captured and transferred as a packet through GSM or "Gonets" networks to the control center (see table) [14; 15].

**Conclusion.** The article gives an analysis of the advantages of "Gonets" satellite navigation system implementation in the field of aviation for the purpose of aircraft monitoring. Compactness of the terminal, authentication of subscribers when the channel is accessible, full coverage of the Russian Federation territory – all these point out the advantages of the system's application and its ability to provide economical personal communication for all kinds of coverage zones.

For effective aircraft monitoring, "Gonets-D1M" can be implemented as a means of communication, as it is already being used in sea transportation sphere. This system is able to provide continuous monitoring of aircraft throughout the territory of Russia.

#### References

1. Gal'kevich A. I. *Nizkoorbital'naya kosmicheskaya sistema personal'noy sputnikovoy svyazi i peredachi dannykh* [Low-orbit space system of personal satellite communication and data transmission]. Moscow, Yulis Publ., 2013, 170 p. (In Russ.).

2. Kuzovnikov A. V., Testoedov N. A., Agureev V. A. [Problems of development of low-orbit multifunction personal satellite communication system "GONETS-D1M"]. *Vestnik SibGAU*. 2013, Vol. 52, No. 6, P. 158–163 (In Russ.).

3. Akzigitov A. R., Statsenko N. I., Pisarev N. S., Efimova A. N., Andronov A. S. [Aircraft monitoring in remote areas via the low-orbit satellite communications

system "IRIDIUM" along with the GSM data transmission through ASC-6 telemetry terminal]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 552–557.

4. Shevchuk D. V. [The time estimate message delivery system "GONETS" for various variants of construction of the orbital group]. *Radiotekhnika*. 2012, No. 11, P. 127–130 (In Russ.).

5. Mukhin I. E., Shevtsov A. N., Shchitov A. N. [Prospects for the use of the multifunctional personal satellite communication system MSPSC "GONETS"]. *Infokommunikatsii i informatsionnaya bezopasnost*': *sostoyanie, problemy i puti resheniya: Materialy II Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Infocommunication and information security: status, problems and ways of solution: materials of the II all-Russian scientific-practical conference]. Moscow, 2015, P. 151–155 (In Russ.).

6. Zharov A. A. [Multifunctional system for personal satellite communications "Gonets-D1M": state and prospects of development]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2013, Vol. 2, No. 6, P. 72–78 (In Russ.).

7. Akimov A., Poleshchuk V. [Spatial accessibility and operational readiness of the low-orbital group of communication spacecraft]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2014, Vol. 2, No. 6. P. 76–81 (In Russ.).

8. Antamoshkin O. A. [Design of highly reliable realtime systems]. *Trudy MAI*. 2011, No. 45, P. 61–63 (In Russ.).

9. Marinich A. N., Pripotnyuk A. V., Ustinov Yu. M. [Monitoring of ships along the Northern sea route using satellite communication systems]. *Vestnik*  Gosudarstvennogo universiteta morskogo i rechnogo flota im. Admirala S. O. Makarova. 2016, No. 6, P. 184–205 (In Russ.).

10. Akimov A., Shevchuk D., Danilov D. [Efficiency of information transfer in low-orbit communication system with message transfer onboard spacecraft]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2015, No. 1, P. 69–72 (In Russ.).

11. Akimov A., Shevchuk D., Danilov D. [Efficiency of information transfer in low-orbit communication system with message transfer onboard spacecraft]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2015, No. 2, P. 72–75 (In Russ.).

12. Tsisar L. [The best satellite communications expands standards]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*. 2008, No. 64, P. 40–42 (In Russ.).

13. Bisterfel'd O. A. [The algorithm for moving data through communication channel with the segment of satellite communications]. *Nauka i obrazovanie*. 2014, No. 10, P. 41–43 (In Russ.).

14. Kartavtsev D. V., Oblienko A. V., Oblienko M. V. [Organization of communication via satellite stations such as VSAT]. *Pozharnaya bezopasnost': problemy i perspektiv.* 2014, No. 5, P. 360–363 (In Russ.).

15. Nazarov S. N. [Improving communication efficiency of mobile subscribers through the integration of cellular and satellite communication systems]. *Vestnik Ul'yanovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta.* 2010, No. 52, P. 53–56 (In Russ.).

### Библиографические ссылки

1. Галькевич А. И. Низкоорбитальная космическая система персональной спутниковой связи и передачи данных. М. : Юлис, 2013. 168 с.

2. Кузовников А. В., Тестоедов Н. А., Агуреев В. А. Проблемы развития низкоорбитальной многофункциональной системы персональной спутниковой связи «ГОНЕЦ-Д1М» // Вестник СибГАУ. 2013. Т. 52, № 6. С. 158–163.

3. Мониторинг воздушных судов в высоких широтах посредством использования спутниковой связи «ИРИДИУМ» на основе телеметрического терминала ASC-6 / А. Р. Акзигитов [и др.] // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, № 3. С. 552–557.

4. Шевчук Д. В. Оценка времени доставки сообщений системой «ГОНЕЦ» при различных вариантах построения орбитальной группировки // Радиотехни-ка. 2012. № 11. С. 127–130.

5. Мухин И. Е., Шевцов А. Н., Щитов А. Н. Перспективы применения многофункциональной системы персональной спутниковой связи МСПСС «ГОНЕЦ» // Инфокоммуникации и информационная безопасность: состояние, проблемы и пути решения : материалы II Всерос. науч.-практ. конф. 2015. С. 151–155.

6. Жаров А. А. Многофункциональная система персональной спутниковой связи «ГОНЕЦ-Д1М»: состояние и перспективы развития // Технологии и средства связи. 2013. № 6 (2). С. 72–78.

7. Акимов А., Полещук В. Пространственная доступность и оперативная готовность низкоорбитальной группировки космических аппаратов связи // Технологии и средства связи. 2014. № 6 (2). С. 76–81.

8. Антамошкин О. А. Проектирование высоконадежных систем реального времени // Труды МАИ. 2011. № 45. С. 61–63.

9. Маринич А. Н., Припотнюк А. В., Устинов Ю. М. Мониторинг судов на трассах северного морского пути с помощью спутниковых систем связи // Вестник государственного университета морского и речного флота им. адмирала С. О. Макарова. 2016. № 6. С. 184–205.

10. Акимов А., Шевчук Д., Данилов Д. Оперативность передачи информации в низкоорбитальной системе связи с переносом сообщений на борту космических аппаратов // Технологии и средства связи. 2015. № 1. С. 69–72.

11. Акимов А., Шевчук Д., Данилов Д. Оперативность передачи информации в низкоорбитальной системе связи с переносом сообщений на борту космических аппаратов // Технологии и средства связи. 2015. № 2. С. 72–75.

12. Цисар Л. Лучшая спутниковая связь расширяет стандарты // Технологии и средства связи. 2008. № 64. С. 40–42.

13. Бистерфельд О. А. Алгоритм транспортировки данных по каналу связи с сегментом спутниковой связи // Наука и образование. 2014. № 10. С. 41–43.

14. Картавцев Д. В., Облиенко А. В., Облиенко М. В. Организация связи с помощью станций спутниковой связи типа VSAT // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. 2014. № 5. С. 360–363.

15. Назаров С. Н. Повышение эффективности связи подвижных абонентов посредством интеграции сотовой и спутниковой систем связи // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2010. № 52. С. 53–56.

© Akzigitov A. R., Stacenko N. I., Pisarev N. S., Efimova A. N., Musin R. M., 2018

### УДК 621.454.2 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

Для цитирования: Беляев Е. Н., Воробьев А. Г. Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 469–481. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

**For citation:** Belayev E. N., Vorobyev A. G. [Influence of filling processes for mixing head of gas generators on dynamics of liquid rocket engine without starter device]. *Siberian Journal of Science and Technology.* 2018, Vol. 19, No. 3, P. 469–481 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481

## ВЛИЯНИЕ ПРОЦЕССОВ ЗАПОЛНЕНИЯ СМЕСИТЕЛЬНЫХ ГОЛОВОК ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ НА ДИНАМИКУ БЕССТАРТЕРНОГО ЗАПУСКА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е. Н. Беляев, А. Г. Воробьев\*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4 \*E-mail: formula1 av@mail.ru

Одной из сложных задач при разработке жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является обеспечение его надёжного и стабильного запуска. В этот период работы двигателя в процессе его отработки наиболее часто возникают аномальные и аварийные ситуации. Чаще всего это связано с большим разбросом массового расхода компонентов топлива, поступающих в газогенератор и камеру сгорания. На моменты поступления и величины расходов существенное влияние оказывают процессы заполнения свободных объемов смесительных головок газогенератора и камеры сгорания. От соотношения компонентов, поступающих в них, зависит развитие рабочих процессов и, в частности, температура генераторного газа. От величины температуры зависит работоспособность соплового аппарата и лопаток турбины. Очень важно в процессе запуска двигателя не допускать больших температурных всплесков в газогенераторе, особенно для двигателей с окислительной схемой газогенерации, так как в окислительной среде возгорание элементов газового тракта возможно при относительно невысоких температурах газа.

Рассматривается вопрос заполнения смесительных головок газогенератора и влияние этого процесса на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя. Проводится анализ конструкций газогенераторов и их смесительных головок, рассмотрены особенности организации рабочего процесса в полостях газогенератора.

Для теоретического анализа поставленной задачи используется нелинейная математическая модель ЖРД. С её помощью проведено исследование запуска ЖРД с учетом и без учета вдува газа в смесительную головку газогенератора. Вдув газа – это один из способов дозирования расхода компонента топлива, существенно улучающий распыл компонента, поступающего в зону горения. При рассмотрении процесса запуска газогенератора без вдува газа исследуются различные формы функций истечения горючего из смесительной головки. Показано, что форма функции истечения существенно влияет на наличие и амплитуду температурного всплеска в газогенераторе.

Для того чтобы результаты математического моделирования запуска ЖРД были адекватны натурным испытаниям двигателей, необходимо проведение специальных экспериментов по заполнению смесительных головок как на высококипящих, так и на низкокипящих компонентах топлива.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, газожидкостные емкости, камера сгорания, газогенератор, смесительная головка, математическое моделирование ЖРД.

## INFLUENCE OF FILLING PROCESSES FOR MIXING HEAD OF GAS GENERATORS ON DYNAMICS OF LIQUID ROCKET ENGINE WITHOUT STARTER DEVICE

E. N. Belayev, A. G. Vorobyev\*

Moscow Aviation Institute (National research university) Volokolamskoe sh., 4, A-80, Moscow, 125993, Russian Federation \*E-mail: formula1 av@mail.ru

One of the most difficult tasks in the development of a liquid rocket engine is to ensure its reliable and stable ignition. During this period of engine operation, in the process of its development, abnormal and emergency situations very often appear. It typically happens due to a large range of the mass flow of components entering the gas generator and combustion chamber. For these moments of entering and the mass flow value, the processes of filling of free volumes and mixing heads of the gas generator and the combustion chamber have a significant effect. The mix ratio of the components coming into them depends on the evolution of the working processes and, in particular, the temperature of the generator gas. Its efficiency depends on the working opportunity of the nozzle apparatus and turbine blades. It is very important, in the process of starting the engine, not to allow large temperature to spike in the gas generator, especially for engines with an oxidative scheme of gas generation, as in an oxidizing environment, the ignition of elements of the gas path is possible at relatively low gas temperatures.

The article shows the problem of filling the mixing heads of the gas generator and the effect of this process on the dynamics of the launch of a liquid rocket engine which does not use special starter devices. The analysis of the designs of gas generators and their mixing heads is carried out; the features of the organization of the working process in the volumes of the gas generator are considered.

For a theoretical analysis of the problem a nonlinear mathematical model of a liquid rocket engine is used. With its help, the study of the launch of a liquid rocket engine with and without taking into account the injection of gas into the mixing head of the gas generator was made. The injection of gas is one of the methods for metering the mass flow of the fuel component, which essentially enhances the spray of the component entering the combustion zone. When examining the start-up process of a gas generator without injection of gas, various forms of the functions of the outflow of fuel from the mixing head have been studied. It is shown that the shape of the functions of the outflow has a significant effect on the presence and amplitude of the temperature burst in the gas generator.

In order for the results of mathematical simulation of the launch of a liquid rocket engine to be adequate for fullscale testing of engines, it is necessary to conduct special experiments to fill the mixing heads on normal-boiling and cryogenic components of the fuel.

*Keywords: liquid rocket engine, gas-liquid volumes, combustor chamber, gas generator, mixing head, mathematical modeling of LRE.* 

Введение. Динамические математические модели ЖРД применяются для теоретического исследования запуска, останова и регулирования ЖРД в процессе разработки, испытаний и эксплуатации двигателя [1–4]. При математическом моделировании ЖРД одной из проблем является описание процессов заполнения газожидкостных объемов в двигателе. Под газожидкостными емкостями понимают объемы в узлах и агрегатах двигателя, в которых одновременно может находиться жидкая и газовая фаза.

В общем случае все газожидкостные емкости условно можно разделить на емкости с отсеченным газовым объемом (топливные баки, ресиверы, демпферы и пр.), с вытесняемым газовым или жидкостным объемом (гидравлические магистрали, тракты охлаждения камер сгорания (КС) и газогенераторов (ГГ) и пр.) и емкости с двухфазной газожидкостной средой (смесительные головки (СГ) КС и ГГ в периоды их заполнения при запуске и опорожнении при останове двигателя).

Среди емкостей с двухфазной газожидкостной средой наибольшие трудности возникают с описанием процессов заполнения смесительных головок КС и ГГ [5; 6] при запуске ЖРД. Это связано с тем, что в процессе запуска ЖРД компонент топлива, поступающий в СГ, разделяется на два потока, один из которых идет на заполнение СГ, а другой – истекает из СГ, в том числе и под действием скоростного напора. Кроме того, в случае использования низкокипящих компонентов топлива существенное влияние на процесс заполнения оказывают процессы нестационарного теплообмена.

Особенно важно достоверно описать процессы заполнения и одновременного истечения части компонента топлива из смесительных головок в случае применения бесстартерной схемы запуска двигателей, когда запуск ЖРД осуществляется без применения специальных пусковых турбин или пороховых (пневмо и т. п.) стартеров [7; 8; 10]. При бесстартерном запуске избыточная мощность на турбине создается соответствующей организацией рабочих процессов в газогенераторе и камере сгорания с помощью расходов компонентов топлива, реализующихся под действием перепада давления от входа в двигатель до соответствующего огневого агрегата.

Особенности конструкций смесительных головок газогенераторов. В ЖРД в основном используют два типа подвода компонента топлива к смесительным головкам – центральный и боковой (рис. 1). Например, в ЖРД РД-120 и РД-170 боковой подвод горючего к смесительной головке (направление потока компонента топлива в смесительной головке от периферии к центру) реализован в КС. А в ГГ этих двигателей боковой подвод к смесительной головке имеет окислитель, а центральный – горючее.

При окислительной схеме газогенерации центральный подвод компонента топлива в газогенератор имеет горючее, а боковой – окислитель. При восстановительной схеме газогенерации, наоборот, в смесительные головки газогенераторов через центральный подвод подается компонент топлива (окислитель), отвечающий за температурные режимы работы газогенератора, а через боковой – компонент (горючее), отвечающий за массу газа в нем и, соответственно, за расход газа. Общий принцип – избыточный компонент подается через боковой вход. Такие схемы подвода компонентов топлива к смесительным головкам позволяют обеспечить необходимую расходонапряженность, прочностные свойства конструкции газогенераторов, их компактность.

В разработке ГГ можно выделить два принципиально отличных направления: многозонные системы (рис. 2) и однозонные системы (рис. 3, 4) [9]. Для многозонных систем характерно наличие поясов (пояса) дополнительного ввода части избыточного компонента топлива.



Рис. 1. Смесительные головки с центральным (а) и боковым (б) подводом компонента топлива





Рис. 2. Схема (*a*) и рисунок (*б*) конструкции окислительного двухзонного газогенератора с центральной подачей горючего (РД-253) (АТ + НДМГ,  $K_{m \ \Gamma\Gamma} = 21,5$ ,

 $T_{\Gamma\Gamma}$  = 780 К,  $p_{\Gamma\Gamma}$  = 230 атм):

1 – фланец; 2 – форсуночный элемент; 3 – внутреннее днище; 4 – смесительная головка;
 5 – рубашка; 6 – боковой фланец; 7 – распылитель; 8 – корпус; I – зона предварительного зажигания; II – зона балластировки

Fig. 2. Scheme (*a*) and design (*b*) of construction of oxidizer double-zone gasgenerator with central fuel entrance (РД-253) (AT + UDMH,  $K_{m GG} = 21.5$ ,  $T_{GG} = 780$  K,  $p_{GG} = 230$  atm): *I* – flange; 2 – jets element; 3 – entire bottom; 4 – mixing head; 5 – jacket; 6 – side flange; 7 – spray device; 8 – body; I – zone of preliminary mixing; II – ballasting zone



Рис. 3. Конструкция окислительного однозонного газогенератора с центральной распределенной подачей горючего (РД-120) (О<sub>2</sub> + кер,  $K_{m \ \Gamma\Gamma}$  = 53,8,  $T_{\Gamma\Gamma}$  = 735 K,

*p*<sub>ГГ</sub> = 314 атм):

1 – наружное днище; 2 – среднее днище; 3 – внутреннее днище; 4 – форкамера;
 5 – втулка форсунки; 6 – смесительная головка; 7 – форсунка; 8 – внутренняя стенка ГГ;
 9 – наружняя стенка ГГ; 10 – сферическая оболочка [12]

Fig. 3. Design of oxidizer one-zone gasgenerator with central entrance of fuel (РД-120)  $(O_2 + RP1, K_{m GG} = 53.8, T_{GG} = 735 \text{ K}, p_{GG} = 314 \text{ atm}):$ 

1 - outer bottom; 2 - middle bottom; 3 - inner bottom; 4 - prechamber; 5 - injector bushing;
 6 - mixing head; 7 - injector; 8 - internal wall of GG; 9 - external wall of GG;
 10 - spherical body [12]

В однозонных конструкциях полный расход компонентов поступает в реакционный объем только через смесительную головку.

Для первого в мире двигателя (РД-253), выполненного по замкнутой схеме на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТ + НДМГ, был создан сферический двухзонный газогенератор с распылительным поясом разбавления (рис. 2). В газогенераторе успешно была решена проблема обеспечения динамической прочности распылительных элементов, газогенераторы такой конструкции успешно эксплуатируются и в настоящее время в составе PH «Протон-М» [6].

В двигателе РД-120 [11], работающем на компонентах «жидкий кислород – керосин», используется однозонный газогенератор (рис. 3). Окислитель подается по двум патрубкам в полость между сферической оболочкой и внутренней стенкой ГГ, а горючее – через центральный подвод в полость, образованную наружным и средним днищами. Смесительная головка представляет собой паяную конструкцию, состоящую из наружного, среднего и внутреннего днища 37 двухкомпонентных форсунок. Каждая из форсунок состоит из корпуса и втулки: корпус обеспечивает подачу горючего, а втулка – подвод окислителя во внутреннюю полость форсунки – форкамеру, где и осуществляется горение. Кроме этого, на втулке имеются межреберные каналы для создания каскада подачи окислителя в огневое пространство газогенератора с целью балластировки продуктов сгорания [12]. Защита втулки от перегрева осуществляется за счет протекания жидкого кислорода в пространстве между днищами.

Для ЖРД РД-170 был разработан однозонный окислительный газогенератор (рис. 4). Смесительная головка 1 оснащена двухкомпонентными и двухкаскадными по окислителю форсунками 3, конструкция которых выполнена с зоной горения 9 и зоной балластировки 8 газа внутри форсунок. Фактически каждая форсунка образует вместе с каналом толстостенного огневого днища 7, в котором она расположена, индивидуальный двухзонный газогенератор. В результате обеспечивается равномерность температурного поля по поперечному сечению общего газового потока, формируемого такими форсунками, при высокой расходонапряженности. Горючее подается в форсунки 3 через калиброванные каналы по тангенциальным отверстиям. Основная часть окислителя из кольцевой полости 4 поступает в полость смесительной головки, а его небольшая часть идет в цилиндрическую полость охлаждения 10 ГГ и в дальнейшем смешивается с основным потоком в конце зоны газогенерации. Такая конструкция газогенератора обеспечивает изменение температуры окислительного газа в широком диапазоне от 190 до 600 °C, что позволяет регулировать тягу двигателя от 40 до 105 % номинала [13].



Рис. 4. Схема (*a*) и рисунок (*б*) конструкции окислительного однозонного газогенератора с центральной распределенной подачей горючего (РД-170) (O<sub>2</sub> + кер, *K*<sub>*m* IT</sub> = 54,1,

 $T_{\Gamma\Gamma} = 809$  К,  $p_{\Gamma\Gamma} = 527$  атм):

I – смесительная головка; 2 – корпус; З – двухкомпонентные форсунки; 4 – коллектор окислителя; 5 – отверстия перепуска; 6 – камера газогенератора; 7 – утолщенное огневое днище; 8 – зона балластировки; 9 – зона горения; 10 – полость охлаждения [12]

Fig. 4. Scheme (a) and design (b) of construction of oxidizer one-zone gasgenerator with central entrance of fuel (PД-170) (O<sub>2</sub> + RP1,  $K_{m GG} = 54,1$ ,  $T_{GG} = 809$  K,  $p_{GG} = 527$  atm): *1* – mixing head; 2 – body; 3 – two-propellant jets; 4 – oxidant collector; 5 – bypass holes; 6 – chamber of gas generator; 7 – thickened fire bottom; 8 – ballasting zone; 9 – combustion zone; 10 – cooling volume [12] Развитие конструкций газогенераторов идет в следующих основных направлениях [1]:

 обеспечение устойчивости рабочего процесса на всех режимах работы, включая режимы глубокого дросселирования с широкими диапазонами рабочего процесса по температуре продуктов сгорания, по давлению, суммарному расходу, перепаду давления на форсунках;

– переход от полостных к направленным ГГ (от двухзонных к однозонным конструкциям): локализация процессов горения в малых, не связных между собой каналах – форкамерах, с последующим разбавлением продуктов горения вторичным окислителем во внутренней части смесительной головки для купирования колебательных процессов;

 обеспечение высокой степени совершенства рабочего процесса и приемлемого уровня равномерности температурного поля на выходе из ГГ;

 – разработка высокорасходных кислород-керосиновых окислительных ГГ с высоким давлением для схем с дожиганием газа;

 организация распределенного смесеобразования путем чередования форсунок с разными характеристиками по площади смесительной головки.

Заполнение смесительных головок без вдува газа при запуске ЖРД. При математическом моделировании запуска ЖРД на высококипящих компонентах топлива описание процессов заполнения СГ осуществляется с помощью использования специальных функций истечения [1; 3]. Эти функции разделяют входной поток  $\dot{m}_{\rm ж вх}$  компонента топлива на два пото-

ка. Один из них (см. рис. 1) идет на заполнение полости СГ ( $\dot{m}_{x,3}$ ), а второй – истекает из этой полости

 $(\dot{m}_{*})$ . От достоверности описания этого процесса

(соответственно вида функции истечения) во многом зависит точность моделирования запуска двигателей. Следует особо подчеркнуть важность установления вида этой функции для смесительных головок ГГ с центральным подводом, через который подается недостающий до стехиометрического соотношения компонент топлива. При окислительной схеме газогенерации это – горючее, при восстановительной – окислитель. От характера их поступления и величины расхода этого компонента топлива (недостающего до стехиометрического соотношения) во многом зависят скорости развития процессов горения и поведение температуры газогенераторного газа.

При запуске ЖРД особенно важно не допустить появления в ГГ больших температурных всплесков (особенно при окислительной схеме газогенерации), которые могут привести к повреждения соплового аппарата или лопаток турбины. На величину температурных всплесков при запуске ЖРД существенное влияние оказывает в том числе и разброс расхода недостающего до стехиометрического соотношения компонента топлива, который, в свою очередь, связан с отклонениями давления на входе в двигатель от его номинального значения. На рис. 5 приведена пневмогидравлическая схема модельного двигателя, для которого разработана математическая модель с целью исследования его бесстартерного запуска. Двигатель работает по замкнутому циклу, с боковым поводом расхода окислителя и центральным подводом горючего к газогенератору, с регенеративным охлаждением КС горючим. Пневмогидравлическая схема модельного двигателя аналогична схеме ЖРД РД-120.

Математическая модель двигателя представляет собой детерминированное описание нелинейными дифференциальными и алгебраическими уравнениями различных физических процессов, происходящих в двигателе в процессе его бесстартерного запуска [14; 15].

Точное теоретическое решение задачи заполнения с одновременным частичным истечением компонента топлива из смесительных головок весьма затруднено. На практике при математическом моделировании таких процессов используют результаты специальных проливок смесительных головок, по результатам которых получают функцию истечения вида  $\dot{m}_{\rm ** \ BLX} = f(\bar{V}_{\rm *}) \cdot \dot{m}_{\rm ** \ BX}$ . Эта функция устанавливает зависимость расхода компонента топлива на выходе из смесительной головки  $\dot{m}_{\rm ** BHX}$  от относительной величины её заполненного объема  $\overline{V}_{*} = V_{*}/V_{cr}^{*}$  и расхода компонента на входе в смесительную головку  $\dot{m}_{\rm *, BX}$ . Здесь  $V_{\rm *}$  – объем жидкого компонента в смесительной головке,  $V_{\rm cr}^*$  – полный объем СГ. Очевидно, что  $0 \le \overline{V}_{w} \le 1$ .

Использую эту функцию, уравнение заполнения предфорсуночной полости смесительной головки можно записать как

$$\frac{dV_{\text{m}}}{dt} = \frac{1}{\rho_{\text{m}}V_{\text{cr}}^*} \Big( \dot{m}_{\text{m BX}} - \dot{m}_{\text{m BAX}} \Big).$$
(1)

Функция истечения  $\overline{\dot{m}} = \dot{m}_{_{\rm ж \ BbX}} / \dot{m}_{_{\rm ж \ BX}} = f\left(\overline{V}_{_{\rm x}}\right)$  может иметь различный вид (рис. 6). Практика математического моделирования и результаты специальных проливок СГ показали, что для СГ с центральным подводом компонента топлива наиболее близкие результаты математического моделирования к натурным испытаниям двигателей дает функция истечения типа A, а для СГ с боковым подводом компонента топлива – соответственно типа Б [3].

Используя эту функцию, уравнение (1) можно записать в виде

$$\frac{d\overline{V}_{\rm sc}}{dt} = \frac{\dot{m}_{\rm sc}}{\rho_{\rm sc}} V_{\rm cr}^{*} \left(1 - \overline{\dot{m}}\right). \tag{2}$$

Вид функции истечения  $\overline{m} = f(\overline{V}_{*})$  зависит от многих факторов и в первую очередь от того, как подводится компонент топлива к смесительной головке.

Для решения задачи нахождения вида функции истечения ставятся специальные эксперименты на натурных смесительных головках. Обработка результатов этих экспериментов проводится специальными методами [1; 10].

На рис. 7 представлены различные виды функции истечения горючего из смесительной головки ГГ,

принимаемые в расчете, а на рис. 8 – результаты моделирования температуры окислительного газа в ГГ при бесстартерном запуске двигателя в зависимости от вида функций истечения.



Рис. 5. Основные заполняемые полости (2, 3 и 5) модельного ЖРД: *I* – реакционная полость ГГ; 2 – полость О ГГ; 3 – полость Г ГГ; 4 – газовод «турбина – СГ» КС; 5 – полость Г СГ КС; 6 – реакционная КС

Fig. 5. Main filled volumes (2, 3 and 5) of model of LRE: 1 -combustion volume of gasgenerator; 2 -volume of oxidizer in gasgenerator; 3 -volume of fuel in mixing head of gasgenerator; 4 -gas pipe line turbine -mixing head of combustion chamber; 5 -volume of fuel of mixing head of combustion chamber; 6 -combustion chamber



Рис. 6. Возможные виды функций истечения  $\overline{\dot{m}}$ 

Fig. 6. Functions of expiration  $\overline{\dot{m}}$ 



Рис. 7. Расчетные виды функций истечения  $\overline{\dot{m}}$ 

Fig. 7. Functions of expiration  $\overline{\dot{m}}$  for modeling



Рис. 8. Изменение температуры окислительного газа в газогенераторе в зависимости от вида функции истечения  $\overline{\dot{m}}$ 

Fig. 8. The temperature of oxidizing gas in gasgenerator depending on functions of expiration  $\overline{\dot{m}}$ 

Результаты математического моделирования показывают, что в зависимости от выбранной функции истечения в окислительном ГГ в процессе запуска двигателя могут происходить большие недопустимые температурные всплески. Следует отметить, что в математической модели температура газа среднемассовая, а в реальных условиях при запуске двигателя существует большая неравномерность (радиальная) температурного поля. Местные значения температуры могут быть существенно больше, чем расчетное (среднемассовое) её значение, что неизбежно может привести к повреждению соплового аппарата или лопаток турбины. Поэтому при окислительной схеме газогенерации поведению температуры газа в ГГ в процессе запуска двигателя нужно уделять самое пристальное внимание.

Заполнение смесительных головок с вдувом газа при запуске ЖРД. Опыт экспериментальной отработки многих ЖРД и их математического моделирования показал, что поскольку бесстартерный запуск осуществляется на расходах компонентов топлива, реализующихся под действием перепада давления, а входные давления компонентов топлива имеют определенный разброс, то и запуск ЖРД происходит с достаточно большим временным разбросом. Кроме того, поскольку на форсунках СГ ГГ и КС в начальный период времени реализуется очень маленький перепад давления, то и распыл компонентов топлива реализуется крупнодисперсный. А это, в свою очередь, не способствует «мягкому» воспламенению и плавному развитию процесса сгорания компонентов топлива. Этот большой недостаток в современных ЖРД решается путем эмульгирования компонентов топлива. Эмульгирование - это принудительный вдув газа в жидкость. В ЖРД РД-120, РД-170, РД-180 и РД-191 за счет эмульгирования горючего, поступающего в ГГ, удалось существенно стабилизировать их запуск. Эмульгирование обеспечивает стабильное время прихода горючего в ГГ и его мелкодисперсный распыл, что обеспечивает «мягкое» воспламенение и плавное развитие процесса в ГГ этих двигателей. Эмульгирование горючего в процессе запуска двигателя ведется до определенного режима его работы, после чего оно прекращается.

При эмульгировании интервал времени между моментами поступления компонента топлива через центральные форсунки и периферийные составляет сотые доли секунды, в то время как без вдува газа это время оценивается десятыми долями секунды. Одно из конструктивных решений, направленных на уменьшение этого интервала времени, – это уменьшение объема предфорсуночной полости ГГ, таким образом уменьшается время пребывания компонента топлива в СГ. Кроме того, уменьшение объема предфорсуночной полости СГ недостающего до стехиометрического соотношения компонента способствует уменьшению импульса последействия двигателя.

Следует отметить, что при испытаниях ЖРД в наклонном или горизонтальном положении, в случае небольших давлений компонентов топлива на входе в двигатель и отсутствии эмульгирования, при запуске двигателя за счет влияния силы тяжести в смесительных головках с боковым подводом возможна существенная разновременность появления компонента топлива из периферийных форсунок, находящихся на разных уровнях. Это может привести к скоплению компонента в нижних зонах ГГ и последующим нештатным ситуациям.

На рис. 9 показано, как меняется структура распыла жидкости на выходе из смесительной головки ГГ в зависимости от величины расхода вдуваемого газа. На рис. 9 расход жидкости одинаков, а расход вдуваемого газа разный. Видно, что при увеличении расхода вдуваемого газа структура распыла улучшается.

При использовании такого метода подачи компонентов топлива в ГГ следует иметь в виду, что при эмульгировании существенно возрастают гидравлические потери давления на форсунках. Например, если на номинальном режиме работы двигателя перепад давления на форсунках ГГ составляет ~ 2 МПа при расходе горючего ~ 3,5 кг/с, то при запуске двигателя и отсутствии эмульгирования перепад давления на форсунках должен составить ~ 0,0315 МПа при расходе на самотеке ~ 0,44 кг/с. Проведенные эксперименты показали, что если в СГ подавался только газ, то перепад давления с увеличением его расхода на СГ увеличивался и соответственно составил: при  $\dot{m}_{_{\rm ra3\,BX}}$  = 0,0313 кг/с  $\Delta p_{_{\rm T}}$  = 0,0118 МПа, при  $\dot{m}_{\text{газ вх}} = 0,0439$  кг/с  $\Delta p_{\text{г}} = 0,0237$  МПа, при  $\dot{m}_{_{\text{газ вх}}}$  = 0,0857 кг/с  $\Delta p_{_{\Gamma}}$  = 0,098 МПа, при  $\dot{m}_{_{\text{газ вх}}} = 0,1632$  кг/с  $\Delta p_{_{\Gamma}} = 0,276$  МПа. При тех же расходах вдуваемого газа и постоянном расходе модельной жидкости на входе в СГ ( $\dot{m}_{\rm w \, BX} = 0,44$  кг/с) перепад давления на СГ установился, соответственно, равным  $\Delta p_{\rm cm} = 0,0473$  МПа,  $\Delta p_{\rm cm} = 0,0867$  МПа,  $\Delta p_{\rm cm} = 0,225$  МПа,  $\Delta p_{\rm cm} = 0,493$  МПа, т. е. на двухфазной смеси перепад давления возрастает. Кроме того, проведенные эксперименты показали, что время выхода на установившийся режим истечения двухфазной среды из СГ с увеличением расхода вдуваемого газа уменьшается.

На основе этих экспериментов была разработана математическая модель заполнения СГ с учетом эмульгирования [16]. В основе модели были использованы корреляционные зависимости Мартинелли для расчета потерь давления:

$$\left(\frac{1}{\Phi_{\Gamma}^2}\right)^{1/n} + \left(\frac{1}{\Phi_{\mathcal{K}}^2}\right)^{1/n} = 1, \qquad (3)$$

где  $\Phi_{\Gamma}^2 = \Delta p_{\Gamma} / \Delta p_{cM}; \Phi_{\pi}^2 = \Delta p_{\pi} / \Delta p_{cM}; \Delta p_{\Gamma}, \Delta p_{\pi}$  и  $\Delta p_{cM} -$  потери давления в СГ соответственно при течении только газа, только жидкости и двухфазной смеси. Коэффициент n = 2 для ламинарного течения, n = 2,375-2,5 для турбулентного течения при использовании коэффициента трения; n = 2,5-3,5 для турбулентного течения, рассчитываемого по теории пути перемешивания, и коэффициента объемного газосодержания:

$$\alpha = V_{\rm ras} / V^* = \left( 1 + X^{0,8} \right)^{-0.378}, \tag{4}$$

где  $V_{\rm ras}$  и  $V^*$  – соответственно текущий объем газа в СГ и её полный объем; X – параметр Мартинелли [17], показывающий, в какой степени поведение двухфазной смеси ближе к жидкости, чем к газу:  $X = \sqrt{\Delta p_* / \Delta p_{\rm r}}$ .

На рис. 10 и 11 приведены результаты расчета параметров бесстартерного запуска при разных расходах газа ( $\mu F$ ) вдуваемого в поток горючего, поступающего в СГ ГГ.

Результаты расчетов показывают, что при большом расходе вдуваемого газа ( $10\mu F$ ) приход горючего в ГГ происходит очень интенсивно, соотношение компонентов в диапазоне 0,4–0,8 с уходит в область, близкую к стехиометрическому соотношению, что приводит к всплеску температуры газа.

Если вдувается небольшое количество газа  $(0,1\mu F)$ , то соотношение компонентов продолжительное время остается большим, что может привести к замедлению запуска двигателя. Оптимальный выбор µ*F* подразумевает отсутствие больших амплитудных всплесков температуры и при этом достаточно интенсивный выход газогенератора на рабочий режим.

Расчетные и экспериментальные исследования показали, что эмульгирование горючего, поступающего в ГГ, является мощным стабилизирующим запуск двигателей фактором [18].



Рис. 9. Структура истекающей двухфазной смеси из СГ газогенератора после наступления установившегося режима по давлению в СГ при различных расходах вдуваемого газа:  $\dot{m}_{\rm raз \, вx} = 0,0313$  кг/с (*a*);  $\dot{m}_{\rm raз \, вx} = 0,0857$  кг/с (*б*);  $\dot{m}_{\rm raз \, вx} = 0,1632$  кг/с и постоянном расходе жидкости в СГ  $\dot{m}_{\rm ж \, вx} = 0,44$  кг/с (*b*)

Fig. 9. The structure of expiring two-phases flow from mixing head of gasgenerator in steady-state pressure mode in mixing head at different mass flow of injected gas:  $\dot{m}_{gas \text{ in}} = 0,0313 \text{ kg/sec } (a)$ ;  $\dot{m}_{gas \text{ in}} = 0,0857 \text{ kg/sec } (b)$ ;  $\dot{m}_{gas \text{ in}} = 0,1632 \text{ kg/sec } \text{with steady state mass flow of liquid } \dot{m}_{hq \text{ in}} = 0,44 \text{ kg/sec } (c)$ 



Рис. 10. Изменение температуры окислительного газа в газогенераторе при запуске двигателя в схеме с вдувом газа в зависимости от количества вдуваемого газа

Fig. 10. Calculation temperature of oxidant gas of gasgenerator at the engine start-up depending on injection mass flow of gas



Рис. 11. Изменение относительного давления в КС при запуске двигателя в схеме с вдувом газа в зависимости от количества вдуваемого газа

Fig. 11. Calculation relative pressure of combustion chamber at the engine startup depending on injection mass flow of gas

Заполнение смесительных головок с учетом нестационарного теплообмена при запуске ЖРД. Ещё более сложная задача при математическом моделировании заполнения смесительных головок двигателей при их запуске возникает в случае использования низкокипящих компонентов топлива. Строгое теоретическое решение такой задачи невозможно без проведения специальных экспериментов на натурной материальной части.

Из известных математических моделей, которые описывают процессы нестационарного теплообмена при заполнения полостей, следует выделить модель, разработанную в ЦИАМе [19], в основе которой лежат следующие предпосылки:

 заполняемая магистраль рассматривается как двухфазная гидродинамическая система со взаимным преобразованием жидкой и паровой фаз, что определяется подводом тепла к ним от стенок конструкции и уровнем давления;

 процесс заполнения и частичной газификации начинается при давлении, равном атмосферному, и заканчивается при значениях давления, существенно превышающих критическое для данной жидкости;

 режим течения двухфазной среды принимается переходящим от стержневого к снарядному и затем снова к стержневому;

– прогрев массы жидкости происходит во всем объеме, и реализуется условие  $p_s > p_{\rm CF}$  ( $p_{\rm CF}$  – давление в заполняемом объеме), при котором и происходит основное испарение жидкости, и некоторые другие допущения.

В реальных условиях при относительно низких температурах жидкости, когда  $p_s \leq p_{\rm CF}$ , испарение жидкости в процессе заполнения СГ происходит от её

контакта с поверхностью смесительной головки. При этом за счет крупномасштабной турбулентности (при заполнении смесительной головки) происходит постоянный срыв паровой пленки со стенок СГ и её унос в массу парожидкостной смеси. В этом случае помимо прихода испарившейся жидкости за счет того, что  $p_s > p_{\rm C\Gamma}$ , нужно дополнительно учитывать приход пара за счет контакта жидкости со стенками СГ:

$$\dot{m}_{n\,\mathrm{cr}} = f\left(m_{\mathrm{cr}}, F_{\mathrm{cr}}, \Delta T, V_{\mathrm{w}}\right),$$

где  $\dot{m}_{n \, {\rm cr}}$  и  $F_{{\rm cr}}$  – соответственно масса и площадь внутренней поверхности стенок смесительной головки;  $\Delta T$  – разность температур между стенкой и жидкостью;  $V_{\rm x}$  – объем смесительной головки, заполненный жидкостью [1; 10]. Для получения такой корреляционной зависимости нужны данные специальных экспериментов на натурной материальной части и компоненте или его аналоге, например, при использовании жидкого азота вместо кислорода. Уменьшению влияния процессов нестационарного теплообмена на стабильность заполнения СГ способствует опять же уменьшение объема предфорсуночной полости СГ.

Так, например, при испытаниях ЖРД РД-301, выполненного по восстановительной схеме газогенерации, на компонентах топлива «фтор–аммиак», с центральным подводом окислителя к СГ ГГ, стабилизация его запуска была достигнута за счет уменьшения объёма СГ окислителя ГГ.

Заключение. На сегодняшний день математическое моделирование процессов, происходящих в ЖРД, является одним из главных инструментов, позволяющих заглянуть в будущее разрабатываемого двигателя, исследовать особенности его работы, найти наиболее рациональное решение возникающих при разработке и эксплуатации ЖРД проблем и в итоге существенно сократить материальные затраты.

Одним из сложных вопросов математического моделирования является, в частности, описание процессов заполнения с одновременным истечением части компонента топлива из смесительных головок газогенераторов и камер сгорания. Для комплексного решения задач заполнения смесительных головок агрегатов ЖРД необходимо проведение специально поставленных экспериментов и обобщение их результатов. Это, в конечном счете, позволяет существенно уменьшить материальные затраты и сроки разработки ЖРД.

Ярким примером такого подхода явилась разработка ЖРД РД-191 [18]. При учете в математической модели нестационарного теплообмена между конструкцией газогенератора и низкокипящими компонентами топлива требуется проведение специальных экспериментов на натурной материальной части.

#### Библиографические ссылки

1. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей. М : МАИ, 1999. 226 с.

2. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Е. Н. Лебединский [и др.] М. : Машиностроение, 2009. 375 с.

3. Bradford J. E., Chararnia A., Germain B. St. REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-3514. 2004. 17 p.

4. Yang H. S., Park B. H., Yoon W. S. Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System. Pt. I. Essential Components Design // Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences. 2007. Vol. 35, No. 9. P. 805–815. DOI: 10.5139/JKSAS.2007.35.9.816.

5. Аджян А. П. Особенности разработки окислительного газогенератора для многорежимного однокамерного двигателя // Труды НПО «Энергомаш». 2010. № 27. С. 200–216.

6. Аджян А. П., Рахманин В. Ф. Эволюция развития газогенераторов жидкостных ракетных двигателей [Электронный ресурс] // Двигатель. 2010. № 2 (68). URL: http://engine.aviaport.ru/issues/68/ page38.html (дата обращения: 24.05.2018).

7. Chen H.-Y., Liu H.-J., Chen J.-H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine // Journal of Aerospace Power. 2015. Vol 30, iss. 12. P. 3010–3016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.026.

8. Zhang X.-P., Ding F.-N. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine // Journal of Propulsion Technology. 2004. Vol. 25, iss. 1. P. 82–85.

9. George P. S., Oscar B. Rocket Propulsion Elements. 8th ed. John Wiley & Sons Inc., 2010. 751 p.

10. Soon-Young Park, YoungJun Kim, Eun-Whan Jeong. Optimization of the Startup Sequence of a Liquid-propellant Rocket Engine // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). 2017. P. 17. DOI: 10.13009/EUCASS2017-293.

11. РД-120 [Электронный ресурс]. URL: http://www.npoenergomash.ru//dejatelnost/engines/rd120/rd120 4.html (дата обращения: 24.05.2018).

12. Альбом конструкций ЖРД : учеб. пособие. / под ред. Б. И. Каторгина, В. К. Чванова ; КБ НПО «Энергомаш». Химки, 1992. 259 с.

13. ЖРД РД-180 [Электронный ресурс]. URL: http://lpre.de/energomash/RD-180/index.htm. (дата обращения: 24.05.2018).

14. Беляев Е. Н., Черваков В. В. Математическое моделирование ЖРД. М. : МАИ, 2009. 280 с.

15. Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Гнесин Е. М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2014. № 73. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537 (дата обращения: 15.03.2018).

16. Беляев Е. Н., Чванов В. К., Черваков В. В. Истечение двухфазной газожидкостной смеси из смесительной головки газогенератора при запуске ЖРД // Теплофизика высоких температур. 2005. Т. 43, вып. 3. С. 446–451.

17. Уоллис Г. Одномерные двухфазные течения. М.: Мир, 1972. 440 с.

18. Математическое моделирование современных ЖРД / Б. И. Каторгин [и др.] // Двигатель : науч.-техн. журн. 2002. № 4. С. 13–15.

19. Теория автоматического управления ракетными двигателями / А. А. Шевяков [и др.]. М. : Машиностроение, 1978. 288 с.

#### References

1. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. Matematicheskoye modelirovaniye rabochego protsessa zhidkostnykh raketnykh dvigateley [The mathematical modeling of working processes of liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 1999, 226 p.

2. Lebedinskiy E. N., Mosolov S. V., Kalmykov G. P. et al. *Komp'yuternyye modeli zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [The computational momels of liquid rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 375 p.

3. Bradford J. E., Chararnia A., Germain B. St. REDTOP-2: Rocket Engine Design Tool Featuring Engine Performance, Weight, Cost, and Reliability. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2004-3514, 2004, 17 p.

4. Yang H. S., Park B. H., Yoon W. S. Modular Program for Conceptual Design of Liquid Rocket Engine System, Part I : Essential Components Design. *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences.* 2007, Vol. 35, No. 9, P. 805–815. DOI: 10.5139/JKSAS.2007.35.9.816.

5. Adzhyan A. P. [Features of the development of an oxidizing gas generator for a multi-mode single-chamber engine]. *Trudy NPO Energomash.* 2010, No. 27, P. 200–216 (In Russ.).

6. Adzhyan A. P., Rakhmanin V. F. [The evolution of progress gasgenerator of liquid rocket engine]. *Dvigatel*'. 2010, Vol. 2 (68), P. 13–15 (In Russ.).

7. Chen H.-Y., Liu H.-J., Chen J.-H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine. *Journal of Aerospace Power*. 2015, Vol. 30, Iss. 12, P. 3010–3016. DOI: 10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.026.

8. Zhang X.-P., Ding F.-N. Starting process of oxidizer-rich staged combustion rocket engine. *Journal of Propulsion Technology*. 2004, Vol. 25, Iss.1, P. 82–85.

9. George P. S., Oscar B. Rocket Propulsion Elements, 8th ed. John Wiley & Sons Inc., 2010, 751 p.

10. Soon-Young Park, YoungJun Kim and Eun-Whan Jeong. Optimization of the Startup Sequence of a Liquid-propellant Rocket Engine. 7th european conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). 2017. P. 17. DOI: 10.13009/EUCASS2017-293.

11. RD-120. Available at: http://www.npoenergomash.ru// dejatelnost/engines/rd120/rd120\_4.html (accessed: 24.04.2016).

12. *Al'bom konstruktsiy ZHRD* [The album of design]. Ed. B. I. Katorgin, V. K. Chvanon. Khimki, KB NPO Energomash Publ., 1992, 259 p.

13. ZHRD RD-180. Available at: URL: http://lpre.de/energomash/RD-180/index.htm (accessed: 24.05.2018).

14. Belyayev E. N., Chervakov V. V. *Matematicheskoye modelirovaniye ZHRD* [The

computational modeling of LRE]. Moscow, MAI Publ., 2009, 280 p.

15. Belyayev E. N., Vorob'yev A. G., Gnesin E. M. [Development of nonlinear mathematical model of liquid rocket engine working on stationary mode]. *Trudy' MAI*. 2014, Vol. 73 (In Russ.). Available at: http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=48537 (accessed: 15.03.2018).

16. Belyayev E. N., Chvanov V. K., Chervakov V. V. [Expiration of the two-phase gas-liquid mixture from the mixing head of the gas generator at the launch of the LRE]. *Teplofizika vysokikh temperature*. 2005, Vol. 43, No. 3, P. 446–451 (In Russ.).

17. Uollis G. *Odnomernyye dvukhfaznyye techeniya* [One-dimensional two-phases flow]. Moscow, Mir Publ., 1972, 440 p.

18. Katorgin B. I., CHvanov V. K., Belyayev E. N. et al. [The numerical modeling of modern LRE]. *Dvigatel*'. 2002, Vol. 4, P. 13–15 (In Russ.).

19. Shevyakov A. A., Kalnin V. M., Naumenkova N. V., Dyatlov V. G. *Teoriya avtomaticheskogo upravleniya raketnymi dvigatelyami* [Theory of automatic control of rocket engine]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1978, 288 p.

© Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., 2018

UDC 629.735.064 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-482-488

For citation: Gerasimova D. S., Sayapin A. V., Palukhin A. A., Katsura A. V. [Application of the bootstrap method for statistical characteristics assessment of aircraft components' small samples]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 482–488. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-482-488

Для цитирования: Герасимова Д. С., Саяпин А. В., Палухин А. А., Кацура А. В. Bootstrap-метод для оценки статистических характеристик малых выборок авиационных агрегатов // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 482–488. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-482-488

### APPLICATION OF THE BOOTSTRAP METHOD FOR STATISTICAL CHARACTERISTICS ASSESSMENT OF AIRCRAFT COMPONENTS' SMALL SAMPLES

D. S. Gerasimova\*, A. V. Sayapin, A. A. Palukhin, A. V. Katsura

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: Wolhidka@mail.ru

The estimation of adequate service life of aircraft instruments is a factor of great importance in aircraft operation process. Changing the instrument service interval affects both reliability (shorter intervals make it easier to locate malfunctions of components and assemblies as early as possible) and economic performance (inducing increase of operating costs). So, the increasing the service interval without potentially reducing reliability is an economically important task.

To determine the optimal time to maintenance for aviation components and assemblies, it is necessary to determine the span of their service life with the highest degree of precision. The problem of calculating such estimates is complicated by the fact that the data on component failures are scattered and incomplete, which makes it difficult to assess their statistical characteristics accurately.

The purpose of this article is to find an effective method of statistical characteristics assessment for small samples as the first stage of modeling of the aircraft components and assemblies reliability. It is induced by specific operational factors of aviation components exchange at small airlines operating Soviet-time aircraft. The article examines two methods of resampling, bootstrap and jackknife.

There is also an assessment of mean time to failure expectation for fuel gauges, of the variance and root-meansquare deviation in the article.

The bootstrap method is offered as applicable for statistical characteristics assessment of mean time to failure expectation for aircraft components and assemblies taken for analysis in small samples (pressure gauges were chosen as an example of such analysis). The assessments and calculations can be used by airlines to state the nonfailure service time of a variety of components and assemblies.

Keywords: reliability, statistics, bootstrap, aviation, aircraft components.

# ВООТSTRAP-МЕТОД ДЛЯ ОЦЕНКИ СТАТИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛЫХ ВЫБОРОК АВИАЦИОННЫХ АГРЕГАТОВ

Д. С. Герасимова\*, А. В. Саяпин, А. А. Палухин, А. В. Кацура

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

Выбор адекватного срока службы авиационных приборов – важная часть процесса эксплуатации воздушных судов. Изменение срока межсервисного интервала для приборов оказывает влияние как на надежность (так как уменьшение этого интервала приводит к возможному выявлению проблем с узлами и агрегатами на ранней стадии), так и на экономические показатели, повышая эксплуатационные расходы. Увеличение межсервисного интервала без потенциального снижения надежности является важной экономической задачей.

Для уточнения межсервисного интервала авиационных узлов и агрегатов необходимо как можно с более высокой достоверностью знать оценку срока службы тех или иных узлов и агрегатов. Задача вычисления таких оценок осложняется тем, что данные по отказам таких узлов и агрегатов носят разрозненный характер и невелики по объему, что затрудняет корректную оценку их статистических характеристик. Цель данной статьи – подобрать действенный метод для оценки статистических характеристик малых выборок в качестве первого этапа моделирования надежности авиационных узлов и агрегатов. Такое условие обусловлено производственными особенностями обменных фондов авиационных агрегатов небольших авиакомпаний, эксплуатирующих советскую технику. В статье выбираются два метода передискретизации – bootstrap и jackknife, проводится исследование эмпирических данных.

В работе оценивается математическое ожидание наработки на отказ манометров, а также дисперсия и среднеквадратичное отклонение. Произведено сравнение методов bootstrap и jackknife.

Показана недостаточная адекватность метода jackknife, продемонстрированы преимущества метода bootstrap. Показана возможность использования метода bootstrap для оценки статистических характеристик наработки на отказ авиационных узлов и агрегатов в случае малого размера выборок для анализа на примере манометров.

*Результаты работы могут быть использованы авиационными компаниями для оценки наработки на отказ различных узлов и агрегатов.* 

Ключевые слова: надежность, авиация, авиационная техника, bootsrap, статистика.

**Introduction**. The development of methods and means to reduce the number of aircraft and helicopter system failures, as well as flight safety improvement, has always been a priority task. This is connected with economic factors, for example, to some reduction of aircraft maintenance cost, and accordingly, with the increase of air transportation economic efficiency [1], and to psychological factors as well [2].

For increasing the technical reliability of certain aircraft components, one must use an effective reliability assessment of the components already in operation.

The failure of aircraft components and assemblies is a stochastic process. To adequately model such processes, one must know their statistical characteristics.

Unfortunately, the collection, accumulation and storage of information on the status and failures of aircraft in general and of their specific components is not systematic at the moment [3]. There is an acute lack of information concerning end-to-end documentation on instruments and spare parts. It often happens that there are no entries in the logs about previous failures or repairs of various parts and components, and there are errors in inaccurate filling of the forms of these components. Due to all these factors, it is difficult to collect and process the statistical information on aircraft failures and defects; that makes it hard to assess the components reliability.

Under the circumstances, the methods aimed at statistical analysis of small samples are of particular importance.

**Statistical methods of small sample analysis.** Statistics doesn't have any clear definition of small samples. Typically, the sample is called small if its volume does not exceed 30 units [4]. The "criterion of smallness" of the sample was outlined by D. V. Gaskarov and V. I. Shapovalov in the article "Small sample", which states that the sample should be considered small when in processing by means of methods based on data grouping, the specified accuracy and reliability cannot be attained [5; 6].

The development of new statistical methods focused on the processing of a limited number of observations started out when the use of traditional methods of mathematical statistics proved inapplicable – they aren't suitable for processing samples of such volume. For assessment of small samples parameters special methods which extend the characteristics of the sample over the whole sample population were proposed. They are the methods of direct recounting or the methods of correction factors [7], as well as the method of rectangular contributions, as described in [8] and examined in [9]. The essence of this method is in assuming that the random variable is of fluctuating character. It is assumed that  $x_{i}$ is not the only possible, but just the most probable value within a certain interval, so when the empirical density of  $x_i$  is building, it is just a certain finite density function called "contribution", but not a real function. The physical meaning of this construction is the assumption that the probability density is nonzero not only at the point of the variant value, but also in its closest vicinity. The method of reducing the uncertainty, the method of successive medians [10] and some other methods were also used, as described in the thesis abstract by E. B. Gorbunova [11]

Evaluating parameters, in most cases the general assumption is that the analysed value is distributed normally. In assessing the reliability of technical systems, some specific quantities are often regarded as having the exponential distribution. But this assumption often serves the purpose of simplification of the further calculations.

By applying such an approach, the interval estimation of statistical characteristics become more important then oint ones.

In the XX century (in the 60-ies), the statistical methods focused on similar tasks appeared, namely, the jackknife method (meaning a knife which can de folded), and the bootstrap method [12]. These methods are of resampling and randomization groups, that is, they allow to obtain both point and interval estimates of the original population characteristics, forming new samples based on the already available small sample.

These methods had limited application at the time of their development because of their relatively high computational complexity and lack of suitable computer equipment. They were given a new life at the end of the 20<sup>th</sup> century, when computer technologies became widely accessible [13]. The advantages of these methods include relatively high efficiency, while the drawback is the absence of strong theoretical justification. Calculation and processing of the received data was performed using special PC programs: Python, Pandas, Numpy and JupyterNotebook

Python is a high-level general-purpose programming language designed to improve developer's performance and code readability. It is widely used in research calculations.

Pandas is a Python library for data manipulation and analysis, used, for example, in cases of multivariate temporal series and cross-sectional data sets that are commonly found in statistics and outcomes of experiments.

NumPy is an extension of the Python language that provides additional support for large multidimensional arrays and matrices, together with a large library of highlevel mathematical functions allowing operations with these arrays.

JupyterNotebook is a command shell for interactive computing. This software can be run not only by using Python, but other programming languages, as Julia, R, Haskell and Ruby. It is often used for data processing, statistical modeling and computer-aided learning. [14; 15]

**Source data for the analysis.** The data selected for the analysis were the failures of components installed in the An-24RV aircraft of "KrasAvia" airline. The available information on the aircraft components and assemblies was:

- product name;
- product code;
- factory code number;
- date of manufacture;
- date of repair;
- operation time since initial installation (hours);
- operation time since the latest repair (hours).

As far as the reliability of the newly-released aircraft is concerned, its non-failure operation time becomes the matter of primary importance, mainly, the non-failure time since the aircraft was first put in operation.

The available data contained information on various components and assemblies of aircraft. The selected data were those on the failures of the aircraft MA-250M pressure gauge (mainly because the amount of data on this instrument failures was well known).

The available data contained information about 3 instances of the instrument replacement (see table).

			•		• • • •
	norotion	timo	SINCO	initial	installation
J	peration	umu	since	IIIItiai	motanation
	1				

N⁰	Operation time since initial installation (hours)	
1	3707	
2	10520	
3	3707	
4	10520	
5	21993	
6	3707	
7	10520	
8	3707	
9	10520	
10	21993	

Coincidence of the operating time for different pressure gauges depends on the events of their replacement during the aircraft scheduled maintenance. Application of traditional and resampling methods for estimating aviation systems' failure rate parameters. Table (above) indicates that there may be not enough data to make adequate statistical analysis. This statement can be verified experimentally by constructing statistical characteristics based on the available data.

Histogram of the original sample and estimates obtained by traditional method (fig. 1).

Mathematical expectation of mean time to failure is 10 089.40 hours.

Root-mean-square deviation is 6686.35 hours.

The given distribution is not normal. According to the estimation, 47.5 % of the gauges are installed in aircraft already being out of order or fail for the first time within 10.000 hours of operation.

The use the of resampling methods solves the problem.

We take for consideration the jackknife-method – this is one of resampling methods (linear approximation of statistical bootstrap); it is used to estimate the statistical inference error. The method works as follows: the average sample value is calculated for each element without regard for this element, and then – the average of all thus obtained values. For a sample from N elements the estimate is obtained by calculating the mean value of the remaining N–1 elements.

For assessment of this method there was developed a function generating sub-samples. Its code is given below:

```
# build the array of samples to analyze
manoml=list(manometers.iloc[:,2].tolist())
importnumpyasnp
means=[]
stds=[]
foriinrange(len(manom1)):
a=form_jack_sample(manom1,i)
means.append(np.mean(a))
stds.append(np.std(a))
hist,bins=np.histogram(means,bins=10)
hist_s,bins_s=np.histogram(stds,bins=10)
print(np.mean(means))
print(np.std(means))
```

```
print(np.mean(stds))
print(np.mean(manom))
print(np.std(manom))
print(means)
print(stds)
```

For the available sample, the same way as in the former example, statistical characteristics were developed using the following code:

# build the array of samples to analyze
manom=list(manometers.iloc[:,2].tolist())
importnumpyasnp
n=10000
means=[]
stds=[]
foriinrange(n):

a=form\_sample(manom)
means.append(np.mean(a))
stds.append(np.std(a))

hist,bins=np.histogram(means,bins=10)
print(np.mean(means))
print(np.std(means))

print(np.mean(stds))
print(np.mean(manom))
print(np.std(manom))

#### # means

%matplotlib inline importmatplotlib.pyplotasplt width=0.7\*(bins[1]-bins[0]) center=(bins[:-1]+bins[1:])/2 plt.bar(center, hist, align='center', width=width)
plt.show()

The resulting distributional histogram is presented (fig. 2).

Mathematical expectation of mean time to failure with the use of the jackknife method equaled 10 090 hours. Root-mean-square deviation was 6298 hours.



Fig. 1. Histogram of data obtained through traditional calculation Рис. 1. Гистограмма данных при традиционном методе расчета



Fig. 2. Histogram obtained through the jackknife calculation

Рис. 2. Гистограмма при jackknife-методе



Fig. 3. Distribution of mean time to failure

Рис. 3. Распределение среднего времени наработки на отказ

As we see, this method is ineffective for analyzing such small-sized samples.

Here is the statistical characteristics assessment obtained through the bootstrap method.

Bootstrap method:

Let the sample be  $(z_1, z_2, ...)$  it is required to estimate  $\theta$  parameter. Doing this requires selecting *N* pseudosamples to be developed from the elements of the original sample with replacement. For each pseudosample  $(z_1^*, z_2^*, ...)$  n = 1, 2, ..., N pseudostatistics  $\theta_n^*$  is calculated. Pseudostatistics  $\theta_1^*$ ,  $\theta_2^*$ , ...,  $\theta_n^*$  are ranged from minimal to maximal. Quantiles  $q_{\lambda 1}$ ,  $q_{1-\lambda 2}$  assume values  $\theta_{[N\lambda 1]}^*$ ,  $\theta_n^*$   $[N(1-\lambda 2)+1]$ . Confidence interval is calculated on this basis.

10000 pseudosamples were developed for the available data. The code is given below:

```
# form the sample from the source data
importrandom
defform sample(source sample):
sample_len=len(source_sample)
res sample=[source sample[random.randint(0, sampl
e len-1) ] foriinrange (sample len) ]
returnres sample
# build the array of samples to analyze
manom=list(manometers.iloc[:,2].tolist())
importnumpyasnp
n=10000
means=[]
stds=[]
foriinrange(n):
a=form sample (manom)
means.append(np.mean(a))
stds.append(np.std(a))
hist,bins=np.histogram(means,bins=10)
```

```
print(np.mean(means))
print(np.std(means))
print(np.mean(stds))
print(np.mean(manom))
print(np.std(manom))
%matplotlib inline
importmatplotlib.pyplotasplt
```

```
width=0.7*(bins[1]-bins[0])
center=(bins[:-1]+bins[1:])/2
plt.bar(center,hist,align='center',width=width)
plt.show()
```

The resulting mean operation time equaled 10 106 hours. Root-mean-square deviation for the given value equaled 2122 hours (values are rounded to integers).

Provided the given random value is of normal distribution, it could be confirmed that the mean time to failure is from 5862 to 14 350 hours at the 95 % credible level. The distribution of this value is shown in fig. 3.

It can be confirmed that mathematical expectation of mean time to failure is close to 10000 hours (more precise value cannot be obtained, because bootstrap belongs to probabilistic methods).

**Conclusion**. The article examines the methods of statistical analysis based mainly on computer calculations. The advantages of these methods comparing to the classical ones are that there is no need to adopt a hypothesis about the form of the distribution law of the selected random variable. Also, there is the possibility of numerical analysis for statistical parameters assessment for small data samples.

The traditional calculation of mathematical expectation of mean time to failure gives the value of 10 089 hours, which is very close to the value obtained through the bootstrap method. However, the value of standard deviation calculated for the original sample
is 6686 (rounded to integers); that is quite far from the value obtained through the bootstrap method.

The bootstrap method outcome looks more plausible, although it requires further verification.

The use of traditional assessments obviously provides less accuracy: according to this estimate, 47.5 % of the pressure gauges are installed in aircraft already being out of order or fail for the first time within 10000 hours of operation.

Therefore, the bootstrap evaluation method allows to obtain more adequate estimates.

Among the disadvantages of this method is its stochastic nature (in particular, this method doesn't provide point estimate of the mean time to failure – it slightly varies from modeling to modeling), and also the lack of strict demonstrations of its correctness.

It should be noted that further studies are needed to confirm the applicability of this method for statistical characteristics assessments concerning reliability of aircraft components and assemblies.

Currently, a software product that will make wider application of the methods analyzed in this article possible is being developed; that can help to solve specific problems airlines often come across.

Acknowledgements. The authors express their gratitude to "KrasAvia" airline for providing the data for calculation.

**Благодарности.** Авторы выражают благодарность ГПКК «КрасАвиа» за предоставленные для расчета данные.

#### References

1. Akimova N. Upravlenie kommercheskoy ekspluatatsiey na osnove sistemy pokazateley ekonomicheskoy effektivnosti deyatel'nosti aviakompanii. Kand. Diss. [Management of commercial exploitation based on the system of airline economic efficiency indicators. Cand. Diss.]. Moscow, 2000, P. 56–101.

2. Filip'eva T. *Psikhologicheskoe soderzhanie truda bortprovodnika vozdushnogo sudna grazhdanskoy aviat-sii. Kand. Diss.* [Psychological content of the civil aviation flight attendant proficiency. Cand. Diss.]. Moscow, 2006, P. 198–201.

3. Knyaz'kov P. Analiz i obespechenie nadezhnosti vozdushnykh sudov grazhdanskoy aviatsii v protsesse ikh ekspluatatsii. Kand. Diss. [Analysis and reliability insurance of civil aircraft in the process of their operation. Cand. Diss.]. St. Petersburg, 2001, P. 67–98.

4. Efron B., Tibshirani R. J. An Introduction to the Bootstrap. New York : Chapman & Hall, software, 1993, P. 338–352.

5. Gaskarov D. V., Shapovalov V. I. *Malaya vyborka* [Small sample]. Moscow, Statistika Publ., 1978, 248 p.

6. Kolmogorov A. N. [Three approaches to the definition of the notion "amount of information"]. *Probl. peredachi inform.* 1965, Vol. 1, No 1, P. 3–11.

7. Buhlmann P. Sieve bootstrap with variable length – Markov chains for stationary categorical Time series (with discussions). *Jour. Amer. Stat. Assoc.* 2002, P. 443–455. 8. Chavchanidze V. V., Kumsishvili V. A. [Determination of distributional laws on the basis of small observation instances]. *Primenenie vychislitel'noy tekhniki dlya avtomatizatsii proizvodstva (Trudy soveshchaniy 1959 g.).* [The use of computer technologies for production automation. (proceedings of conference, 1959)]. Moscow, Mashgiz Publ., 1961, P. 71–75.

9. Guzik V. F., Kidalov V. I., Samoylenko A. P. *Statisticheskaya diagnostika neravnovesnykh ob'ktov* [Statistical diagnostics of nonequilibrium objects]. St. Petersburg, Shipbuilding, 2009, 304 p.

10. Efron B. Large-Scale Inference: Empirical Bayes Methods for Estimation, Testing, and Prediction. Cambridge University Press, 2012, P. 89–112.

11. Gorbunova E. B. *Metod statisticheskoy obrabotki* malykh vyborok dannykh v zadachakh prognozirovaniya i kontrolya sostoyaniya slozhnykh system. Kand. Diss. [Method of small data samples statistical processing in solving problems of prognostics and monitoring the state of complex systems. Cand. Diss.]. 2017, P. 33–75.

12. Davison A. C., Hinkley D. V. Bootstrap Methods and Their Application. Cambridge University Press; Har Dskt edition, 1997, P. 529–552.

13. Devore L. J. Probability and statistics for engineering and the science. Duxbury press. 2003

14. Rossum G., Drake F. L. J., Otkidach D. S. *Yazyk programmirovaniya Python* [The Python programming language]. 2001, 454 p.

15. Judgment under Uncertainty: Heuristics and Biases. Daniel Kahneman, et al. 21st. Cambridge University Press, 2005. 255 p.

#### Библиографические ссылки

1. Акимова Н. Управление коммерческой эксплуатацией на основе системы показателей экономической эффективности деятельности авиакомпании : автореф. дис. ... канд. экон. наук : (08.00.14). М., 2000. С. 56–101

2. Филипьева Т. Психологическое содержание труда бортпроводника воздушного судна гражданской авиации : автореф. дис. ... канд. психол. наук : (19.00.03). М., 2006. С. 198–201

3. Князьков П. Анализ и обеспечение надежности воздушных судов гражданской авиации в процессе их эксплуатации : автореф дис. ... канд. техн. наук : (05.22.14). СПб., 2001. С. 67–98.

4. Efron B. and Tibshirani R. J. An Introduction to the Bootstrap. New York : Chapman & Hall, 1993. P. 338–352.

5. Гаскаров Д. В., Шаповалов В. И. Малая выборка. М. : Статистика, 1978. 248 с.

6. Колмогоров А. Н. Три подхода к определению понятия «количество информации» // Проблемы передачи информ. 1965. Т. 1, вып. 1. С. 3–11.

7. Buhlmann P. Sieve bootstrap with variable length – Markov chains for stationary categorical Time series (with discussions) // J. Amer. Stat. Assoc. 2002. P. 443–455.

8. Чавчанидзе В. В., Кумсишвили В. А. Об определении законов распределения на основе малого числа наблюдений // Применение вычислительной техники для автоматизации производства : тр. совещаний 1959 г. М. : Машгиз, 1961. С. 71–75.

9. Гузик В. Ф., Кидалов В. И., Самойленко А. П. Статистическая диагностика неравновесных объектов. СПб. : Судостроение, 2009. 304 с.

10. Efron B. Large-Scale Inference: Empirical Bayes Methods for Estimation, Testing, and Prediction. Cambridge University Press. 2012. P. 89–112.

11. Горбунова Е. Б. Метод статистической обработки малых выборок данных в задачах прогнозирования и контроля состояния сложных систем : автореф дис. ... канд. техн. наук : ( 05.13.01). Таганрог, 2017. С. 33–75. 12. Davison A. C., Hinkley D. V. Bootstrap Methods and Their Application / Har Dskt edition. Cambridge University Press, 1997. P. 529–552.

13. Devore L. J. Probability and statistics for engineering and the science. Duxbury press. 2003.

14. Россум Г., Дрейк Ф. Л. Дж., Откидач Д. С. Язык программирования Python. 2001. 454 с.

15. Judgment under Uncertainty: Heuristics and Biases / D. Kahneman [et al.]. 21st. Cambridge University Press, 2005. 255 p.

> © Gerasimova D. S., Sayapin A. V., Palukhin A. A., Katsura A. V., 2018

UDC 629.78: 629.036 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-489-496

For citation: Yermoshkin Yu. M., Volkov D. V., Yakimov E. N. [On the concept of all electric propulsion space-craft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 489–496. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-489-496

Для цитирования: Ермошкин Ю. М., Волков Д. В., Якимов Е. Н. О концепции полностью электрического космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 489–496. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-489-496

### ON THE CONCEPT OF ALL ELECTRIC PROPULSION SPACECRAFT

Yu. M. Yermoshkin\*, D. V. Volkov, E. N. Yakimov

JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems" 52, Lenina Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Region, 662972, Russian Federation \*E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

Over the past several years the concept of the so-called "all electric propulsion spacecraft" has gained popularity among both customers and developers of geostationary (GEO) spacecraft; this issue is being actively discussed. The main advantages of the concept are the following: decreasing the mass of spacecraft and increasing its economic efficiency by means of pair orbital injection. There are some illustrative cases of implementation of this concept by American, European and Russian companies. However, specialists interpret the content of the concept in different ways. That causes the problems connected to the development of the conceptual design of spacecraft. It is therefore very important to consider the concept in more detail, to compare various points of view in order to form understanding reflecting its essence the most accurately. At the same time, on the basis of the available examples, it would be feasible to analyze the advantages and disadvantages of this concept in comparison with other approaches to the construction of propulsion system of spacecraft. In the article we offer to interpret the concept as "All electric propulsion spacecraft". This interpretation allows to understand its content unambiguously by the specialists of both Russian and Western Technical Schools. We offer to define "All electric propulsion spacecraft" as an apparatus that does not have in its composition an apogee engine unit that is chemically fuelled. It has to execute manoeuvres on geostationary orbit raising, orbit correction and momentum wheel unloading by electrical propulsion only. We have shown that with the existing level of excellence of the equipment this concept does not have any advantages over the concept of separate propulsion subsystems for the correction and orientation by total mass as well as by the level of reliability.

*Keywords: all electric propulsion spacecraft, apogee thruster, propulsion subsystem, electric propulsion engine, orbit raising.* 

### О КОНЦЕПЦИИ ПОЛНОСТЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ю. М. Ермошкин\*, Д. В. Волков, Е. Н. Якимов

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

В последние несколько лет среди заказчиков и разработчиков геостационарных космических аппаратов (КА) набрала популярность и активно обсуждается концепция так называемого полностью электрического космического аппарата. Подчеркиваются преимущества данной концепции в части снижения массы КА и повышения экономической эффективности за счет парного вывода на орбиту. Имеются конкретные примеры ее реализации американскими, европейскими и российскими компаниями. Вместе с тем, ее содержание трактуется специалистами по-разному, из-за чего возникают проблемы, связанные с формированием облика космических аппаратов. Поэтому представляется важным рассмотреть эту концепцию более подробно, сопоставить различные точки зрения с тем, чтобы выработать понимание, более точно отражающее ее суть. Одновременно на основе имеющихся примеров и проектных оценок целесообразно провести анализ преимуществ и недостатков данной концепции по сравнению с другими подходами к формированию двигательных систем КА. Предложена трактовка понятия полностью электрического космического аппарата, позволяющая однозначно понимать его содержание специалистами как российской, так и западной технической школы. Предложено определить полностью электрический космический аппарат как аппарат, не имеющий в своем составе апогейной двигательной установки на химическом топливе. Он должен выполнять маневры по довыведению на геостационарную орбиту, коррекции орбиты и разгрузке маховиков

системы ориентации с использованием только электрореактивной двигательной системы. Показано, что при существующем уровне совершенства оборудования данная концепция не имеет преимуществ перед концепцией раздельных двигательных подсистем для коррекции и ориентации как по суммарной массе, так и по уровню надежности.

Ключевые слова: полностью электрический космический annapam, anoreйный двигатель, двигательная подсистема, электрореактивный двигатель, довыведение.

**Introduction.** The appearance of the new concept of "All electric spacecraft" has caused considerable controversy among specialists about the benefits and drawbacks of this concept of constructing spacecraft propulsion subsystem. The substantive content of these discussions is often hampered by discrepancies in understanding of the term in contrast to the clear-cut concept of "Propulsion subsystem". Therefore there is a need to raise two interdependent issues and respond to them. The issues are the following: a) clarifying the content of the concept of "All electric propulsion spacecraft"; b) assessing the advantages and disadvantages arising from the use of this concept while designing and operating GEO spacecraft. The article is devoted the consideration of these issues.

**Clarifying the content of the concept of "All electric propulsion spacecraft".** We can translate the English term "All electric propulsion spacecraft" into Russian, but the most accurate translation according to the meaning would be "spacecraft with electro jet propulsion subsystem solving any tasks". A simplified version close to word-for-word translation and the most widespread is "All electric propulsion spacecraft". Let's consider the meaning of this term that comprises a certain approach to the construction of propulsion subsystem of GEO spacecraft.

In considering the issue, it should be noted that historically, there are two different technical schools dealing with the concept of launching spacecraft into geostationary orbit. The Western School (that some American and European companies adhered to from the very beginning) involves initial launching of a satellite into elliptical geotransfer orbit with the further raising into geostationary orbit with the help of the own apogee engine unit of a satellite. The engine unit of a satellite is called "apogee" because it produces master impulse at orbit apogee. Specialists used only two-component systems with rather high thrust (hundreds of pound feet in order of magnitude) that allowed to perform apogee maneuvers at an optimal point of orbit and to obtain quite acceptable characteristics of engines in terms of economic efficiency (specific impulse). The main advantage of this approach was the speed of the execution of manoeuvres. Rather high engine thrust allowed to perform a manoeuvre during the limited period of time - not more than several days. That reduced to the minimum the dose obtained by a satellite while passing through radiation belts and allowed to put a satellite into operation as quickly as possible. One more important competitive advantage of the approach was the possibility to use launch vehicles of different types. It helped select the most convenient options with regard to the price and other points. Thrusters used remaining fuel after the completion of manoeuvres for the orbit correction during operational lifetime of the spacecraft and for the creation of control moments while maintaining satellite orientation in space.

While implementing the concept, it is necessary to place in spacecraft the propulsion subsystem with massive tanks of oxidizing agent and fuel, with inflation system and other necessary attributes; in this, the mass of the fuelled propulsion subsystem unit is 40–50 % of the launch mass of spacecraft.

In contrast to the Western Technical School, the Soviet (Russian) school comprised the launch into geostationary orbit on the so-called "direct" scheme: using a separate Booster that has some properties of spacecraft but it is actually a part of a launching vehicle. To some extent, a Booster may be considered as an upper stage of a launch vehicle. In such a conception there is no apogee engine unit as a component of spacecraft. Orbit correction and the creation of control moments are carried out during the spacecraft lifetime by on-board subsystems on the basis of low thrust, both two-component and singlecomponent electric propulsion thrusters [1]. In this, in the latter case, developers can significantly reduce the mass of a fuel due to the high economical efficiency of electric propulsion that are generally used for correcting the orbit of spacecraft.

The evolution of the western approach was that specialists began to apply electric propulsion, in particular, ion propulsion, for correcting orbits of geostationary spacecraft in north-south direction (the correction of inclination of the orbit or north-south station keeping).

In this, the apogee engine unit in spacecraft was maintained, the correction of the longitude (West-East) and the performance of control moments continued to be carried out by the two-component liquid-fuelled low thrusters on the rest of the fuel of the apogee engine unit. In particular, the spacecraft on 601HP platform base with the use of the XIPS-13 thrusters were developed by Boeing [2]. The development of the concept comprised the application of more powerful ion thrusters XIPS-25 in spacecraft on Boeing 702 base platform not only for the correction of orbital inclination but for the partial performance of the maneuver of orbit raising as well [2; 3]. Four ion thrusters were installed on the revolving platforms that provided thrust in the direction of orbital speed in the mode of raising, and in the mode of orbital correction - in the directions "North-South" and "West-East" (fig. 1). In this, in the mode of orbital raising the engines operated at maximum power 4.2 kW, and in the mode of orbital correction – on half-power 2.1 kW. As the engines were installed on the moving platforms (drives), during the operation it was possible to generate control moments in order to unload momentum wheels of orientation systems. It allowed to considerably save the fuel for the attitude control thrusters that were on board the spacecraft together with the apogee engine unit.



Fig. 1. The location of orbit control thrusters on board spacecraft built on Boeing 702SP platform base

Рис. 1. Размещение двигателей коррекции на КА, построенном на базе платформы Boeing 702SP

The next considerable evolutionary step in the construction of propulsion system of GEO spacecraft was a complete rejection of the apogee propulsion. In this version being implemented in the spacecraft created on Boeing 702SP platform base, the electrical propulsion subsystem took up the challenge of orbital raising [4]. It allowed to significantly decrease the mass of the fuelled propulsion subsystem and the satellite in whole. This, in turn, gave the possibility to perform pair launches using one launch vehicle that allowed to considerably reduce the cost of the injection of spacecraft into orbit. But it caused the increase of the period of raising operation to 7-9 months owing to fundamentally low thrust of an electrical propulsion. However, in the opinion of western specialists, the advantages of the concept outweigh the disadvantages. With its help, only for the European operator EUTELSAT three spacecraft were manufactured - EUTELSAT 115 West B" EUTELSAT 117 West B (both on Boeing 702SP platform base), EUTELSAT 172B (on EUROSTAR-3000 base) [5]. These satellites were put into operation. The duration of orbital raising was from 4 to 6 months. On the satellite called EUTELSAT 172B the Russian-made thrusters called SPD-140D with a power of 4.5 kW were first used. The interest in the satellites of this type is increasing in the world.

We can note that the evolutionary development of the concept of the apogee engine unit with higher significance of electric propulsion in solving the problem of orbital raising led to the qualitative leap – total rejection of the chemically fuelled apogee propulsion; it generated the concept of "all electric propulsion spacecraft". In western specialists' understanding, the lack of the chemically fuelled apogee propulsion is an essential feature of this concept.

There is, however, an additional issue concerning attitude control thrusters. If correction thrusters are installed on the drives that allow to decline a thrust vector from the line passing through the centre of spacecraft masses, there is every reason to impose the task of creating control moments to the correction engines as well and to completely refuse to use attitude control thrusters. In this case the concept of all electric propulsion spacecraft will be carried to its logical conclusion, i. e. in this case spacecraft will not have any other thrusters apart from electric propulsion thrusters, and they will solve two different functional tasks: moving the center of spacecraft's mass of and control its angular position.

However, the following circumstance hinders such ultimate realization of the "all electric propulsion spacecraft" conception: there are so called initial attitude modes of spacecraft and modes of ensuring survivability when the use of attitude control system with momentum wheels is difficult or impossible. Attitude control thrusters are necessary in this case. However, since impeded power balance is possible for the current modes, the use of electric propulsion is difficult due to their high energy consumption. Therefore, an additional independent engine subsystem providing the creation of control moments arranged along the three axes of spacecraft is necessary for such cases. The choice of the thruster type for such a subsystem depends on the preferences of designers and can be quite broad - from simple nozzles on a cold gas or heated nozzles to mono-fuel or two-component lowthrusters.

Generally when speaking about the advantages of the concept of "all electric propulsion spacecraft" this issue is neglected and it is considered to be of secondary importance and not worthy of special attention. It is interesting to note that if this concept is interpreted in this way, all spacecraft developed by JSC "ISS" starting from 1982 and equipped with electrically orbit correction propulsion subsystems and mono-fuel attitude control subsystems can be considered as "all electric propulsion spacecraft". A. Vnukov and his co-authors repeatedly pointed to it in publications [6].

The question is, how to interpret the concept of "all electric propulsion spacecraft" correctly and unequivocally so that the specialists of both Russian and Western Technical Schools understand it equally? The following approach is possible: if we take into account the fact that the term "all electric propulsion spacecraft" was invented in the Western Technical School, the use of the interpretation of the term in the form in which it was formed in the Western specialists' view will be logical, i. e. it is logical to mean by this term a kind of spacecraft with an electrically propulsion subsystem without chemically fuelled apogee propulsion. The issue concerning the auxiliary attitude control propulsion is not considered. This approach implies the rejection of the ultimate interpretation of the term "all electric propulsion spacecraft", which excludes the presence of any other engine subsystems on board, except the electrical propulsion subsystem.

If we agree with the proposed definition, the meaning of the term or the concept of "all electric propulsion spacecraft" will be unambiguous for everyone. In addition, there will be freedom in choosing the type of auxiliary attitude control propulsion subsystem, which in any case is necessary on board spacecraft and the fact of its existence excludes the possibility of applying the ultimate interpretation of the "all electric propulsion spacecraft" conception

Evaluating the advantages and disadvantages of the versions of the concept of "all electric propulsion spacecraft". Let us suppose that the proposed interpretation of the concept "all electric propulsion spacecraft" is adopted. It is possible to modify it, in this case we give the auxiliary attitude control subsystem a little more advanced functions, i. e. we assign to it the tasks of creating control moments not only in some separate operating modes of a satellite, but during its entire service life as well. This approach, in particular, has been applied to all spacecraft developed by JSC "ISS" [6; 7]. We have evaluated the advantages and disadvantages of "all electric propulsion spacecraft" concept in comparison with the extended version applied on the products of JSC "ISS", which have been taken as a base. We have taken the following baseline data for the assessment:

- the need for the total impulse for various tasks with respect to the general stock are: orbit raising and orbit correction -98 %, orientation during the service life including the period of the initial modes and the period of the modes of ensuring survivability -2 %;

- the base scheme includes the propulsion subsystem of orbit raising and correction of the orbit and the attitude control propulsion subsystem;

- the orbit control and orbit raising propulsion subsystem consists of 6 perspective plasma engines of KM-75 type [8], a modified version of power processing unit (PPU) suitable for powering two thrusters simultaneously, a xenon feed unit and a xenon storage unit developed by JSC "ISS" [9];

- the attitude control propulsion consists of 8 thruster units with mono-fuel K50-10 thrusters [10], storage and feed unit.

In all the versions in which we do not use mono-fuel thrusters, cold xenon nozzles powered from the common xenon tank create control moments in the initial modes and modes of ensuring survivability.

In the version of hard-mounted correction thrusters, we have increased their number to ten to create control moments along three axes, taking into account the thrusters of orbit raising. In the version of the correction thrusters installed on rotary devices (drivers), the thrusters are used both in the mode of orbit raising and in the orbit correction mode with simultaneous creation of control moments. We have reduced the number of engines to the lowest possible – four. We have taken into account the mass of the rods, drives and its control units.

The main criterion for evaluating the versions is the total mass of fueled propulsion subsystems. Additional criteria are operational reliability and easy control. The mass estimate for different design versions of the propulsion subsystems is presented in table.

The results presented in the table show that the base design version of the satellite propulsion system (consisting of two independent subsystems: orbit control and orbit raising subsystems based on plasma thrusters and attitude control subsystem based on a monopropellant thrusters) has a significant advantage over other versions. We obtained similar results when carrying out project evaluations for other types of plasma engines and other types of PPU. This result suggests that at the present stage generating of control moments for the orientation of spacecraft by plasma orbit control thrusters is possible but it is irrational, since it requires a significant increase in mass in comparison with the version of two independent propulsion subsystems. The results of design estimates are unexpected as, at first sight, a system based on single, universal, very economical and reduced to a minimum number of thrusters must have the lowest mass. However, many calculations that we have carried out taking into account the attendant factors, the available data on the masses of the blocks of propulsion subsystems and prototypes of new equipment suggest otherwise. The reason is that in order to implement the versions using the electrical propulsion in creating control moments, it is necessary to increase the number of thrusters or install them on drives and rods, which together with their control units have a sufficiently large mass. In addition, it is necessary to take into account the mass of the auxiliary cold gas-reactive subsystem with the reserve of the fuel mass. We note that papers [11; 12] demonstrate that the version with fixed orbit control thrusters on the levers relative to the center of mass proved to be lighter than the base version, but this result was received without taking into account the xenon mass consumption for orbit raising and disturbing torques compensation at this stage.

We should note that the pessimistic estimates of the increase in mass for the implementation of versions different from the basic one are characteristic for the current level of perfection of the design of the equipment being used. But, if some lighter devices of controlling thrust vector appear, we can significantly reduce the mass of the driven version.

The total mass of geostationary satellite propulsion subsystems for the different design versions

Design version	Difference from the base scheme, kg
The scheme with ten fixed correction units based on KM-75 using modified PPU	+32
The scheme with four correction units based on KM-75 on four rods with uniaxial drives using modified PPU	+71

In order to comprehensively evaluate the feasibility of applying this or that concept, we have considered other aspects of the versions of engine subsystem constructions. Operational reliability of the system is one of the most important issues. It is necessary to compare the evaluation of reliability of the system with the combination of functions of orbit and attitude control with the reliability of the original scheme with separate propulsion subsystems of ones.

We have determined the reliability of the original system of  $R_{INIT}$ , by the following expression:

$$\mathbf{R}_{\text{INIT}} = \mathbf{R}_{\text{CP}} \cdot \mathbf{R}_{\text{ACP}},\tag{1}$$

where  $R_{CP}$  – reliability of the of correction propulsion;  $R_{ACP}$  – reliability of the attitude control propulsion.

The reliability of the system with the combination of the functions R' is similarly defined by the expression:

$$\mathbf{R}' = \mathbf{R}_{\mathrm{AUX}} \cdot \mathbf{R}_{\mathrm{UNI}},\tag{2}$$

where  $R_{AUX}$  – reliability of the auxiliary propulsion for operation in the initial modes and modes of ensuring survivability;  $R_{UNI}$  – reliability of the universal propulsion subsystem of orbit and attitude control

The reliability of the auxiliary propulsion subsystem in the first approximation can be comparable (equal to or slightly higher) with the reliability of the attitude control propulsion subsystem in the original version. Thus, the reliability of the system with the combination of functions depends on the second component – the reliability of the universal propulsion subsystem. Obviously, its reliability is lower than the reliability of the orbit control subsystem in the original version, since the composition of the subsystem and the structural scheme of reliability are more complicated. Most likely, the reliability of a system with the combination of functions is comparable or lower than the reliability of the original scheme with two independent engine subsystems.

To confirm this assumption, we have obtained a numerical estimate of the reliability for a specific version of the propulsion subsystem. It is possible to do it, for example, for the scheme with the fixed correction thrusters on the body of the spacecraft considered in [11]. This paper considers only the problem of orbit correction with the simultaneous creation of control moments without orbit raising. We have chosen the diagonal placement of 4 thrusters (fig. 2) as a base scheme of the orbit control propulsion subsystem.

Fig. 3 shows the structural scheme of reliability for this design of the propulsion subsystem.



Fig. 2. Coordinate system and nominal thrust directions of orbit correction thrusters in the base scheme

Рис. 2. Система координат и номинальные направления выдачи тяги двигателей коррекции орбиты в базовой схеме



Fig. 3. Propulsion subsystem reliability scheme for the base version: R<sub>SFS</sub> – reliability of xenon storage and feed system (storage unit and feed unit); R<sub>PPU</sub> – reliability of power processing unit; R<sub>TU-3</sub> – equivalent reliability of a scheme fragment for the correction of orbital inclination at triple reservation of the thruster units; R<sub>TU-1</sub> – equivalent reliability of a scheme fragment for longitude orbit correction in plus or minus directions at single reservation of the thruster units

Рис. 3. Структурная схема надежности подсистемы коррекции для базового варианта: P<sub>CXII</sub> – ВБР системы хранения и подачи ксенона (блок хранения и блок подачи ксенона); P<sub>CIIY</sub> – ВБР системы преобразования и управления (СПУ); Р<sub>ДК-3</sub> – эквивалентная ВБР участка схемы для коррекции наклонения при трехкратном резервировании двигателей коррекции; Р<sub>ДК-1</sub> – эквивалентная ВБР участков схемы для коррекции долготы в направлении «плюс» или «минус» при однократном резервировании (дублировании) двигателей коррекции





Рис. 4. Размещение двигателей коррекции в схеме с неподвижным закреплением двигателей на корпусе КА



Control moments +M<sub>x</sub>..-M<sub>z</sub>

Fig. 5. The scheme of reliability of propulsion subsystem for the version with the combination of functions: R<sub>SFS</sub> – reliability of xenon storage and feed system (storage unit and feed unit); R<sub>PPU</sub> – reliability of power processing unit; R<sub>TU-7</sub> – equivalent reliability of a scheme fragment for the correction of orbital inclination at sevenfold reservation of the thruster units; R<sub>TU-3</sub> – equivalent reliability of a scheme fragment for longitude orbit correction in plus or minus directions at triple reservation of the thruster units; R<sub>TU+X...z</sub> – equivalent reliability of scheme fragments for control moment creation at series-parallel reservation of thrusters

Рис. 5. Структурная схема надежности двигательной подсистемы с совмещением функций: P<sub>CXII</sub> – ВБР системы хранения и подачи ксенона; Р<sub>СПУ</sub> – ВБР СПУ; Р<sub>Дк-7</sub> – эквивалентная ВБР участка схемы для коррекции наклонения при семикратном резервировании двигателей коррекции; Р<sub>Дк-3</sub> – эквивалентная ВБР участков схемы для коррекции долготы в направлении «плюс» или «минус» при трехкратном резервировании двигателей коррекции; Р<sub>Дк±х...z</sub> – эквивалентные ВБР участков схемы при последовательнопараллельном резервировании двигателей коррекции для создания управляющих моментов

The article also represents the diagonal placement of eight engines in pairs with small (approximately 1°) deviations of the thrust lines relative to the center of mass to create control moments (fig. 4).

Engines work in pairs to create "pure" control moments of a certain sign on a certain axis, while a symmetrically located pair duplicates the selected one. Due to the lack of estimations of the reliability probability of the PPU for powering two engines, we have applied two similar PPU with the ability to power one thruster. The estimates of the reliability for such a device are known. If we take into account our assumptions, the structural scheme of the reliability of the propulsion subsystem with the combination of functions will have the form shown in fig. 5. Obviously, this scheme looks more complicated than the one shown in fig. 3.

The calculation using the above-mentioned structural schemes taking into account the known values of the reliability of the constituent elements shows  $R_{INIT} \approx 0.9775$  for the initial scheme, and  $R' \approx 0.9769$  for the scheme with the function combination, i. e. the reliability of the original version with independent propulsion subsystems is actually slightly higher, although the difference is observed only in the third decimal place.

For the version with the installation of orbit control thrusters on the drives, the structural scheme of reliability

obviously must be different and it must take into account the reliability of the drives including mechanical components, electronic control units and flexible units for xenon feed. Probably the total reliability for such a scheme will roughly correspond to the version with fixed installation of the thrusters, that is, slightly lower than the original scheme contains.

The above-mentioned formal conclusions about the reduced reliability of the propulsion subsystem with the combination of functions are illustrated by using a simple example: if we assume that the electrical propulsion subsystem is completely or partially out of order, the problem of control moments creating is either not solved at all, or it is solved extremely limitedly by the auxiliary subsystem on a cold gas.

We should note that the inoperability of electrical propulsion can occur both as a result of internal and external causes. One of the main external reasons is the limitation of power consumption. So, in case of the failure in the orientation of spacecraft, it is actual to create control moments for its reconstruction. But in the non-orientable state, the orientation of solar cells is also disturbed, so the generation of electric power is reduced. The chemical battery capacity is limited. If in this case we use electrical propulsion, which are fairly powerful consumers of energy, for orientation, the problem of ensuring the survivability of spacecraft becomes very critical. In the case of the presence of two independent propulsion subsystems, even in case of disorientation, the thrusters creating control moments remain operational, since the energy necessary for their operation is enclosed in fuel itself.

Thus, to ensure the operational reliability and survivability of spacecraft, the concept of two independent propulsion subsystems (attitude control and orbit control) is preferable. With a certain arrangement of the attitude control thrusters, they can also be used to produce an orbit corrective impulse. In particular, certain SC of JSC "ISS" after the end of their service life in the presence of a residual fuel were taken to the disposal orbit by the orientation thrusters.

Thus, to ensure flexibility in application, the concept of two independent propulsion subsystems is useful as well. In this case, the algorithms for their use are completely separated from each other. That is, the program of ignition of orbit control thrusters is completely unrelated to the algorithm of attitude control thruster's ignition for momentum wheels unloading. Each correction session consists of one ignition of a thruster that is selected to output an impulse in a certain direction. If correction thrusters are used to create the control moments, the algorithms influence each other, therefore, for example, if the thrusters are fixed, the number of their ignitions in the correction session can increase to 6-8 [13; 14]. This complicates planning of corrections, as well as it puts additional demands on the resource of the thrusters according to the number of ignitions.

**Conclusion.** We have examined the essence of the concept of "all electric propulsion spacecraft". We can offer the following definition of this term: a spacecraft without an apogee propulsion system on chemical fuel, equipped with an electrical propulsion subsystem. This definition does not include the presence of any auxiliary

propulsion subsystem onboard the spacecraft to provide initial orientation modes after separation from the upper stage and modes of ensuring survivability. We have shown that without such an auxiliary subsystem of orientation, the construction of the propulsion system of "all electric propulsion spacecraft" is impossible, therefore in its "pure form" with only electrically reactive thrusters this concept cannot be realized.

We have evaluated the advantages and disadvantages of the versions of the of "all electric propulsion spacecraft" propulsion subsystems in comparison with the version of two independent subsystems – for orbit control and attitude control of spacecraft. We have demonstrated that with the existing level of mass perfection of equipment, the concept of two independent propulsion subsystems has the advantage over other versions by total mass, operational reliability and ensuring survivability of the spacecraft, as well as for flexibility in application. The estimates of the mass of competing versions should be clarified in the development of more advanced thrust vector control devices.

### References

1. Popov G., Kim V., Murashko V. et al Electric Propulsion Subsystem Development and Application in Russia. 3<sup>rd</sup> International Conference "Spacecraft Propulsion". Cannes, France, October 10–13, 2000, 9 p.

2. Chien K., Hart S., Tighe W. et al. L-3 Communications ETI Electric Propulsion Overview. 29th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2005-315. Princeton University. Oct. 31–Nov. 4, 2005, 16 p.

3. Lev D., Myers R.V., Lemmer K. M. et al.. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years. 35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242. Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017, 18 p.

4. De Tata M., Frigor P., Beekmans S. et al. SGEO Electric Propulsion Subsystem Development Status and Future Opportunities. 33rd International Electric Propulsion Conference. IEPC-2013-144. The George Washington University, USA, October 6–10, 2013, 11 p.

5. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform. 34th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-97. Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, 6 p.

6. Vnukov A. A., Rvacheva E. I. [Backgrounds and trends of all-electric propulsion geostationary satellites creation for the operation in geostationary orbit]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 4(56), P. 140–146 (In Russ.).

7. Volkov D. V., Yermoshkin Y. M., Yakimov Y. N. [The application of propulsion subsystems of experimental design bureau "Fakel" on spacecraft developed by JSC "ISS"]. *Elektroreaktivnyie sistemy OKB "Fakel"* [Electric propulsion of EDB "Fakel"]. Kaliningrad, 2010, P. 113–119.

8. Lovtsov A. S., Tomilin D. A., Muravlev V. A. Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre. 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, September 25–29, 2017, 5 p.

9. Yermoshkin Y. M., Zhitnik Y. N, Ladygin A. P. [Development of the storage and feeding equipment for the spacecraft electric propulsion subsystems at JSC "ISS"]. *Materialy XIX mezhdunar. nauch. konf.* "*Reshetnevskie chteniya*" posv. 55-letyu Sib. Gos. Aerokosm. Univers. ch. 1 pod red. Loginova Yu. Yu. [Materials of the XIXth Intern. Scientific Conf. "Reshetnev readings" devoted to the 55th anniversary of SibGAU named after M. F. Reshetnev]. Ch. 1. Krasnoyarsk, November 10–14, 2015, P. 153–156 (In Russ.).

10. *Produktsiya OKB "Fakel"*. *Dvigatel K50-10.1* [The production of the experimental design bureau "Fakel". Thruster K50-10]. Available at: http://www.fakel-russia.com/k50-10.html (accessed 18.12.2017).

11. Yermoshkin Yu. M., Raevsky V. A, Urusov V. M. [Geostationary spacecraft attitude and orbit control by motionless orbit control thrusters]. *Vestnik SibGAU*. 2009, No. 4 (25), P. 100–105 (In Russ.).

12. Yermoshkin Yu. M., Raevsky V. A, Urusov V. M. [Orientation and correction of the orbit of geostationary spacecraft: the scheme with the installation of correction thrusters on drives]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 102–105 (In Russ.).

13. Ganzburg M. F., Kropotin S. A., Murashko V. M. et al. [The results of ten-year operation of electric thrusters within two telecommunication spacecraft Yamal-200 in the geostationary orbit]. *Space engineering and technology.* 2015, No. 4(11), P. 25–39 (In Russ.).

14. Ostrovsky V. G., Sukhov Yu. I. [Development and operation of electric thrusters and electric propulsion systems at the experimental design bureau-1 – TsKBEM – NPO "Energia" – RSC "Energia" named after S. P. Korolev (1958–2011)]. *Raketno-kosmicheskaya tekhnika. Trudy.* 2011. Ser. XII., Iss. 3–4, P. 122–127 (In Russ.).

#### Библиографические ссылки

1. Electric Propulsion Subsystem Development and Application in Russia / G. Popov [et al.] // Spacecraft Propulsion : 3rd International Conference (Cannes. France. 10–13 October 2000).

2. L-3 Communications ETI Electric Propulsion Overview / K. Chien [et al.] // 29th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2005-315 (Princeton University. Oct. 31 – Nov. 4. 2005). 9 p.

3. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years / D. Lev, [et al.] // 35th Electric Propulsion Conference. IEPC-2017-242 (Georgia Institute of Technology. USA, October 8–12, 2017). 18 p.

4. SGEO Electric Propulsion Subsystem Development Status and Future Opportunities / M. De Tata [et al.] // 33rd International Electric Propulsion Conference. IEPC-2013-144 (The George Washington University, USA, October, 6–10, 2013). 11 p. 5. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform // 34th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-97 (Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015). 6 p.

6. Внуков А. А., Рвачева Е. И. Предпосылки и перспективы создания полностью электрореактивных космических аппаратов для работы на геостационарной орбите // Вестник СибГАУ. 2014. № 4(56). С. 140–146.

7. Волков Д. В., Ермошкин Ю. М., Якимов Е. Н. Применение двигательных установок ОКБ «Факел» в составе космических аппаратов ОАО «ИСС» // Электрореактивные системы ОКБ «Факел». Калининград, 2010. С. 113–119.

8. Lovtsov A. S., Tomilin D. A., Muravlev V. A. Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre // 68th International Astronautical Congress (IAC) (Adelaide, Australia, 25–29 September, 2017). IAC-17-C4.4.4.5 p.

9. Ермошкин Ю. М., Житник Ю. Н., Ладыгин А. П. Разработка в АО «ИСС» оборудования для хранения и подачи рабочего тела электрореактивных двигательных подсистем КА // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч.-практич. конф., посвященной 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та имени академика М. Ф. Решетнева : в 2 ч. Ч. 1 / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 153–156.

10. Продукция ОКБ «Факел». Двигатель К50-10.1 [Электронный ресурс]. URL: http://www.fakel-russia.com/k50-10.html (дата обращения: 18.12.2017).

11. Ермошкин Ю. М., Раевский В. А., Урусов В. М. Проведение ориентации и коррекции орбиты геостационарного КА: схема с неподвижным закреплением двигателей коррекции // Вестник СибГАУ. 2009. Вып. 4 (25). С. 100–105.

12. Ермошкин Ю. М., Раевский В. А., Урусов В. М. Проведение ориентации и коррекции орбиты геостационарного КА: схема с установкой двигателей коррекции на приводах // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 4 (30). С. 102–105.

 Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите / М. Ф. Ганзбург, [и др.] // Космическая техника и технологии. 2015. № 4(11). С. 25–39.

14. Островский В. Г., Сухов Ю. И. Разработка, создание и эксплуатация электроракетных двигателей и электроракетных двигательных установок в ОКБ-1-ЦКБЭМ-НПО «Энергия» – РКК «Энергия» им. С. П. Королева (1958–2011 г.) // Ракетно-космическая техника: Труды. Сер. XII. Королев : РКК «Энергия», 2011. Вып. 3, 4. С. 122–127.

© Yermoshkin Yu. M., Volkov D. V., Yakimov E. N., 2018

Статья отозвана (ретрагирована) в связи с вновь открывшимися обстоятельствами: отсутствует тот, кто достоин быть автором – А.В. Шишлов, О.А. Грушко, Е.Н. Егоров

Авиационная и ракетно-космическая техника

УЛК 621.396.67 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-497-503

Для цитирования: Карцан И. Н., Шангина Е. А., Киселев Г. Г., Ефремова С. В. Повышение над жно СВЧ-каналов модулей активной фазированной антенной решетки. 2018. Т. 19, № 3. С. 497-203 До 10.31772/2587-6066-2018-19-3-497-503

For citation: Kartsan I. N., Shangina E. A., Kiselev G. G., Efremova S. V. [Increase reliability of ultranighfrequency channels of the active phased array antenna modules]. Siberian Journal of Science and Technology 2018, Vol. 19, No. 3, P. 497-503 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-497-503

> ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ СВЧ-КАНАЛОВ МОДУЛЕЙ АКТИВ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ

> > И. Н. Карцан<sup>1</sup>, Е. А. Шангина<sup>2\*</sup>, Г. Г. Киселев<sup>3</sup>, С. В. Ефремо

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академ, ка М. Ф. Решетнева

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

<sup>2</sup>АО «Информационные спутниковые системы» имени академи а М. Ф. Решетнева»

Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского кая, л. Ленина, 52

<sup>3</sup>Штаб Ракетных войск стратегического наздач ния Российская Федерация, 143010, Московская обл., Одинцовский р-н, к. В. асиха, ул. Маршала Жукова, 10 \*E-mail: kati6230@yandex.ru

В настоящее время в мире ведутся активные работы по исследованию структуры приёмопередающего модуля активной фазированной антенной решетки (АФАР), а также его составных элементов. Увеличение мощностей АФАР при общей тенденции уменьшения массогабаритных характеристик требует внедрения новых конструктивно-технологических решений, направленных на стабильную работу устройств.

От выбора схемы многоканального модуля и АФАР в целом существенно зависят их показатели надежности, следовательно, и эксплуатационные расходы, которые возможно оптимизировать на этапе проектирования и тем самым минимизировать стоимость эксплуат чили всей системы.

Рассмотрено влияние схемных решений модулей и 🐋 дежности их функциональных узлов на надежностные характеристики АФАР. Показано, что надежности арактеристики АФАР тем хуже, чем больше СВЧ-каналов в модуле, из чего следует, что очебы ным путем улучшения надежностных характеристик АФАР является переход к одноканальным модути Призодятся расчетные величины среднего времени наработки на отказ АФАР при различных сиенариях от азов элементов, входящих в модули.

а сите ная решетка, отказы СВЧ-каналов, диаграмма направлен-Ключевые слова: активная фазированн. ности, космический аппарат.

# **INCREASE RELIABULITY OF ULTRAHIGH-FREQUENCY CHANNELS** OF THE ACTIVE PHASED ARRAY ANTENNA MODULES

tsan, L. A. Shangina<sup>2\*</sup>, G. G. Kiselev<sup>3</sup>, S. V. Efremova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Residence Siberian State University of Science and Technology

31, Ku snoyal ky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"

52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnovarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>3</sup>Headquarters of the Strategic Missile Force

10, Marshal the ov Str., vil. Vlasikha, dist. Odintsovo, Moscow region, 143010, Russian Federation

\*E-mail: kati6230@yandex.ru

Currently if the word active work is underway to study the structure of the transmit-receive module of the active phased array an ana (APAA) as well as its composite elements. Their reliability indicators depend significantly on the choice of the multi-channel module and APAA scheme, therefore operational costs that can be optimized at the design stage, there wy munizing the cost of living of the entire system, also depend on that.

Reliability indicators essentially depend on the choice of the scheme of the multichannel module and APAA as a prover therefore also operational cost, which can be optimized at the design stage, thereby minimizing the cost of operating the entire system.

The influence of circuit solutions of modules and reliability of their functional nodes on reliability characteristics of 14 is considered in the article. It is shown that the more ultrahigh-frequency (UHF) channels in the module, the

worse the reliability characteristics of APAA. It follows that an obvious way to improve the reliability characteristics of APAA is to switch to single-channel modules. Calculated values of the mean time between failures of APAA are given for various failure scenarios of the elements included in the modules.

Keywords: active phased antenna array, ultrahigh-frequency channel failures, directional pattern, space y chiefe

Введение. Отказ СВЧ-каналов активной фазироантенной решетки (АФАР) ванной приводит к уменьшению её коэффициента усиления и увеличению уровня боковых лепестков. При этом следует иметь в виду, что для АФАР снижение величины ее энергетического потенциала на передачу и на прием зависит только от числа отказавших СВЧ-каналов и мало зависит от их расположения в апертуре антенны. При равноамплитудном возбуждении СВЧ-каналов расположение вышедших из строя СВЧ-каналов по раскрыву вообще не сказывается на значении уменьшения РС антенны. Совсем иная картина происходит с изменением уровня боковых лепестков. Чем большее число отказавших СВЧ-каналов собрано в группы с заметным числом СВЧ-каналов, тем больше меняется форма диаграммы направленности (ДН) в области боковых лепестков. В роли таких групп могут выступать многоканальные модули, претерпевшие катастрофический отказ. Причинами таких отказов могут быть источники питания или ячейки управления, обслуживающие модуль в целом [1; 2].

При рассмотрении влияния отказов СВЧ-каналов на ЛН АФАР следует иметь в виду следующие обстоятельства. Внутри СВЧ-канала модуля передающая и приемная части практически независимы друг от друга. Это означает, что распределения по раскрыву отказавших приемных и передающих СВЧ-канадов разные. В силу этого будут разными и их ДН, в особенности в области боковых лепестков. Уг положения увеличившихся по уровню боковых л стков будут отличаться. Это означает, что 741 402 в радиолокационном режиме (как произведение) ДН для передающего режима и ДН для при жого сжима) в подавляющем числе реализаций будут иметь меньшие ухудшения уровня боковы епестков, чем каждый из СВЧ-каналов в отдельности.

От выбора схемы многогакально о модуля и АФАР в целом существенно и висят их показатели надежности, следовательно, и эксплуатационные расходы. На этапе проектиров них возможна оптимизация соотношения начальной сто мости аппаратуры и стоимости ее эксплуатация (за исящей от надежностных характеристик) которые обеспечат минимальную стоимость эксплуатадки радиосистемы [3–5].

Надежностные срактеристики АФАР. Рассмотрим пример влизния схемных решений модулей и надежности их функциональных узлов на надежностные характристик. АФАР в целом. В качестве объекта исследо ания выберем АФАР, включающую в себя 10 000 СВЧ-каналов, сгруппированных в многоканальный годуль (МКМ) с различным числом интегрир емых. СВЧ-каналов. Архитектура решетки показана за рис. 1.

Быше уже отмечалось, что отказы СВЧ-каналов влияют нак на энергетические характеристики, так и на ров нь боковых лепестков ДН. Оценки показывают, что влияние отказов СВЧ-каналог на уровень боковых лепестков более критично, чем на из ченение энергетических характеристик.



Рис. 1. Надежностная схема АФАР: МКМ – многоканальный модуль; ППК – приемопередающий канал; ППКУ – приемо-передающий канальный усилитель; ЯУ – ячейка управления; ИП – источник питания

Fig. 1. Reliability scheme: multichannel module; a receiving-transmitting channel; a receiving-transmitting channel amplifier; control cell; power supply

Будем считать критериями отказа АФАР изменение ее энергетических параметров на -1 дБ либо изменение уровня максимальных боковых лепестков на +3 дБ или +6 дБ. Известно, что снижение величины *PG* на -1 дБ происходит при отказе около 10 % СВЧ-каналов. Увеличение уровня максимальных боковых лепестков на +3 дБ и +6 дБ происходит при отказе меньшего числа СВЧ-каналов [6–10]. Принятые для исследований значения среднего времени на отказ приведены в табл. 1.

В решетку с количеством элементов 10 000 входят 10 000 приемо-передающих каналов (ППК). Если использовать 8-канальные модули, то в решетку входит 1250 ячеек управления (ЯУ), 1250 источников питания (ИП), 1250 канальных усилителей модулей (ППКУ). При указанных в табл. 1 значениях среднего времени наработки на отказ каждые 10 часов отказывает один ППК, каждые 80 часов – одна ЯУ, каждые 160 часов – один ППКУ, каждые 40 часов – один ИП.

В табл. 2 приведено допустимое количество отказавших модулей при разрешенных увеличениях максимальных боковых лепестков на 3 и 6 дБ. Расчеты выполнены для АФАР, состоящих из 1-, 2-, 4- и 8канальных модулей.

Соответствующие графики представлены на рис. 2.

Из приведенных результатов можно сделать следующие выводы. В многоканальных модулях возможен отказ всех входящих в модуль СВЧ-каналов при отказе общих для них элементов – узла управления, усилителя-возбудителя и источника питания. При отказах таких элементов допустимая деградация характеристик ДН наступает при значительно меньших количествах отказавших СВЧ-каналов, чем при использовании одноканальных модулей. Это означает, что надежностные характеристики АФАР тем хуже, чем больше СВЧ-каналов в модуле [11–13]. Иллюстрацией этому является табл. 3, в которой приводятся расчетные величины среднего времени наработки на отказ (СВНО) АФАР при различных сценариях отказов элементов, входящих в модули.

Расчеты приведены для 8-канального модуля. В качестве критерия отказа АФАР при расчетах, результаты которых приведены в табл. 3, выбрано увеличение уровня максимальных боковых лепестков на +3 дБ. Подчеркнем, что выбранный критерий может оказаться чрезмерно «суровым» и неоправданным. Аналогичные расчеты могут быть проведены для других критериев отказа АФАР.

В графе 6 табл. 3 приводятся значения СВНО АФАР, обусловленные отказами только одного типа элементов, входящих в модули. В графе 7 приводятся значения СВНО АФАР, обусловленные совместным влиянием отказов элементов модуля. Из табл. 3 видно, что при естественном процессе функционирования АФАР одновременно случающиеся отказы всех типов элементов в соответствии с присущими им злечениями СВНО приводят к тому, что при рессу атриваемой архитектуре АФАР ее надежностние с рактеристики катастрофически деградируют [12]

Очевидным путем улучшения надежностных характеристик АФАР является переход к одноканальным модулям, включающим в себя весь на бор функциональных элементов. В табл. 4 присцены результаты расчета СВНО АФАР из отножительных модулей, содержащих все функциональные элементы. Критерий отказа АФАР – ув ли енис УБЛ на +3 дБ.

Леи, содержащих все функционстрикци опесание.
Критерий отказа АФАР – ув личение УБЛ на +3 дБ.
Как видно из графы 7 грбл. 4, АФАР из одноканальных модулей имеет существенно лучшие надежностные характеристии, ом АФАР из 8-канальных модулей (СВНО борыше в 7,6 раза!). Это приводит к снижению стоимости эксплуатационных расходов.
Вместе с тем, стоимость набора одноканальных модулей выше стоимости наобра восьмиканальных модулей. Баланс полер с стоимостей жизни двух вариантов АФАР может бых, выведен в результате анализа стоимостных характеристик конкретной АФАР.

Можно рассматривать другие схемы АФАР, имеющие более высокое значение их СВНО. Показана архитектура АФАР, в которой применены источники питания с резервированием и канальные усилители с резервированием, имеющие существенно более с резкую надежность, чем устройства без резервировния (рис. 3).

Таблица 1

Значения средн	о времени на отказ	
one remain operation		

Наименование функционального элемента	Среднее время наработки на отказ (СВНО), ч
Приемо-передающий канал	100 000
Ячейка управления	100 000
Приемо-передающий канальный усилитель	200 000
Источник питания	50 000

Таблица 2

### Допустимое количество тказавших модулей при разрешенных увеличениях аксимальных боковых лепестков

Число СВЧ-каналов в мод	уле	Увеличение уровня боковых лепестков (УБЛ) на 3дБ	Увеличение уровня боковых лепестков на 6дБ
1		320	650
2		180	410
4		100	210
8		55	110

Таблица 3

à.	тет	ные величины среднего времени наработки на отказ АФАР при различных
		сценариях отказов элементов, вхоляших в молули

Элемент	Количество	CBHO,	Интервал	Допустимое	СВНО	Аккумулированное
модуля		Ч	отказов, ч	количество отказов	АФАР, ч	СВНО АФАР, ч
1	2	3	4	5	6	7
<b>L'UL</b>	10 000	100 000	10	320	3200	3200
ЯУ	1250	50 000	40	7	280	257
ППКХ	1250	200 000	160	7	1120	209
ИП	1250	50 000	40	7	280	120





Fig. 2. D pendelce: a – of the increase in level of side lobes on the number of failed elements for 1, 2, 4 and 8 channel modules; b – the dependence of the permissible number of failed elements on the number of microwave channels in the module

### Результаты расчета СВНО АФАР

Таблица 4

Элемент	к личество	СВНО, ч	Интервал	Допустимое	CBHO	Аккумулированное
модул			отказов, ч	количество	АФАР, ч	СВНО АФАР, ч
				отказов		
	2	3	4	5	6	7
IIIN	10 000	100 000	10	320	3200	3200
ЯУ	10 000	100 000	10	320	3200	1600
ППКУ	10 000	200 000	20	320	6400	1280
W.	10 000	100 000	10	320	3200	914



Рис. 3. Структурная схоле АФАГ с повышенной надежностью: КУ – канальный усилитель; РВ – редер прованный усилитель; ИП – источник питания; РИП – резервированный источник питания; МКМ – многоканальный модуль; ЯУ – ячейка управление: ИПК – приемо-передающий канал



Результаты расчета СВНО та ой Ач-АР с выбором в качестве критерия отказа увеличе че УБЛ на +6 дБ приведены в табл. 5.

Из графы 7 табл. 5 ви но, что изменения структурной схемы и некоторое соягчение критерия отказа АФАР приводят к дальнейшему увеличению СВНО АФАР в 3,5 раза. К том же при такой архитектуре АФАР на уровень б косых лепестков ДН в радиолокационном режиме буде, положительно влиять различие в статистске отказов передающих и приемных СВЧ-каналов годул й

Изложен ос показывает, что такие важные характеристики АФАР, как их начальная стоимость, стоимость эксплуатации в пределах назначенного срока службы, определяются критериями ее параметрических, по зов.

Гриведскные выше результаты исследований сграведливы для случаев полного (катастрофического) отказа модулей или их отдельных СВЧ-каналов. На практике наряду с такими отказами имеют место параметрические отказы – снижение коэффициентов усиления в передающем и приемном СВЧканалах, «залипание» отдельных разрядов фазовращателей или аттенюаторов и т. д. Такие отказы влияют на изменение ДН несколько меньше.

Приведенные выше расчеты надежности сделаны в предположении, что аппаратура АФАР не ремонтируется за время эксплуатации. Во многих радиосистемах с АФАР, которые обслуживаются и в которых вышедшие из строя блоки и модули заменяются при регламентных работах, показатели надежности существенно выше приведенных.

Уместно сделать следующее замечание. Если известны признаки отказов в СВЧ-каналах модулей (их координаты в раскрыве АФАР, характер отказов), то чисто программными средствами может быть частично осуществлена операция уменьшения уровня всплесков боковых лепестков, вызванных физической деградацией СВЧ-каналов [15]. Очевидно, что при выполнении такой операции произойдет дополнительное ухудшение направленных свойств АФАР. Но выше уже отмечалось, что именно уровень боковых лепестков является более чувствительным параметром по отношению к изменению амплитудно-фазовых распределений в раскрыве АФАР.

Заключение. Таким образом, наличие в составе АФАР достоверной системы контроля реального состояния СВЧ-каналов модулей в сочетании с возможностями специализированных программных средств управления коэффициентами передачи СВЧ-каналов позволяет снизить влияние отказов на УБЛ и существенно улучшить показатели надежности АФАР за счет повышения среднего времени наработки на отказ. Реализация такого приема является дополнительным средством повышения экономической эффективности АФАР путем усовершенствования ее архитектуры.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (соглашение № 14.577.21.0220, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57716X0220).

Acknowledgments. This work was supported by a project of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (agreement No. 14.577.21.0220, unique project identifier RFMEFI57716X0220).

### Библиографические ссылки

1. Тушнов П. А., Бердыев В. С., Левитан Б. А. Аспекты развития технологий приемо-передающих модулей активных фазированных решеток // Радистехника. 2015. № 4. С. 91–98.

2. Воскресенский Д. И. Активные фазирова нь е антенные решетки / под ред. Д. И. Воскрессиского, А. И. Канащенкова. М. : Радиотехника, 2004. С но

3. Дмитриев Д. Д., Карцан И. Н. Адаптикчые антенные решетки с цифровым формироганистолуча // Решетневские чтения : материалы Междунар научпракт. конф. 2016. С. 263–265.

4. Зависимость характеристик активной фазированной антенной решетки от нар ботк //и. Н. Карцан [и др.] // Научный альманаг. 2017. № 7-1 (33). С. 189–192.

5. Шангина Е. А., Патриев В. Е. Оценка надежности перспективных космических в эмплексов // Исследование наукограда. 2015. № г (т1). С. 28–31.

6. Шангина Е. А. Катраев В. Е. Формирование оптимизированных треб ваний по надежности к перспективным космическим комплексам экспериментального назначения с Космическое приборостроение : материалы III Есер с. форума школьников, студентов, аспирантов и колодых ученых с междунар. участием. Томск : Изд-во г мского политехнического университета, 20 9. 5. 91.

ситета, 20 5. 5. 91. 7. Algorithms for adaptive processing of signals in a flat placed anonna array / V. N. Tyapkin [et al.] // 2017 International Siberian Conference on Control and Comminications, SIBCON 2017 (Astana, Kazakhstan, 29–30 June, 2017). 2017. DOI: 10.1109/SIBCON.2017.7998452. 8. Гостюхин А. В., Трусов В. Н. Коррекция характеристик направленности АФАР при отказах Ал-Антенны. 2003. Вып. 3–4 (70–71). С. 15–23.

9. Сабиров Т. Р. Характеристики излучения передающей АФАР при отказах каналов уссления // Радиолокация и радиосвязь : доклады (-й ссерос. науч.-техн. конф. (19–22 нояб. 2012, г. Урсква). М. : Изд-во JRE – ИРЭ им. В. А. Котельникова РАЧ, 2012. Т. 2. С. 133–135.

10. Дмитриев Д. Д., Тяпкин В. Н., Кр мез Н. С. Методы адаптации фазированных ант. и ых решеток к помехам в спутниковых радисная ... ционных системах // Радиотехника. 2013. № 9. С 39–43.

11. Повышение эффекти носли передающих АФАР за счет управления, выходной мощностью каналов приемо-передающих модулей / В. С. Бердыев [и др.] // Радиотехника 2015. № 10. С. 88–99.

12. Пространственное подавление помех при различных конфигурациях антенной решетки угломерной навигационной аппара. Ф. / В. Н. Тяпкин [и др.] // Наукоемкие технологии. 2010. Т. 17, № 8. С. 52–56.

13. An adaptive algorithm for interference suppression in phased antenna arrays / I. N. Kartsan [et al.] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2017. № 255 (1). C. 012009. DOI: 10.1088/1757-899X/255/1/012009.

14. Устройства СВЧ и антенны / под ред. Д. И. Воскресенского. 2-е. изд. М. : Радиотехника, 2006. 376 с.

15. Влияние рабочей температуры на характеристи излучения АФАР / И. Н. Карцан [и др.] // Симирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 3, Л. 18. С. 575–579.

#### References

1. Tushnov P. A., Berdyev V. S., Levitan B. A. Aspects of the development of the technologies of the transmit modules of active phased arrays. *Radiotechnics*. 2015, No. 4, C. 91–98.

2. Voskresenskii D. I., Kanaschenkov A. P. (eds.) [Active phased antenna arrays]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2004. P. 488.

3. Dmitriev D. D., Kartsan I. N. [Adaptive antenna arrays with digital beamforming]. *Reshetnevskiye tchteniya* [Proceedings of XVII International. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2016, Vol. 1, No. 20, P. 263–265 (In Russ.).

4. Kartsan I. N., Kiseleva E. A., Logacheva A. I., Kartsan T. I. [Dependence of the characteristics of the active phased array antenna on the time]. *Science Almanac.* 2017, No. 7-1(33), P. 189–192. DOI: 10.17117/na.2017.07.01.189 (In Russ.).

5. Shangina A. E. Estimation of reliability of perspective space complexes. *Research of science city*. 2015, No. 1 (11), P. 28–31.

6. Shangina A. E. Creation of optimized reliability requirements for promising experimental natured space complexes. *Space Instrumentation: Proceedings of the III National Forum of pupils, students, post-graduate students and young scientists with international participation.* Tomsk, Tomsk Polytechnic University Publ., 2015, P. 91.

7. Tyapkin V. N., Kartsan I. N., Dmitriev D. D., Efremova S. V. Algorithms for adaptive processing of signals in a flat phased antenna array. 2017 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2017 (Astana, Kazakhstan, 29–30 June 2017). 2017. DOI: 10.1109/SIBCON.2017.7998452.

8. Gostiukhin A. V., Trusov V. N. [The correction of active phased antenna arrays directivity during failure of active modules]. *Antenny*. 2003, Vol. 3–4 (70–71), P. 15–23 (In Russ.).

9. Sabirov T. R. [The characteristics of radiation of a transmitting active phased antenna array]. *Proceedings of the 6th All-Russian scientific research conference "Ra-diolokatsiia i radiosviaz"* (Moscow, 19–22 November 2012). 2012, Vol. 2, P. 133–135 (In Russ.).

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

11. Berdyev V. S., Levitan B. A., Tushnov P. A., Shishlov A. V. [Increase the efficiency of the transmitting APAA by controlling the output power of the channels of the transmit / receive modules]. *Radiotechnics*. 2016, No. 10, P. 88–99. 12. Tyapkin V. N., Garin E. N., Ratushniak V. N., Gladyshev A. D. [The spatial noise suppression in various configurations goniometric of navigation equipment]. *Naukoenkie tekhnologii.* 2016, Vol. 17, No. 8, V. 52–56 (In Russ.).

13. Kartsan I. N., Tyapkin V. N., Dmirrie D. O., Goncharov A. E., Kovalev I. V. An adaptice algorithm for interference suppression in phased antenna arrays. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2017, Vol. 255 (1), P 012 09. DOI: 10.1088/1757-899X/255/1/012009.

14. Voskresensky D. I., Gostyukan V. L., Maksimov V. M., Ponomarev L. I. *Untropy va SVCh i antenny* [Ultra-high frequency devices and antennas]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2006, 3700.

15. Kartsan I. N., Effemova S. V., Shangina E. A., Logacheva A. I., Gorey Y. S. [Operating temperature and its influence on the rediation of phased antenna arrays]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 575–5, 20 In Russ.).

© Карцан И. Н., Шангина Е. А.,

Киселев Г. Г., Ефремова С. В., 2018

UDC 539.3 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-504-509

**For citation:** Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Optimal choice of design parameters of the umbrella-type antenna spoke to reach maximal bending stiffness]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 504–509. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-504-509

Для цитирования: Лопатин А. В., Рутковская М. А. Выбор геометрических параметров спицы зонтичной антенны для обеспечения максимальной изгибной жесткости // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 504–509. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-504-509

### OPTIMAL CHOICE OF DESIGN PARAMETERS OF THE UMBRELLA-TYPE ANTENNA SPOKE TO REACH MAXIMAL BENDING STIFFNESS

A. V. Lopatin, M. A. Rutkovskaya\*

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: marina a b@mail.ru

The paper is devoted to cross-section geometrical parameters optimization of thin-walled spokes of large-size, umbrella-type deployable satellite parabolic antennas with radial spokes. The spokes in the structures mentioned above must have maximal bending stiffness and minimal mass. Spokes with uniform thickness of walls both in the section and along their lengths are not optimal to achieve the maximal stiffness while keeping predetermined mass, because they have the same bending stiffness in any direction.

In the given paper the authors suggest changing the shape of the spoke cross-section by using sections of different thicknesses. This would allow increasing the bending stiffness of each spoke in the perpendicular to the antenna surface direction while preserving the same mass of the complete structure. The thickness will be increased stepwise in the cross-sectional areas of the maximum distance from each other in the bend plane; in the remaining part of the section it will be reduced.

The main objective of this paper is to obtain analytical dependences for assessment of the bending stiffness of the cross section of the umbrella-type antenna spoke with a stepwise change in its thickness. Formulas were obtained within the framework of the beam theory of bending. The obtained analytical dependencies were verified by numerical simulation in the finite element software Ansys. Verification of the obtained results by numerical simulation showed good convergence with theoretical conclusions.

The formulas obtained in the paper make it possible to give practical recommendations for design of large deployable space antennas with improved parameters, namely maximum stiffness with minimum mass of the structure.

Keywords: deployable structures, umbrella-type antenna.

## ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СПИЦЫ ЗОНТИЧНОЙ АНТЕННЫ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ИЗГИБНОЙ ЖЕСТКОСТИ

А. В. Лопатин, М. А. Рутковская\*

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

Рассмотрена оптимизация геометрии поперечного сечения тонкостенных спиц крупногабаритных разворачиваемых спутниковых параболических антенн зонтичного типа с радиальными спицами-ребрами. В подобной конструкции спицы должны обладать максимальной изгибной жесткостью при минимальной массе. Спицы с постоянной толщиной стенки как в отдельном сечении, так и по длине не являются оптимальными для достижения максимальной жесткости при заданной массе, так как имеют одинаковую жесткость при изгибе в любом направлении.

Предлагается изменить форму поперечного сечения спицы за счет использования участков различной толщины. Это позволит увеличить изгибную жесткость спицы в направлении, перпендикулярном поверхности антенны при сохранении заданной массы конструкции. В областях сечений, максимально удалённых друг от друга, в плоскости изгиба толщина будет ступенчато увеличена, в оставшейся части сечения – уменьшена.

Основной целью данной работы явилось получение аналитических зависимостей для оценки изгибной жесткости поперечного сечения спицы зонтичной антенны со ступенчатым изменением ее толщины. Формулы были получены в рамках балочной теории изгиба. Полученные аналитические зависимости были проверены численным моделированием в универсальной программной системе конечно-элементного анализа Ansys. Верификация полученных результатов численным моделированием показала хорошую сходимость с теоретическими выводами.

Полученные в статье формулы позволяют дать практические рекомендации по конструированию больших разворачиваемых космических антенн с улучшенными параметрами, а именно, максимальной жесткостью при минимальной массе конструкции.

Ключевые слова: трансформируемые конструкции, зонтичная антенна.

**Introduction.** Large deployable parabolic antennas are widely used in satellite communication systems. Umbrella-type constructions with radial spokes-ribs connected at one end to the base are the most widespread among such systems (fig. 1).

Spokes are the main supporting elements of an umbrella-type antenna. They must have bending stiffness sufficient to open the antenna and to tense the netting both during the orbital operation and during ground testing of the structure. There are several approaches to the design of the spokes of the umbrella-type antenna [1–14]. Winding is the most technologically feasible method for manufacturing a thin-walled spoke. In the process of winding a strip of unidirectional composite material is laid layer by layer on a cylindrical mandrel at the angle  $\pm \varphi$  to the longitudinal axis (fig. 2). With a large number of thin, alternating layers with angles  $+\varphi$  and  $-\varphi$ , the structure of a spoke wall can be considered homogeneous and orthotropic.

The main types of spoke deformation are bending in the *zoy* plane and bending in the *zox* plane. Bending in the *zoy* plane occurs when the spoke is loaded with forces that arise during the process of membrane tension. The membrane tension is the main load case for the umbrellatype antenna's spoke. Therefore, the stiffness of the spoke bending in the *zoy* plane should be greater than the stiffness of the spoke bending in the *zox* plane. Cross section of constant thickness is not optimal for achieving maximum stiffness with a given mass.

**Optimization of the cross-section geometric parameters of the umbrella-type antenna's spoke.** The authors propose to change the shape of the spoke crosssection by using sections of different thicknesses to increase the bending stiffness of the thin-walled spoke of the umbrella-type antenna while maintaining the specified design mass (fig. 3). An important circumstance is the fact that such a design is technologically feasible.

We connect the longitudinal axis of the spoke passing through the centers of the cross sections with the coordinate z counted from the base (fig. 2) and assign the cross-section of the spoke to the coordinate system *xoy* (fig. 4). To maintain the specified mass of the structure, it is necessary to ensure the equality of the cross-sectional areas of the spokes in question (fig. 4, 5), which can be achieved by using the cross-section shown in fig 4, 5. Formulas are obtained that allow estimating the bending stiffness of the spoke cross section in the case when the thickness varies stepwise (fig. 5).

Let us define the bending stiffness of the cross section of the spoke. Calculation of a thin-walled rod with a closed cross-sectional contour is carried out on the basis of the hypotheses of the beam theory, according to which the cross section is not deformed and turns like a hard disk when bending.



Fig. 1. An umbrella-type antenna with spokes with a circular cross section: a - an antenna in the deployed position; b - the start position of an antenna

Рис. 1. Зонтичная антенна со спицами с круглым поперечным сечением: *a* – в развернутом положении; *б* – в стартовом положении



Fig. 2. A cantilever thin walled spoke with a round cross-section

Рис. 2. Консольная тонкостенная спица с круглым поперечным сечением



Fig. 3. An isometric view of the spoke with variable thickness





Fig. 4. A thin-walled round spoke with constant thickness in the cross section

Рис. 4. Спица с гладким поперечным сечением



Fig. 5. A thin-walled round spoke with variable thickness in the cross section

Рис. 5. Спица с переменным поперечным сечением

Within the framework of the beam theory [15], the bending stiffness of the cross-section in the planes *zoy* and *zox* are defined as follows:

$$D_x = \oint B_{11} y^2 ds$$
,  $D_y = \oint B_{11} x^2 ds$ . (1)

Here *s* is the contour coordinate, which is calculated from the formula  $s = R\beta$ , respectively  $ds = Rd\beta$ . The value  $B_{11}$  denotes the stiffness of the spoke wall when stretched or compressed in the axial direction.

$$x = R\sin\beta, \ y = R\cos\beta.$$
 (2)

Substituting (2) into (1), we obtain the following expressions:

$$D_x = \oint B_{11}R^2 \cos^2 \beta R d\beta = R^3 \oint B_{11} \cos^2 \beta d\beta ,$$
  
$$D_y = \oint B_{11}R^2 \sin^2 \beta d\beta R d\beta = R^3 \oint B_{11} \sin^2 \beta d\beta .$$
(3)

The rigidity of a spoke with a smooth cross-section will be expressed with the following form:

$$D = \pi B_{11} R^3 = \pi A_{11} t R^3 .$$
 (4)

For a spoke with a complex cross-section (fig. 5), the expression for the bending stiffness of the cross section in the *zoy* plane takes the form:

$$D_{x} = 2R^{3} \left( A_{11}t_{1} \int_{0}^{\frac{\beta_{1}}{2}} \cos^{2}\beta d\beta + A_{11}t_{2} \int_{\frac{\beta_{1}}{2}}^{\frac{\beta_{1}}{2}+\beta_{2}} \cos^{2}\beta d\beta + A_{11}t_{2} \int_{\frac{\beta_{1}}{2}}^{\frac{\beta_{1}}{2}+\beta_{2}} \cos^{2}\beta d\beta + A_{11}t_{1} \int_{\frac{\beta_{1}}{2}+\beta_{2}}^{\frac{\beta_{1}}{2}+\beta_{2}+\beta_{2}} \cos^{2}\beta d\beta \right),$$
(5)

where  $\beta_2 = \pi - \beta_1$ .

After some transformations (5) we obtain the following expression:

$$D_x = A_{11}R^3(t_1(\beta_1 + \sin\beta_1) + t_2(\pi - (\beta_1 + \sin\beta_1))).$$
(6)

Taking into account the equality of the cross-sectional areas of the two spokes under consideration, we obtain expressions for the bending stiffness of a spoke with a smooth cross-section:

$$D = A_{11}R^{3}t_{2}(\pi + \beta_{1}(\alpha - 1)), \qquad (7)$$

and a cross-section with variable thickness:

$$D_x = A_{11}R^3 t_2((\alpha - 1)(\beta_1 + \sin\beta_1) + \pi), \qquad (8)$$

where  $\alpha = t_1/t_2$ .

The bending stiffness relations can be written in the following form:

$$\eta = \frac{D_x}{D} = 1 + \frac{\sin \beta_1}{\beta_1 + \frac{\pi}{\alpha - 1}}.$$
(9)

The results of the calculations are shown in the graph (fig. 6) for different thickness ratios  $\alpha$ . Here  $\alpha_1 = 1.5$ ,  $\alpha_2 = 2.0$ ,  $\alpha_3 = 3.0$ ,  $\alpha_4 = 4.0$ ,  $\alpha_5 = 5.0$ .

As it can be seen from the graph, the maximum stiffness is achieved when the ratio of the thicknesses of the spoke with the variable cross-section is 5 and the angle  $\beta_1$  is equal to 62°.

Modal analysis of the spokes by the finite element method was carried out (fig. 7) to verify the results. The spokes are made of CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) with the following characteristics: modulus of elasticity is 100 hPa, Poisson's ratio is 0.3, and density is 1500 kg / m<sup>3</sup>. The internal diameter of the spoke is 200 mm, the length is 6 m, the thickness of the smooth cross-section is t = 2 mm.



Fig. 6. The dependence of the stiffness parameter on the angle  $\beta_1$  at different thickness ratios

Рис. 6. Зависимость жесткостного параметра от угла β1 при разных соотношениях толщин



Fig. 7. The modal analysis of a spoke with a variable cross-section

Рис. 7. Модальный анализ спицы с переменным поперечным сечением

Taking into account the equality of the areas of the two cross-sections, we obtain the parameters for a spoke with a variable cross-section: the angle  $\beta_1$  is 60°, the thickness  $t_1 = 4$  mm and  $t_2 = 1$  mm. With these geometric parameters, the masses of the spokes are practically equal.

The first frequency of a spoke with a smooth crosssection is 8.69 Hz, and that of a spoke with a variable cross-section is 10.64 Hz. As a result of the calculation it can be seen that the stiffness of a spoke with a variable cross-section significantly increased in comparison with a spoke with a smooth cross-section. The ratio of stiffness obtained numerically is 1.47.

**The conclusion.** Substituting the calculated parameters of the spokes into expression (9), we obtain  $\eta_1 = 1.41$ . Verification of the results obtained showed good convergence with theoretical conclusions.

Thus, the formulas obtained make it possible to estimate the bending stiffness of the cross-section of the umbrella-type antenna spoke when its thickness varies stepwise and give practical recommendations for the design of large expandable space antennas with improved parameters, namely, maximum stiffness with a minimum mass of the structure.

Acknowledgments. This work was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation № RFMEFI57517X0144.

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации № RFMEFI57517X0144.

#### References

1. Akira M. In-orbit deployment performance of large satellite antennas. *J. Spacecraft and Rockets*. 1996, Vol. 33, No. 2, P. 222–227.

2. Barho R. Investigations into deployment complications of the ERS-1 SAR antenna. *5th European Space Mech. and Tribol. Symposium.* Noordwijk, 28–30 Oct., 1992; Paris, 1993, P. 61–64.

3. Freeland R. E. Survey of deployable antenna concepts. *Proceedings of the large space antenna systems technology workshop*. NASA CP-2269, Part 1, 1983.

4. Gantes C. J., Konitopoulou E. Geometric design of arbitrarily curved bi-stable deployable arches with discrete joint size. *International Journal of Solids and Structures*. 2004, No. 41, P. 5517–5540.

5. Imbriale W. Spaceborne Antennas for Planetary Exploration. NJ. John Wiley and Sons. 2006, 592 p.

6. Kashichi H. Method for making a reflector of a satellite broadcasting receiving parabolic antenna. Kyowa Electric and Chemical Co. Ltd. USA, Patent № 093054, 03.03.1992.

7. Kunito O., Takahiko N. at al. Development of a precision large deployable antenna for the space VLBI. *14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit.* Washington, D. C., March 22–24, 1992, P. 1552–1559.

8. Lai C.-Y., Pellegrino S. Deployable membrane reflectors with offset configuration. *AIAA Pap.* 1999, No. 1477, P. 1–9.

9. Misawa M. Deployment reliability prediction for a large satellite antennas driven by spring mechanisms. *J. Spacecraft and Rockets.* 1994, Vol. 31, No. 5, P. 878–882.

10. Oachi T., Pyle R. J. *Grid structures* [Lockheed Missiles and Space Co]. USA, Patent № 5364491, 15.11.1994.

11. Roederer A. G., Rahmat-Samii Y. Unfurable satellite antennas: a review. *Annales des Telecommunications*. 1989, No. 44, P. 475–488.

12. Pellegrino S. Deployable membrane reflectors. *In Proc. 2nd World Engineering Congress*. July 22–25, 2002, Sarawak, Malaysia, P. 1–9.

13. Tan L. T., Soykasap O., Pellegrino S. Design & manufacture of stiffened spring-back reflector demonstrator. *In Proc. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference.* April 18–21, 2005, Austin, Texas, AIAA-2048.

14. Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. [Modeling meshed spoke of parabolic umbrella-type antenna]. *Materialy Ros. nauch.-tech. konf. "Nauka. Promishlennost. Oborona"* [Materials Russian Scientific-Technical Conf "Science. Industry. Defense"]. Novosibirsk, 2003, P. 13–14 (In Russ.)

15. Vasiliev V. V. Mechanics of Composite Structures. Taylor & Francis. 1993, 517 p.

### Библиографические ссылки

1. Akira M. In-orbit deployment performance of large satellite antennas // J. Spacecraft and Rockets. 1996. Vol. 33, № 2. C. 222–227.

2. Barho R. Investigations into deployment complications of the ERS-1 SAR antenna // 5th European Space Mech. and Tribol. Symposium (Noordwijk, 28–30 Oct., 1992). Paris, 1993. C. 61–64. 3. Freeland R. E. Survey of deployable antenna concepts // Proceedings of the large space antenna systems technology workshop. NASA CP-2269. Pt. 1. 1983.

4. Gantes C. J., Konitopoulou E. Geometric design of arbitrarily curved bi-stable deployable arches with discrete joint size // International Journal of Solids and Structures. 2004.  $N_{2}$  41. C. 5517–5540.

5. Imbriale W. Spaceborne Antennas for Planetary Exploration. NJ. : John Wiley and Sons, 2006. 592 c.

6. Method for making a reflector of a satellite broadcasting receiving parabolic antenna : Patent № 093054. USA / Kashichi H. ; Kyowa Electric and Chemical Co. Ltd. 03.03.1992.

7. Development of a precision large deployable antenna for the space VLBI / O. Kunito [at al.] // 14th International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit (Washington D. C., March 22–24, 1992). 1992. C. 1552–1559.

8. Lai C.-Y., Pellegrino S. Deployable membrane reflectors with offset configuration // AIAA Pap. 1999. No 1477. C. 1–9.

9. Misawa M. Deployment reliability prediction for a large satellite antennas driven by spring mechanisms // J. Spacecraft and Rockets. 1994. Vol. 31, № 5. C. 878–882.

10. Grid structures. Patent № 5364491. USA / Oachi T., Pyle R. J. ; Lockheed Missiles and Space Co. 15.11.1994.

11. Roederer A. G., Rahmat-Samii Y. Unfurable satellite antennas: a review // Annales des Telecommunications. 1989. № 44. C. 475–488.

12. Pellegrino S. Deployable membrane reflectors // In Proc. 2nd World Engineering Congress (July 22–25, 2002, Sarawak, Malaysia). C. 1–9.

13. Tan L. T., Soykasap O., Pellegrino S. Design & manufacture of stiffened spring-back reflector demonstrator // In Proc. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (April 18–21, 2005, Austin, Texas). AIAA-2048.

14. Лопатин А. В., Рутковская М. А. Моделирование сетчатой спицы зонтичной параболической антенны // Наука. Промышленность. Оборона : материалы Рос. науч.-техн. конф. Новосибирск, 2003. С. 13–14.

15. Vasiliev V. V. Mechanics of Composite Structures. Taylor & Francis, 1993.

© Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A., 2018

UDC 004.42 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-510-516

**For citation:** Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Koldyrev A. Yu. [Organization of complex testing of the spacecraft command and measuring system]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 510–516. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-510-516

Для цитирования: Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Колдырев А. Ю. Организация комплексных испытаний командно-измерительной системы космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 510–516. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-510-516

## ORGANIZATION OF COMPLEX TESTING OF THE SPACECRAFT COMMAND AND MEASURING SYSTEM

L. F. Nozhenkova, O. S. Isaeva, A. Yu. Koldyrev\*

Institute of Computational Modelling SB RAS 50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation \*E-mail: raventus@icm.krasn.ru

In this article, we present the software for organization of complex testing of a spacecraft's command and measuring system. The command and measuring system is responsible for communication of a spacecraft with the ground control complex. The developed software is designed for the support of interaction between the automated testing complex of a spacecraft and test and control equipment of the command and measuring system. Complex tests include testing of all or a part of conjugate elements of a spacecraft, united in a single system, with simulation of regular and possible non-standard modes of operation. Complex tests of the command and measuring system are carried out using an automated testing complex, the main task of which is transferring of the control commands to the test and control equipment of the command and measuring system. The automated testing complex also receives packages from the test and control equipment containing telemetric information about the state of the on-board systems of a spacecraft. During complex tests of the command and measuring system, the developed software supports the exchange of command and telemetry packages between the automated testing complex and test and control equipment.

The developed software is built in the software of the test and control equipment as a subsystem for organizing of complex testing. The subsystem receives commands from the automated testing complex, identifies and sends them to the test and control equipment, in the form of a structure that is understandable to the command and measuring system. For each command, the subsystem produces a receipt of successful identification or of an error if it occurs. The subsystem receives telemetry from the command and measuring system, converts it in accordance with the protocols of interaction and sends it to the automated testing complex. In addition to the command and measuring system's telemetry, the telemetry of the test and control equipment is sent to the automated testing complex. It contains the parameters of the sensors of various equipment that are part of the hardware and software complex, as well as the parameters required for transmission channels' settings between the test and control equipment, command and measuring system and other systems of a spacecraft. All actions occurring during the process of complex testing are recorded in the test report. All protocols of tests are saved and can be replayed.

*Keywords: spacecraft, command and measuring system, complex testing, test and control equipment, telecommands, telemetry.* 

## ОРГАНИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Л. Ф. Ноженкова, О. С. Исаева, А. Ю. Колдырев\*

Институт вычислительного моделирования СО РАН Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44 \*E-mail: raventus@icm.krasn.ru

Представлено программное обеспечение для проведения комплексных испытаний командно-измерительной системы космического аппарата. Командно-измерительная система отвечает за коммуникацию космического аппарата с наземным комплексом управления. Разработанное программное обеспечение предназначено для поддержки взаимодействия автоматизированного испытательного комплекса космического аппарата и контрольно-проверочной аппаратуры командно-измерительной системы. Комплексные испытания представляют собой тестирование всех или части сопряжённых элементов космического аппарата, объединенных в единую систему, с имитацией штатных и возможных нештатных режимов функционирования. Комплексные испытания командно-измерительной системы проводятся с использованием автоматизированного испытательного комплекса, основной задачей которого является передача команд управления на контрольно-проверочную аппаратуру командно-измерительной системы. Автоматизированный испытательный комплекс также принимает от контрольно-проверочной аппаратуры пакеты телеметрической информации о состоянии бортовых систем. Во время проведения комплексных испытаний командно-измерительной системы разработанное программное обеспечение поддерживает обмен пакетами команд и телеметрии между автоматизированным испытательным комплексом и контрольно-проверочной аппаратурой.

Разработанное программное обеспечение внедрено в программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры как подсистема организации проведения комплексных испытаний. Подсистема принимает команды от автоматизированного испытательного комплекса, идентифицирует и отправляет их на контрольно-проверочную аппаратуру, предварительно преобразовав в понятную командно-измерительной системе структуру. На каждую команду подсистема отправляет квитанцию об успешной идентификации либо с кодом произошедшей ошибки. Подсистема принимает от командно-измерительной системы телеметрию, преобразует её согласно протоколам взаимодействия и отправляет на автоматизированный испытательный комплекс. Помимо телеметрии командно-измерительной системы на автоматизированный испытательный комплекс посылается телеметрия контрольно-проверочной аппаратуры, которая содержит параметры датчиков различного оборудования, входящего в ее состав, а также параметры, необходимые для настройки каналов передачи между контрольно-проверочной аппаратурой, командно-измерительной системой и другими системами космического аппарата. Все действия, происходящие в процессе комплексных испытаний командно-измерительной системы, фиксируются в протоколе испытаний. Все протоколы пройденных испытаний сохраняются, имеется возможность их воспроизведения.

Ключевые слова: космический аппарат, командно-измерительная система, комплексные испытания, контрольно-проверочная аппаратура, телекоманды, телеметрия.

Introduction. Ground tests are one of the most important stages of the spacecraft systems development life cycle [1]. Tests let to determine the compliance of onboard systems to the specified requirements, and thereby enhance their resiliency and lifespan [2; 3]. The high cost and complexity of repairs after the spacecraft is put into operation increase the importance of ground tests [4]. There are autonomous and complex ground tests. Autonomous testing involves testing a fully assembled unit (system) to determine its readiness to participate in further tests or to stand-alone operation without connecting paired systems [5]. Complex tests are testing of all or part of the conjugate elements of the spacecraft, united in a single system, with simulation of regular and possible non-standard modes of operation of the spacecraft [6]. Each checked system, for carrying out autonomous and complex tests, has a specialized hardware and software complex- test and control equipment [7]. The use of computer technology can improve the quality, reduce the costs and the time of testing [2]. Test and control equipment (TCE) software is responsible for the collection, storage and convenient presentation of information about the systems tests of the spacecraft [8].

The command and measuring system is responsible for the communication of the spacecraft with the ground control system. Communication takes place through the exchange of data packets. The command and measuring system receives telecommand packages from the ground control complex, identifies them and sends them to the appropriate onboard systems of the spacecraft. Also, the command and measuring system transmits telemetry packets containing information about the state of the onboard systems of the spacecraft to the ground control complex. The structure of the telecommand packages and telemetry are set by standards ESA PSS-04-107 [9] and ESA PSS-04-106 [10], respectively. For carrying out autonomous and complex tests of command and measuring system the special hardware and software complex – test and control equipment is used.

Test and control equipment of the command and measuring system solves the problem of autonomous testing. Test and control equipment software (TCE SOFTWARE) provides users with the functions of forming a test script, provides it with the value of the controlled variables in a user-friendly form, and also solves a number of other tasks when conducting autonomous tests [11–13].

The article presents a software subsystem that provides testing of the spacecraft command and measuring system, ensuring the interaction of the automated test complex and test and control equipment.

**Research objective.** Complex tests are carried out with the help of an automated test complex (ATC), which works as a simulator of the ground control complex. The main task of the automated test complex is the transfer of control commands to the control and testing equipment of the spacecraft systems, as well as the reception of telemetry packets about the state of the onboard systems and test and control equipment.

The automated test complex should interact with the test and control equipment of the command and measuring system according with the transport and information protocol. The transport protocol defines the logic of interaction between the automated test complex and the software of the test and control equipment on the issues of network interaction, imposes the requirements for the hardware of the test and control equipment and the SNTP (Simple Network Time Protocol) [14], describes the structures and types of packets for data transmission. The information protocol defines the procedures of information exchange between the software complex of test and control equipment and the automated test complex, sets the logic of information exchange and specific types of data packets.

Information exchange is the transfer of data packets of different types between the automated test complex and the software of test and control equipment.

The transport protocol of interaction of the automated test complex and the test and control equipment software of the command and measuring system defines six types of data packets. An automated test system may send the software checkout equipment control commands packages and arrays of command and program information (CPI). Software test and control equipment sends to an automated test system acknowledgement for the used commands, address and positional telemetry, and various messages to the test protocol (fig. 1).

The control command is a data package on which the equipment must perform certain actions. There are three types of commands: commands for test and control equipment, commands for command and measuring system and commands for the control unit of the onboard control complex. The command type determines which hardware the command is addressed to. An array of command and program information is a package containing the necessary data for the control unit of the on-board control complex.

In response to the control command, the test and control equipment software sends an acknowledgement (ACK) to the automated test complex with the information about the execution of the command or with the error code. All error codes are described in the communication information protocol. The ACK is necessary for synchronization of work and prevention of a situation when commands are not identified by the test and control equipment.

Telemetry packets sent to the automated test complex provide information about the values of certain measured parameters that need to be monitored. There are two types of telemetry packets: address and positional. Address telemetry contains the parameters of the test and control equipment, and the positional parameters of onboard systems. At the beginning of the tests, the automated test complex expects a packet of address telemetry with the value of all the parameters of the test and control equipment, then once a second receives a telemetry packet containing only the changed parameters. Positional telemetry packets are transmitted to the automated test complex as they are received from the command and measuring system. The protocol provides for the possibility of issuing messages to the automated test complex in the test protocol. Such messages are used, for example, to diagnose malfunctions or to comment on the test and control equipment operators.

For the organization of interaction between the automated test complex and the control and test equipment the software subsystem of the organization of carrying out complex tests was created.

**Subsystem of organization of carrying out complex tests.** The main purpose of the subsystem of the organization of complex tests is to support the interaction between the automated test complex and the test and control equipment of the command and measuring system during complex tests according to the protocols of transport and information interaction. The main functions of the subsystem:

 reception from the automated test complex sent control commands and arrays of command and program information;

 transfer to the automated test complex of the ACK on control commands about their successful performance or with the code of the received error;

 conversion of automated test complex packages into a format acceptable for the command and measuring system and vice versa;

 recording of package exchange between the automated test complex and the command and measuring system in the test protocol;

 implementation of the possibility of entering into the test protocol messages from the test and control equipment operator;

- checking of the tests carried out.

Interface of the complex test subsystem (fig. 2).

The subsystem of complex tests contains the following windows: "Commands to CMS", "Commands from ATC", "Log", "Messages to ATC", "Parameters of address telemetry", "Telemetry monitor".

The "Log" window contains information about the processes that take place during complex tests: receiving commands and arrays of command and software information from the automated test complex, sending acknowl-edgements, address and position telemetry to the automated test complex, and description of other actions that need to be recorded in the protocol.



Fig. 1. Information exchange

Рис. 1. Информационный обмен

Авиационная и ракетно-космическая техника

По Главная	Настрой		6	•	0	B	(	0		
бозреватель С	зойства Резу.	льтаты Журнал событий т	Мон гелем	нитор Проверк метрии команд	а Редактор бази данных	ы Редактор сценариев	Наст	ройки	Режим АИК	
Команды на К	ИC		×	🕤 Команды от	АИК		×	🕒 Пар	раметры а	дресной телем
Команда РК БА КИС	Команда Интерфейс Время отпр РК БА КИС RS422 (канал : 14:59:39.345		4	Команда ⊯ РК КПА № 4.	Тип КУ КПА_КИС_КУ	Время приё 14:59:30.998		Парам Захват	иетр АТМ г	Значение 0 - нет (по
РК БУ БКУ	RS422 (кана	л 14:59:41.666		⊞ РК КПА № 5.	КПА_КИС_КУ	14:59:34.968		несуш	цей	умолчанию)
Массия КПИ	RS422 (vaua	n · 14·50·52 800		■ РК БА КИС	КПА_КИС_БАК	14:59:39.339	-	Захват	r TM	0 - нет (по
Maccillo ICI IVI	10122 (Runa	1. 14.55.52.655	-	🗷 РК БУ БКУ	КПА_КИС_БКУ	14:59:41.661				умолчанию)
			-	Массив КПИ	МКПИ	14:59:52.890	-	Адрес дешис	фратора	0 - Адрес 1 (по умолчанию)
) Лог Поиск		-					×	Идент МАР F	ификатор К	0 - RS232 основной (по умолчанию)
Время 27.10.2017 14:	59 <mark>:39.344</mark>	Сообщение Принята <mark>Р</mark> К БА К	NC N	21				Идент МАР К	и <mark>фи</mark> катор (ПИ	0 - RS232 основной (по умолчанию)
27.10.2017 14:	59:39.345	Сфор <mark>м</mark> ирован па	кет Р	РК БА КИС 23 АС 04 11 00 С0 10 00 С0 10 00 09				Выход	ное	
27.10.2017 14:	59:39.354	Отправлен пакет	<Кв	итанция> 10 00	35 04 08 8A F8 4E	. D3 01 01 00		напря	жение	
27.10.2017 14:	59:39.354	Отправлена поло	жите	ельная квитанци	я на РК МИ КИС	с кодом 1		ИБП		
27.10.2017 14: 27.10.2017 14:	59:41.661 59:41.661	Получен пакет: 1 Принята РК БУ БІ	2 00 I (У №	D7 05 69 8B F9 4 1	E D3 01 02 00 03 (	00 01 00 00 0	+	Загруз в про	зка <mark>ИБП</mark> центах	
	NW (000	τ.						Tourse	000000	

Fig. 2. Interface of the complex test subsystem

D	<u> </u>	TT 1 V				
Рис		Интерфеис	полеистемы	провеления	комплексных	испытании
I no.	4.	πητερφεία	поденетемы	проведения	Rominickenbix	nembriannin

Сообщение	Тип	Время отправки	
Связь КПА и КИС не фу	Автоматически сгенерированное	14:44:54. <mark>1</mark> 78	
Связь КПА и КИС не <mark>ф</mark> у	Автоматически сгенерированное	14:44:54.678	
Параметр дешифратор	Пользовательское сообщение	14:45:24.844	

Fig. 3. Messages to the automated testing complex

Рис. 3. Сообщения на автоматизированный испытательный комплекс

"Messages to ATC" window displays messages generated automatically or created by the operator in the process of testing (fig. 3).

"Parameters of address telemetry" window contains the values of test and control equipment parameters. The parameters of the test and control equipment are divided into two types: the parameters of the state of the equipment and the parameters, the value of which determines the various settings of the transmission channel between the test and control equipment and the command and measuring system, as well as between the command and measuring system and other onboard systems of the spacecraft.

The status parameters of the test and control equipment are the values of the sensors of various devices that are part of the test and control equipment, for example, the value of the humidity sensor of the rack control unit or the alarm flag of the first power distributor. Subsystem receives these values through a survey of the equipment in multi-threaded mode using the SNMP protocol [15].

The parameters responsible for the data channels specify certain settings necessary for tests, such as the mode of exchange with the board or the address of the decoder. The value of the parameters of this type is set by commands for test and control equipment, and has a default value. The default value is required to avoid setting of each of the parameters at the beginning of complex tests.

"Telemetry monitor" window displays the telemetry transmitted by the monitored object. The length of the telemetry frame according to the ESA PSS-04-106 standard is 508 bytes. The software allows viewing any telemetry package that needs to be transferred to an automated test complex.

"Commands to CMS", "Commands from ATC" windows display commands and arrays of control program data transmitted from the automated test complex. The "Commands from ATC" window contains all the packages received from the automated test complex, and clearly displays their structure, provided by the transport interaction protocol. The "Commands to CMS" window displays the packets to be sent to the command and measuring system and displays their structure, provided by the international standard ESA PSS-04-107 (fig. 4).

The structure of the package transferred to the command and measuring system differs from the structure of the package transferred from the automated test complex. To convert the package structure and insert the necessary data, the values of which are contained in the address parameters of the test and control equipment, the subsystem "Data packet editor" is used (fig. 5). The "Data packet editor" subsystem allows creating a tree-structured packet, consisting of elements that are represented by other structures. An address parameter for each item can defined. The value of this parameter will be inserted into the associated element when the packet is transferred to the object of control. It is also possible to set a default value for each element.

In the data packet editor, structures of all types of data packets were created according to the ESA PSS-04-106 and ESA PSS-04-107 standards and the protocol of transport interaction of the automated test complex and the test and control equipment software. Elements are defined for structures, the value of which must correspond to certain address parameters during the transmission of the packet to the command and measuring system. When a command packet is received, the subsystem identifies the command type.

	Команда	Интерфейс	Время отправки								
3	РК БА КИС № 21	RS422 (канал 1)	16:24:04.832								
	И БАКИС № 21 - 23 AC 04 11 00 C0 10 00 C0 10 00 09 15 04 94 73 33 96										
	Заголовок кадра ТК - 23 AC 04 11 00										
	4 Сегмент ТК - C0 10 00 C0 10 00 09 15 04 94 73										
	Заголовок сегмента - C0										
	И Поле данных	сегмента - 10 00 C0 10 0	0 09 15 04 94 73	-							
	> Заголовок	пакета - 10 00 СО 10 00 0	9								
	Поле данн	ых пакета - 15 04									
	CRC - 94 73	l									
	CRC - 33 96										

Fig. 4. The structure of the packet transmitted to the command and measuring system

Открыть из Сохранить в файла* файл* Управление	Создать Удалить структуру структуру Стр	Сс	оздать толе туры да	Удал пот инны	ить Редактировать поле х	Создать пакет	Идалить пакет Свойст данных дэн Пакеты данных	ва пакета. Импор пнох	т		
Поиск			Прис	c.		*					
Название	111	ł	Наза	ание	1		Длина	Тип поля	Значение по умол	Контролируемое	Тип з
🗄 📜 Структура паке	ета РК. БУ БКУ 🔄 🔺		• 🖃	Стру	ктура пакета РК КИС		16	Байт	00 00 00 00 00 00	00 00 00 00 00 00 00	16
🗉 🔚 Структура паке	ета РК КИС				Заголовок кадра		5	Байт	00 00 00 00 00	00 00 00 00 00	16
на выбор реж	кима выдачи Т 😑				Номер версии		2	Бит	00	00	2
че Выбор рея	кима выдачи Т	ŀ			Флаг обхола и Ф	nar KV	2	Бит	00	00	2
чте выбор рех	кима выдачи Т	ŀ			Резервирование	e note A	2	Бит	00	- 00	2
	кима выдачи т	ŀ			In the second se	e none n	10	5m	000000000	000000000	-
Выбор рех	кима выдачи Т	ŀ			ид номер ка		10	ыл	00000000	00000000	4
Включени	е МКО в основн	ļ.			ИД, номера вир	гуального кана	6	БИТ	000000	000000	2
Включени	e MKO e nesens	I.			Резервированно	е поле В	2	Бит	00	00	2
Включени	е SpW в основн	l			Длина кадра		1	Байт	00	00	16
Включени	е SpW в резерв	ľ			Номер последов	ательности ка	1	Байт	00	00	16
Ч. Отключен	ие МКО и SpW в	ľ			Толе данных кадра (	Сегмент ТК)	9	Байт	00 00 00 00 00 00	00 00 00 00 00 00 00	16
- 4 Отключен	ие МКО и SpW в	ŀ		Th	П. Заготовок сегме	нта	1	Байт	00	00	16
- 💾 Switching o	on the CCU tele	ŀ			- Operation and the second			Fiar	00	100	2
- Включения	е генератора те	ŀ			млаги после	довательности	2	sout.	00	00	2
- 4 Выключен	ие генератора т				Признак МА	P	6	БИТ	000000	000000	2
- Выключен	ие генератора т		1		🗐 Поле данных сег	мента	8	Байт	00 00 00 00 00 00 00	00 00 00 00 00 00	16
Нейтральн	ая команда с ну										

Рис. 4. Структура пакета, передаваемого на командно-измерительную систему

Fig. 5. The "Data packet editor" subsystem

Рис. 5. Подсистема «Редактор пакетов данных»



Fig. 6. Reproduction of passed tests

Рис. 6. Воспроизведение пройденных испытаний

If a command needs to be sent to the command and measuring system, the subsystem determines the list of address parameters required to configure the command. Then there is the formation of a command packet to be sent to the command and measuring system and the insertion of address parameters in the corresponding fields of the generated packet. After that, the received packet is sent to the test and control equipment for further sending to the command and measuring system.

After conducting complex tests, it is necessary to be able to analyze them. For this purpose the problem of preservation of tests and realization of functions of reproduction of earlier carried out tests was solved. Reproduction of passed tests is shown in fig. 6.

Visualization of the tests is performed using a timeline. Using the timeline, you can reproduce complex tests from any point in time in real-time or accelerated mode, showing all actions that have occurred by that moment.

**Conclusion.** The developed subsystem is implemented in the software and hardware complex of test and control equipment of the command and measuring system and provides support for the application of the command and measuring system in complex tests of the spacecraft. The subsystem interacts with the automated test complex according to the protocols of transport and information interaction. The subsystem receives commands and executes them if they belong to the test and control equipment or transfers them to the object of control, having previously converted them into a clear command and

measuring system structure. For each command, the subsystem sends an acknowledgement of correct identification, or with an error code according to the information exchange protocol.

The subsystem receives telemetry from the command and measuring system, converts it according to the transport interaction protocol and sends it to the automated test complex. In addition to the telemetry of the object of control, the subsystem sends to the automated test complex telemetry of test and control equipment, which contains the parameters of sensors of various equipment of control and testing equipment, as well as the parameters necessary to config ure the transmission channel between the test and control equipment and the command and measuring system or between the command and measuring system and other systems of the spacecraft.

All the process of complex tests is recorded in the test protocol. The subsystem has the ability to record messages from the operator of test and control equipment. All tests are saved and it is possible to reproduce them for analysis. The subsystem solves the task of the interaction of automated test complex and test and control equipment for complex tests of command-measuring system of the spacecraft.

### References

1. Solov'ev V. A. [Management of space flights]. Zemlya i Vselennaya. 2013, No. 6, P. 3–14 (In Russ.).

2. Aleksandrovskaya L. N., Kruglov V. I., Kuznetsov A. G. *Teoreticheskie osnovy ispytaniy i eksperimen*-

*tal'naya otrabotka slozhnykh tekhnicheskikh sistem* [Theoretical basis of the test and experimental development of complex technical systems]. Moscow, Logos Publ., 2003, 736 p.

3. GOST R 53802–2010. Sistemy i kompleksy kosmicheskie. Terminy i opredeleniya [State Standard R 53802-2010. Systems and complexes, space. Terms and Definitions]. Moscow, Standartinform, 2011, 28 p.

4. Saleh J. H., Lamassoure E., Hastings D. E. Space systems flexibility provided by on-orbit servicing: Part 1. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2002, Vol. 39, No. 4, P. 551–560.

5. GOST R 54317–2011 Kompleksy startovye i tekhnicheskie raketno-kosmicheskikh kompleksov. Trebovaniya bezopasnosti [State Standard R 54317-2011. Starting and technical complexes of rocket and space complexes. Safety requirements]. Moscow, Standartinform, 2011, 28 p.

6. Belyakov I. T., Zernov I. A., Antonov E. G. *Tekhnologiya sborki i ispytanii kosmicheskikh apparatov* [Technology of assembly and testing of spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 352 p.

7. Rannev G. G. *Izmeritel'nye informatsionnye sistemy* [Measuring information systems]. Moscow, Akademiya Publ., 2010, 336 p.

8. Ryabushkin S. A., Nozhenkova L. F., Sukhotin V. V. *Programmnoe obespechenie kontrol'no-proverochnoy apparatury komandno-izmeritel'noy sistemy kos-micheskogo apparata* [Software test equipment spacecraft command and measuring system]. Certificate of official registration in the registry of computer programs No. 2014662250 dated November 26, 2014.

9. Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Iss. 2: European space agency (ESA), 1992, 166 p.

10. Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Iss. 1: European space agency (ESA), 1988, 73 p.

11. Nozhenkova L., Isaeva O., Vogorovskiy R. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing. *International Conference on Advanced Material Science and Environmental Engineering* (ISSN 2352-5401). 2016, P. 215-217. DOI: 10.2991/amsee-16.2016.57.

12. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Vogorovskiy R. V. [Preparation and testing of onboard equipment of the spacecraft command and measuring system]. *The Research of the science city.* 2015, No. 4(14), P. 60–67 (In Russ.).

13. Vogorovskiy R. V. [Organization of interaction with the measuring equipment during testing onboard the spacecraft equipment]. *Molodoy uchenyy*. 2015, No. 11, P. 22–27 (In Russ.).

14. Mills D. L. Simple network time protocol (SNTP) version 4 for IPv4, IPv6 and OSI, 2006.

15. Stallings W. SNMP, SNMPv2, SNMPv3, and RMON 1 and 2. Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 1998.

### Библиографические ссылки

1. Соловьёв В. А. Управление космическими полетами // Земля и Вселенная. 2013. №. 6. С. 3–14.

2. Александровская Л. Н., Круглов В. И., Кузнецов А. Г. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М. : Логос, 2003. 736 с.

3. ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М. : Стандартинформ, 2011. 28 с.

4. Saleh J. H., Lamassoure E., Hastings D. E. Space systems flexibility provided by on-orbit servicing. Pt. 1 // Journal of Spacecraft and Rockets. 2002. Vol. 39, No. 4. P. 551–560.

5. ГОСТ Р 54317–2011. Комплексы стартовые и технические ракетно-космических комплексов. Требования безопасности. М. : Стандартинформ, 2011. 28 с.

6. Беляков И. Т., Зернов И. А., Антонов Е. Г. Технология сборки и испытаний космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1990. 352 с.

7. Раннев Г. Г. Измерительные информационные системы. М. : Академия, 2010. 336 с.

8. Программное обеспечение контрольнопроверочной аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата : свидетельство об официальной регистрации в реестре программ для ЭВМ / С. А. Рябушкин, Л. Ф. Ноженкова, В. В. Сухотин и др. № 2014662250 от 26.11.2014 г. Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам, 2014.

9. Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Iss. 2. European space agency (ESA), 1992. 166 p.

10. Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Iss. 1. European space agency (ESA), 1988. 73 p.

11. Nozhenkova L., Isaeva O., Vogorovskiy R. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing // International Conference on Advanced Material Science and Environmental Engineering (ISSN 2352-5401), 2016. P. 215–217. DOI: 10.2991/amsee-16.2016.57.

12. Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В. Подготовка и проведение испытаний бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата // Исследования наукограда. 2015. № 4(14). С. 60–67.

13. Вогоровский Р. В. Организация взаимодействия с измерительным оборудованием при проведении испытаний бортовой аппаратуры КА // Молодой ученый. 2015. № 11. С. 22–27.

14. Mills D. L. Simple network time protocol (SNTP) version 4 for IPv4, IPv6 and OSI. 2006.

15. Stallings W. SNMP, SNMPv2, SNMPv3, and RMON 1 and 2. Addison-Wesley Longman Publishing Co., Inc., 1998.

© Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Koldyrev A. Yu., 2018 УДК 629.785:523.45 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525

Для цитирования: Платов И. В., Симонов А. В. Разработка двигательной установки на базе двигателей малой тяги и схемы полёта космических аппаратов к центру Солнечной системы // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 517–525. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525

**For citation:** Platov I. V., Simonov A. V. [Design of a low thrast propulsion system and the trajectories of spasecraft to the centre of the Solar system]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 517–525 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-517-525

## РАЗРАБОТКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ И СХЕМЫ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ЦЕНТРУ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

И. В. Платов\*, А. В. Симонов

АО «НПО им. С. А. Лавочкина» Российская Федерация, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, 24 \* E-mail: aia@laspace.ru

Рассмотрены особенности разработки траекторий полёта к центру Солнечной системы двух перспективных российских космических аппаратов. Научной целью проекта является исследование околосолнечного пространства с близких расстояний (60–80 радиусов Солнца) и внеэклиптических наклонений. В рамках предварительного проекта руководством принято решение о создании двух космических аппаратов (КА), где в качестве маршевой предлагается вариант с химической двигательной установкой на базе двигателей малой тяги. В связи со значительным увеличением начальной массы КА необходимо использовать средство выведения более тяжёлого класса. Поэтому в настоящий момент дополнительно рассматриваются варианты выведения с помощью ракет-носителей «Ангара-А5» и «Союз-5» («Сумкар») с разгонными блоками «ДМ» и «Фрегат-СБУ» с космодромов Восточный и Байконур соответственно. Срок активного существования аппаратов должен превышать семь лет, за который должно быть достигнуто наклонение более 25°.

Приведено описание дополнительного варианта двигательной установки с применением в составе двухкомпонентных двигателей производства НИИМаш (г. Нижняя Салда) и указаны основные характеристики схем полёта двух КА. Разработанная схема полёта первого КА предполагает старт в августе 2026 года. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиуса Солнца происходит через 6 лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного манёвра через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической ишроты 33,1°. Траектория второго КА предполагает старт в апреле 2028 года. Он также через 6 лет после старта сближается с Солнцем до примерно такого же расстояния – 63,0 радиуса Солнца. Последующими гравманёврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты 29,1°.

Представленный проектный облик химической двигательной установки с применением двигателей малой тяги позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования двух КА.

Ключевые слова: космический annapam, двигательная установка, схема полёта, межпланетный перелет, Солнце.

## DESIGN OF A LOW THRAST PROPULSION SYSTEM AND THE TRAJECTORIES OF SPASECRAFT TO THE CENTRE OF THE SOLAR SYSTEM

I. V. Platov\*, A. V. Simonov

Lavochkin Association 24, Leningradskaya Str., Khimki, Moscow region, 141400, Russian Federation \* E-mail: aia@laspace.ru

The article is devoted to the peculiarities of the flight trajectories design to the centre of the Solar system for two perspective Russian spacecrafts. A scientific goal of the project is to study the near-solar space from close distances (60–80 solar radii) and non-ecliptic inclinations. As part of the draft project, management decided to create two space-crafts (SC), where an option with a "chemical" propulsion system based on low-thrust engines is offered as a march. In connection with a significant increase in the initial mass of the spacecraft, it is necessary to use means of deducing a heavier class. Therefore, now options are being considered for launching at "Angara-A5" and "Soyuz-5" ("Sumkar") with "DM" and "Fregat-SBU" upper stages from the Vostochny and Baikonur launch sites. The active life of the SC should exceed seven years, for which an inclination of more than 25 ° must be achieved.

The article describes the additional version of the propulsion system with the use of two-component engines, produced by NIIMash (Nizhnyaya Salda), and the main characteristics of the flight schemes for two spacecrafts are indicated. The developed scheme of the first spacecraft flight assumes the launch in August 2026. Convergence with the Sun at a minimum distance of 61.5 solar radii occurs 6 years after the start. After the last, the eighth, gravitational maneuver, 8.3 years after launching the spacecraft reaches heliocentric latitude of 33.1°. The trajectory of the second spacecraft assumes the launch in April 2028. Six years after the start it also approaches the Sun to approximately the same distance 63.0 solar radii. The spacecraft reaches the heliocentric latitude of 29.1° with the help of subsequent gravityassists at Venus.

The presented design appearance of the 'chemical' propulsion system with the use of low-thrust engines makes it possible to achieve the specified parameters of the Sun orbit and to execute the scientific program within the given period of active existence of two spacecrafts.

### Keywords: spacecraft, propulsion system, flight scheme, interplanetary transfer, Sun.

Введение. В статье [1] были приведены описания трёх вариантов конструкции космического аппарата (КА), оснащенного двигательными установками (ДУ): один вариант с химической ДУ и два варианта комбинированных систем с электроракетной ДУ на базе RIT-22 и СПД-140Д. На этапе эскизного проектирования для этих вариантов были разработаны схемы полёта, позволяющие доставить КА за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60-70 радиусов Солнца и наклонением 25°-30° к плоскости эклиптики. Для рабочего проектирования был принят вариант КА с комбинированной ДУ (с использованием однокомпонентных химических и электроракетных двигателей производства ОКБ «Факел»), который позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования КА.

В процессе работы над проектом выявилась необходимость в решении задач, связанных главным образом с появлением в составе космического комплекса двух КА с соответствующим набором служебных систем. Один из пунктов сформированных исходных данных для разработки соответствующего комплекса предусматривает рассмотрение возможности использования в двигательной установке двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ), при этом двухкомпонентная ДУ должна обеспечивать не только стабилизацию и ориентацию КА, но и проведение коррекций его траектории. Тем не менее, сохраняются условия, что КА должен сблизиться с Солнцем до расстояний в 60-80 солнечных радиусов и постепенно наклонять плоскость своей орбиты к плоскости эклиптики, что позволит реализовать новые наблюдения и измерения, необходимые для решения научных задач и достижения основных целей миссии [2; 3].

Проект должен был быть разработан, исходя из запуска КА с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя (PH) «Союз-2» с разгонным блоком (PБ) «Фрегат» [4]. Однако в связи со значительным увеличением начальной массы КА, как в варианте с комбинированной ДУ, так и в варианте с ЖРД МТ, необходимо использовать средство выведения более тяжёлого класса. Поэтому в настоящий момент дополнительно рассматриваются варианты выведения с помощью PH «Ангара-А5» с PБ «ДМ» с космодрома Восточный и PH «Союз-5» («Сумкар») с РБ «Фрегат-СБУ» [5] с космодрома Байконур. Срок активного существования (САС) аппарата должен превышать семь лет, за который должно быть достигнуто наклонение более 25°.

Предлагаемая конструкция ДУ КА. Для реализации поставленных задач предлагается конструкция ДУ, представленная на рис. 1. При разработке ДУ предполагается использование двухкомпонентных ЖРД МТ, производства НИИМаш (г. Нижняя Салда), которые соответствуют заданным параметрам.

Конструктивно ДУ представляет собой термостабилизированную панель (ТСП), на которой посредством кронштейнов и проставок размещена основная часть её составляющих: топливные баки, баллоны высокого давления, пироклапаны, клапаны электрические и предохранительный, датчики давления и температуры, трубопроводы и СОТР. Несущей конструкцией для монтажа ТСП, панели агрегатов (на которой размещены редуктор, заправочные и проверочные клапаны) и четырех пилонов двигательных блоков на КА служит восьмигранный рамный корпус, обшитый сотопанелями. На каждом пилоне закреплен блок двигателей малой тяги, состоящий из кронштейна, на котором устанавливаются по три двигателя малой тяги: два двигателя стабилизации 17Д58ЭФ и один двигатель 11Д457Ф, выполняющий роль корректирующего.

Кронштейн имеет посадочное место для крепления к пилону и обеспечивает необходимую ориентацию двигателей относительно осей КА. Подобная система установки двигателей применяется на платформе «Навигатор» [6; 7].

Топливные баки имеют объем внутренней полости 195,4 литра каждый: один бак для хранения горючего – несимметричного диметилгидразина и один бак для окислителя – амилина. Бак состоит из цилиндрической обечайки, к которой с двух сторон приварены полусферы. Каждый топливный бак устанавливается на ТСП через специальное бандажное кольцо таким образом, что верхняя и нижняя полусферы топливного бака оказываются по разные стороны ТСП. На баке крепятся нагреватели и датчики температуры. На поверхность, обращённую в космическое пространство, установлена противометеорная защита.

В материалах проекта рассматриваются два варианта конструкции топливного бака:

 с металлической разделительной диафрагмой, разделяющей бак на топливную и наддувную полости;

– с внутрибаковым устройством капиллярного типа (ВБУ КТ).

Металлическая диафрагма является более отработанным конструктивным вариантом среди вытеснительных устройств подачи компонентов ракетного топлива относительно ВБУ КТ. Подтверждение сохранения работоспособности диафрагмы в течение семи лет в условиях работы КА на околосолнечной орбите при термоциклировании и тепловом расширении компонентов топлива (КТ) является довольно трудоемким и технически сложным процессом с большим количеством допущений. Конструкция бака с ВБУ КТ не имеет подвижных механических частей и обеспечивает подачу КТ в топливные магистрали без газовых включений. В конструкции предлагаемого топливного бака с ВБУ КТ частично использованы материалы, изложенные в заявке на изобретение № 2016137327 «Топливный бак и его заборное устройство». В состав ВБУ КТ входят фазоразделительное устройство и элементы локализации КТ вблизи заборной поверхности. Для повышения эффективности работы ВБУ КТ большая часть его элементов и узлов выполнена из капиллярно-пористых сетчатых материалов.

Выбор одного из вариантов исполнения топливного бака в определенной и незначительной мере влияет на массовую сводку и состав пневмогидравлической схемы ДУ.

Схемы полёта КА. Полет во внутреннюю часть Солнечной планетной системы с приближением к Солнцу на расстояние 60–70 его радиусов (до 40–50 млн км) требует очень больших энергетических затрат. Для прямого полета от Земли в эту область требуется разогнать КА до асимптотической скорости примерно 10,5 км/с, в то время как для полета к Марсу или Венере достаточно 3 км/с, а к Юпитеру – 6 км/с [8]. Поэтому для реализации проекта «Интергелиозонд» предложена длительная схема полета с гравитационными маневрами (ГМ) в сфере действия Земли, а также с многократными гравманеврами в сфере действия Венеры [9–12].

Схема полёта КА включает следующие основные этапы:

1) выведение КА на отлетную от Земли траекторию, завершающееся отделением КА;

2) перелет КА по гелиоцентрической траектории с четырьмя ГМ по маршруту «Венера – Земля – Земля – Венера»;

3) последовательность пассивных гравитационных маневров у Венеры с выходом после каждого из них на гелиоцентрические орбиты с уменьшенным радиусом перигелия или увеличенным наклонением [13].

Второй участок полета от старта до ГМ4 у Венеры, на котором орбита КА практически не выходит из плоскости эклиптики, именуется эклиптическим. Он предназначен для формирования гелиоцентрической траектории, позволяющей после гравманевра у Земли подлететь к Венере с величиной асимптотической скорости, достаточной для последующего формирования рабочей орбиты с малым радиусом перигелия (60–80 радиусов Солнца) или со сравнительно высоким наклонением к плоскости эклиптики.

ДУ КА имеет малый запас энергетики и используется только для коррекции траектории и, при возможности, для решения задач управления ориентацией (разгрузки кинетического момента управляющих маховиков). В связи с этим асимптотическая скорость подлёта к Венере может быть увеличена только за счёт гравитационных манёвров.



Рис. 1. Общий вид двигательной установки на базе жидкостных ракетных двигателях малой тяги: *1* – пилон двигательного блока; *2* – ТСП; *3* – рама восьмигранной формы; *4* – панель агрегатов; *5* – кронштейн блока двигателей малой тяги

Fig. 1. General view of propulsion system based on low-thrust engines: 1 - pilon of the engines block; 2 - heat stabilized panel; 3 - frame of the octahedral form; 4 - he panel of units; 5 - arm of the block of low-thrust engines



Рис. 2. Схема эклиптического участка

Fig. 2. Scheme of ecliptic phase



Рис. 3. Схема внеэклиптического участка

Fig. 3. Scheme of non-ecliptic phase

Однако прямой перелёт к Венере с большой величиной асимптотической скорости подлёта (около 17 км/с [14]) требует значительных энергетически затрат на выведение КА на отлётную от Земли траекторию. Поэтому в схему полёта для «разгона» КА и построения требуемой траектории введены дополнительные гравманёвры у Венеры и Земли. В итоге, схема эклиптического участка (рис. 2) выглядит следующим образом:

 перелёт «Земля – Венера» с небольшой по величине асимптотической скоростью отлёта;

облёт Венеры (ГМ1) и перелёт обратно к Земле;

3) проведение ГМ2 и ГМ3 у Земли с формированием промежуточной орбиты;

4) «короткий» (около полутора месяцев) перелёт «Земля – Венера» для проведения ГМ4 с требуемой асимптотической скоростью.

В ходе дальнейшего полёта КА плоскость его орбиты выводится из плоскости эклиптики. Поэтому этот участок называется внеэклиптическим. Последующие гравитационные маневры проводятся с целью поэтапного изменения радиуса перигелия и наклонения. Для реализации серии последовательных гравитационных маневров у Венеры после каждого её облёта КА должен выводиться на гелиоцентрическую орбиту, находящуюся с планетой в орбитальном резонансе m/k [15–18]. На такой орбите КА совершает kоборотов вокруг Солнца за время, которое нужно Венере, чтобы совершить *m* оборотов вокруг Солнца (орбитальный период Венеры примерно составит 224,7 суток). Для минимизации длительности выведения необходимо использовать орбитальные резонансы малого порядка. Рассматриваемые траектории используют орбитальные резонансы 1:1, 2:3 и 3:4. В результате последнего гравитационного маневра у Венеры КА переводится на нерезонансную гелиоцентрическую орбиту с максимально возможным наклонением. Схема внеэклиптического участка показана на рис. 3.

Запуск первого КА планируется осуществить в 2026 году. Старт второго КА предполагается произвести в 2028 году.

Длительность полёта КА от старта до последнего гравитационного маневра составляет 8,3 года. Используются 5 гравитационных маневров у Венеры и следующая последовательность резонансов рабочих орбит: 1:1, 3:4, 2:3, 2:3 (отношение числа витков Венеры к числу витков КА). После пятого облёта Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное 25,9°, и к экватору Солнца – 33,1°. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 61,5 радиуса Солнца. На этой орбите КА делает 3 оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с июля 2032 года, т. е. через 6 лет после запуска, 3 раза с интервалом примерно 4,9 месяца пройти около Солнца на допустимо близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16°.

Основные характеристики траектории KA1 приведены в табл. 1, где используются следующие обозначения: D – календарная дата события;  $\Delta T$  – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки;  $\Delta T_{\Sigma}$  – длительность полёта от старта до события, сутки (годы);  $R\pi$  – радиус перигелия, млн км; i – наклонение к плоскости эклиптики, град;  $V_{\infty}$  – асимптотическая скорость отлёта, км/с.

В табл. 2 приведены основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА1. В ней используются следующие обозначения: D – календарная дата;  $\Delta T$  – длительность полёта между этим и предыдущим событиями, сутки;  $\Delta T_{\Sigma}$  – длительность полёта от старта до события, сутки;  $N_B/N_{KA}$  – орбитальный резонанс, получаемый после ГМ;  $R_{\pi}$  – радиус перигелия, радиус Солнца; *i* – накло-

нение орбиты, град;  $\phi$  – максимальная широта относительно экватора Солнца, град.

Проекция эклиптического участка траектории КА1 на плоскость эклиптики представлена на рис. 4. На рис. 5 показан пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА1.

Параметры траектория КА2 близки к характеристикам полёта КА1, поэтому длительность его полёта от старта до последнего гравитационного маневра также составляет более 8 лет. После последнего ГМ у Венеры достигается наклонение к плоскости эклиптики, равное 26,4°, и к экватору Солнца – 29,1°. Требования по величине радиусов перигелия рабочих орбит выполняются. Радиус перигелия на третьей рабочей орбите равен 63,0 радиуса Солнца. На этой орбите КА делает 3 оборота вокруг Солнца, что дает возможность, начиная с марта 2034 года, т. е. через 6 лет после запуска, или через 2 года после допуска КА1, 3 раза с интервалом около 5 месяцев пройти около Солнца на близком расстоянии. При этом также имеется возможность наблюдать на каждом витке полярные области Солнца с эклиптических широт более 16°.

Основные характеристики траектории КА2 приведены в табл. 3. Обозначения аналогичны используемым в табл. 1.

В табл. 4 приведены основные характеристики внеэклиптического участка полёта для траектории КА2. Используемые в таблице обозначения аналогичны табл. 2.

Проекция эклиптического участка траектории КА2 на плоскость эклиптики представлена на рис. 6. На рис. 7 показан пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2.

Таблица 1

Событие	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$R_{\pi}$	i	$V_{\infty}$
Старт	06.08.2026	-	—	107,128	5,63	3,717
ГМ1 (Венера)	14.12.2026	130	130 (0,356)	105,627	1,92	5,971
ГМ2 (Земля)	23.10.2027	313	443 (1,214)	72,396	11,48	8,830
ГМЗ (Земля)	23.10.2029	731	1174 (3,216)	49,830	0,38	8,814
ГМ4 (Венера)	23.12.2029	61	1235 (3,384)	56,572	2,38	17,462
ГМ5 (Венера)	05.08.2030	225	1460 (4,000)	44,402	7,99	17,462
ГМ6 (Венера)	09.06.2032	674	2134 (5,847)	42,796	16,18	17,462
ГМ7 (Венера)	01.09.2033	449	2583 (7,077)	50,084	22,61	17,462
ГМ8 (Венера)	25.11.2034	449	3033 (8,310)	59,781	25,88	17,462

Основные характеристики этапов полёта КА1

Таблица 2

Основные характеристики внеэклиптического участка полёта КА1

ГМ	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$N_B/N_{KA}$	$R_{\pi}$	i	φ
4	23.12.2029	61	1235 (3,384)	1/1	81,3	2,38	9,5
5	05.08.2030	225	1460 (4,000)	3/4	63,8	7,99	15,2
6	09.06.2032	674	2134 (5,847)	2/3	61,5	16,18	23,4
7	01.09.2033	449	2583 (7,077)	2/3	72,0	22,61	29,8
8	25.11.2034	449	3032 (8,307)	_	85,9	25,88	33,1



Рис. 4. Проекция траектории эклиптического этапа KA1 на плоскость эклиптики Fig. 4. The projection of the trajectory of the ecliptic stage of SC1 on the ecliptic plane



Puc. 5. Пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта KA1 Fig. 5. A perspective view of the trajectory of the non-ecliptic flight phase of SC1
Таблица 3

Событие	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$R_{\pi}$	i	$V_{\infty}$
Старт	26.04.2028	_	_	102,637	3,66	4,662
ГМ1 (Венера)	13.09.2028	140	140 (0,384)	104,765	1,73	6,887
ГM2 (Земля)	01.07.2029	292	432 (1,184)	68,489	11,58	9,584
ГМЗ (Земля)	01.07.2031	730	1162 (3,184)	61,016	4,54	9,570
ГМ4 (Венера)	14.08.2031	44	1206 (3,304)	59,324	3,24	16,159
ГМ5 (Венера)	26.03.2032	225	1431 (3,901)	45,947	8,28	16,159
ГМ6 (Венера)	29.01.2034	674	2105 (5,767)	43,855	16,80	16,159
ГМ7 (Венера)	23.04.2035	449	2554 (6,997)	51,108	23,42	16,159
ГМ8 (Венера)	16.07.2036	449	3003 (8,227)	64,717	26,35	16,159

Основные характеристики этапов полёта КА2

Таблица 4

Основные характеристики внеэклиптического участка полёта КА2

ГМ	D	$\Delta T$	$\Delta T_{\Sigma}$	$N_B/N_{KA}$	$R_{\pi}$	i	φ
4	14.08.2031	44	1206 (3,304)	1/1	85,2	3,24	5,1
5	26.03.2032	225	1431 (3,901)	3/4	66,0	8,28	11,0
6	29.01.2034	674	2105 (5,767)	2/3	63,0	16,80	19,6
7	23.04.2035	449	2554 (6,997)	2/3	73,4	23,42	26,2
8	16.07.2036	449	3003 (8,227)	—	93,0	26,35	29,1



Рис. 6. Проекция траектории эклиптического этапа КА2 на плоскость эклиптики

Fig. 6. The projection of the trajectory of the ecliptic stage of SC2 on the plane of the ecliptic



Рис. 7. Пространственный вид траектории внеэклиптического этапа полёта КА2

Fig. 7. A perspective view of the trajectory of the non-ecliptic flight phase of SC2

Заключение. В статье рассмотрен вариант оснащения КА двухкомпонентной ДУ на базе жидкостных ракетных двигателей малой тяги производства НИИМаш (г. Нижняя Салда). Приведено описание конструкции предлагаемой ДУ.

Для этого варианта разработаны схемы полёта для обоих КА, позволяющие доставить аппараты за время активного существования на гелиоцентрическую орбиту с радиусом перигелия 60–80 радиусов Солнца и наклонением 25°–30° к плоскости эклиптики. Представлены основные характеристики траекторий.

Разработанная схема полёта КА1 предполагает старт в августе 2026 г. Сближение с Солнцем на минимальное расстояние 61,5 радиуса Солнца происходит через 6 лет после старта. После последнего, восьмого, гравитационного манёвра, через 8,3 года после старта КА достигает гелиоцентрической широты 33,1°.

Траектория КА2 предполагает старт в апреле 2028 г. Он также через 6 лет после старта сближается с Солнцем до примерно такого же расстояния – 63,0 радиуса Солнца. Последующими гравманёврами у Венеры аппарат достигает гелиоцентрической широты 29,1°.

Представленная схема химической ДУ с применением двигателей малой тяги позволяет достичь заданных параметров орбиты Солнца и выполнить научную программу в течение заданного срока активного существования.

#### Библиографические ссылки

1. Платов И. В., Симонов А. В., Константинов М. С. Выбор рационального варианта построения комбинированной двигательной установки и схемы полета космического аппарата «Интергелио-Зонд» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 31–36. 2. Кузнецов В. Д. Космические исследования ИЗМИРАН. Электромагнитные и плазменные процессы от недр Солнца до недр Земли // Юбилейный сборник ИЗМИРАН-75. М., 2015. С. 347–368.

3. The Sun and heliosphere explorer – the Interhelioprobe mission / V. D. Kuznetsov [et al.] // Geomagnetism and Aeronomy. 2016. Vol. 56, № 7. P. 781–841.

4. Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ишин С. В. Итоги создания начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3–9.

5. Универсальный разгонный блок повышенной энерговооружённости «Фрегат-СБУ» / В. А. Асюшкин [и др.]. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147–156.

6. Многофункциональная космическая платформа «Навигатор» / под ред. С. А. Лемешевского Химки : ФГУП «НПО им. С. А. Лавочкина», 2017. 360 с.

7. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований / под ред. В. В. Ефанова, К. М. Пичхадзе. М. : МАИ, 2012. 526 с.

8. Labunsky A. V., Papkov O. V., Sukhanov K. G. Multiple Gravity Assist Interplanetary Trajectories Earth Space Institute Book Series. London : Gordon and Breach Publishers, 1998. 285 p.

9. Малышев В. В., Пичхадзе К. М., Усачёв Е. В. Системный анализ вариантов миссии и синтез программы прямых исследований ближайшего околосолнечного пространства. М. : Изд-во МАИ, 2006. 352 с.

10. Методика формирования больших наклонений орбиты КА с использованием гравитационных манёвров / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2015. № 64. 32 с.

11. Синтез последовательности гравитационных манёвров КА для достижения орбит с высоким накло-

нением к эклиптике / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2016. № 43. 32 с.

12. О вариации наклонения орбит небесных тел при совершении гравитационного манёвра в Солнечной системе / Ю. Ф. Голубев [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2016. № 15. 36 с.

13. Konstantinov M., Petukhov V., Thein M. Optimization spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration // Proceeding of the 65th International Astronautical Congress, Paper IAC-14.C1.9.4. 2014. P. 214–223.

14. Janin G. Trajectory design for the Solar Orbiter mission // Monografías de la Real Academia de Ciencias de Zaragoza. 2004. 25. P. 177–218.

15. Barrabés E., Gómez G., Rodríguez-Canabal J. Notes for the gravitational assisted trajectories // Advanced topics in astrodynamics. 2004. 76 p.

16. Strange N. J., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity Globe // AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, AAS Paper 07-277. 2007. 24 p.

17. Kawakatsu Y. V\_inf Direction Diagram and its Application to Swingby Design // 21st International Symposium on Space Flight Dynamics. ISSFD Paper, 2009. 14 p.

18. Космические миссии и планетарная защита / Д. У. Данхэм [и др.] М. : Физматлит, 2013. 276 с.

#### References

1. Platov I. V., Simonov A. V., Konstantinov M. S. [Selection of efficient option of the combined propulsion system design and the flight profile of the "Interhelio-Zond" spacecraft]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2015, No. 4, P. 31–36 (In Russ.).

2. Kuznetsov V. D. [IZMIRAN space investigations. Electromagnetic and plasmatic processes from Sun bowels to Earth bowels]. *Jubileynyi sbornik IZMIRAN-75*. Moscow, Izmiram Publ., 2015, P. 347–368 (In Russ.).

3. Kuznetsov V. D., Andreevskyi S. E., Dokukin V. S., Fomichev V. V. et al. The Sun and heliosphere explorer – the Interhelioprobe mission. *Geomagnetism and Aeronomy*. 2016, Vol. 56, No. 7, P. 781–841.

4. Asyushkin V. A., Vikulenkov V. P., Ishin S. V. [Summary of creating and first steps of exploitations of "Fregat" versatile space tug]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2014, No. 1, P. 3–9 (In Russ.).

5. Asyushkin V. A., Vikulenkov V. P., Ishin S. V., Fedoskin D. I. et al. [Enhanced power-capacity multipurpose versatile tug "Fregat-CBU"]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2017, No. 2, P. 147–156 (In Russ.).

6. *Mnogofunktsional'naya kosmicheskaya platforma "Navigator"* [Multifunctional space platform "Navigator"]. Ed. by S. A. Lemeshevsky. Khimki. NPO imeni S. A. Lavochkina Publ., 2017, 360 p. 7. *Proektirovanie* avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov dlya fundamental'nykh nauchnykh issledovaniy [Design of automatic space vehicles for fundamental scientific research]. Ed. by. V. V. Efanov, K. M. Pichkhadze. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2012, 526 p.

8. Labunsky A. V., Papkov O. V., Sukhanov K. G. *Multiple Gravity Assist Interplanetary Trajectories*. Earth Space Institute Book Series, Gordon and Breach Publishers, London, 1998, 285 p.

9. Malyshev V. V., Pichhadze K. M., Usachov E. V. Sistemnyj analiz variantov missii i sintez programmy prjamykh issledovanij blizhajshego okolosolnechnogo prostranstva [System analysis of mission variants and synthesis of program of nearsun space direct investigations]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 206, 352 p.

10. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [The technique of formation of large orbital inclination of spacecraft using gravitational maneuvers]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha.* 2015, Vol. 64, 32 p. (In Russ.).

11. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [Synthesis of a sequence of gravitational maneuvers for spacecraft to achieve orbits with a high inclination to the ecliptic]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha.* 2016, Vol. 43, 32 p. (In Russ.).

12. Golubev Yu. F., Grushevskiy A. V. Koryanov V. V. et al. [On the variation of the inclination of the orbits of celestial bodies in the performance of the gravitational maneuver in the Solar System]. *Preprinty IPM imeni M. V. Keldysha.* 2016, Vol. 15, 36 p. (In Russ.).

13. Konstantinov M., Petukhov V., Thein M. Optimization spacecraft insertion into the system of heliocentric orbits for Sun exploration. *Proceedings of the* 65th International Astronautical Congress. Paper IAC-14.C1.9.4., 2014, P. 214–223.

14. Janin G. Trajectory design for the Solar Orbiter mission. *Monografías de la Real Academia de Ciencias de Zaragoza*. 2004, Vol. 25, P. 177–218.

15. Barrabés E., Gómez G., Rodríguez-Canabal J. Notes for the gravitational assisted trajectories. *Advanced topics in astrodynamics*. 2004, 76 p.

16. Strange N. J., Russell R., Buffington B. Mapping the V-infinity Globe. *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting*, AAS Paper 07-277, 2007, 24 p.

17. Kawakatsu Y. V\_inf Direction Diagram and its Application to Swingby Design. *21st International Symposium on Space Flight Dynamics*. ISSFD Paper, 2009, 14 p.

18. Dunham D. U., Naziriov R. R., Farkuar R. et al. *Kosmicheskie missii i planetarnaya zashchita*. [Space mission and planetary defense]. Moscow, Fizmathlit Publ., 2013, 276 p.

© Платов И. В., Симонов А. В., 2018

УДК 621.317.3:629.95 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-526-531

Для цитирования: Сатышев А. С., Безбородов Ю. Н., Ганжа В. А. Измерительный преобразователь лабораторного стенда для испытания рабочих органов специальных машин аэродромно-технического обеспечения // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 526–531. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-526-531

For citation: Satyshev A. S., Bezborodov Yu. N., Ganzha V. A. [Measuring converter of laboratory stand for testing working bodies of special machines of aerodrom-technical support]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 526–531 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-526-531

# ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ РАБОЧИХ ОРГАНОВ СПЕЦИАЛЬНЫХ МАШИН АЭРОДРОМНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

А. С. Сатышев\*, Ю. Н. Безбородов, В. А. Ганжа

Сибирский федеральный университет Институт нефти и газа Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 82, стр. 6 \*E-mail: satushev@gmail.com

Проведена проектировка тензометрического измерительного преобразователя в рамках подготовки инструментальной базы для выявления зависимости силовых параметров, а именно, силы сопротивления резанию прочных снежно-ледяных образований (ПСЛО). Актуальность статьи обусловлена необходимостью выполнения программы «Социально-экономическое развитие Арктической зоны Российской Федерации на период до 2020 года» и реализацией стратегии её выполнения. Это влечет за собой разработку новых рабочих органов специальных машин аэродромно-технического обеспечения, выполненных на базе дискового режущего инструмента. На этапах проектирования необходимо знать силовые параметры, действующие на рабочий орган. Описаны условия проведения лабораторных экспериментов по изучению процесса взаимодействия дискового режущего инструмента с ПСЛО. Показан процесс выбора оптимального с точки зрения необходимых деформаций места наклейки тензорезисторов и способ сборки их в измерительные мостовые схемы. Сделаны выводы о корректности подбора материала тензометрического элемента. Подтверждена гипотеза об исключении взаимного влияния измеряемых составляющих друг на друга. Получены тарировочные коэффициенты преобразования напряжения в значение силы для каждой составляющей усилия резания. Подчёркивается важность проведения тарировки измерительного преобразователя перед проведением очередного опыта. Работа является продолжением серии экспериментальных лабораторных исследований процессов взаимодействия дискового режущего инструмента с ПСЛО в течение ряда лет, проводимых в Сибирском федеральном университете.

Ключевые слова: снежно-ледяные образования, дисковый режущий инструмент, силовые параметры, радиус закругления, лёд, радиус закругления рабой кромки.

# MEASURING CONVERTER OF LABORATORY STAND FOR TESTING WORKING BODIES OF SPECIAL MACHINES OF AERODROM-TECHNICAL SUPPORT

A. S. Satyshev<sup>\*</sup>, Yu. N. Bezborodov, V. A. Ganzha

Siberian Federal University School of Petroleum and Natural Gas Engineering 82/6, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation \*E-mail: satushev@gmail.com

In the article, within the framework of the preparation of the instrumental base for revealing the dependence of the force parameters, namely the resistance to cutting of durable snow-ice formations (DSIF), engineering of the measuring converter is accomplished. The relevance of the article is due to the need to implement the program "Socio-economic development of the Arctic zone of the Russian Federation for the period until 2020" and the implementation of the strategy. It entails the development of the new working bodies of special machines for aerodrome-technical support, made on the basis of a disk cutting tool. At the design stages it is necessary to know the force parameters acting on the working body. The conditions for carrying out the laboratory experiments to study the process of interaction of the disk cutting tool with PSLO are described. The process of choosing the place of a strain gauge sticker from the point of view of necessary deformations and the way to assemble them into measuring bridge circuits are shown. The conclusions

about the correctness of the selection of the material of the strain gauge element have been made. The hypothesis on exclusion of mutual influence of measured components against each other has been confirmed. The calibration coefficients for converting the voltage into a force value for each component of the cutting force have been received. The importance of calibrating the measuring converter before conducting the next experiment is emphasized. This work is a continuation of a series of work on experimental laboratory studies of the processes of interaction of a disk-cutting tool with DSIF, for a number of years, conducted at Siberian Federal University.

# Keywords: snow-ice formations, disk cutting tool, power parameters, ice, radius of curvature of the working edge.

Введение. Для выполнения программы «Социально-экономическое развитие Арктической зоны Российской Федерации на период до 2020 года», утвержденной постановлением правительства [1], необходимо реализовать стратегию [2], согласно которой предусмотрена интеграция Арктической зоны с основными районами России посредством освоения и разработки месторождений углеводородов, цветных и драгоценных металлов, формирования современных транспортно-логистических узлов и опорной сети автомобильных дорог, развития, реконструкции и модернизации аэропортовой сети.

Это повлечет за собой необходимость содержания вновь построенных и реконструированных автомобильных дорог и аэродромов в зимний период, длительность которого в некоторых районах превышает 140 дней в году. Самые сложные и ответственные мероприятия по содержанию дорожных покрытий различного назначения направлены на разрушение и удаление снежно-ледяных образований (СЛО). Известны несколько способов борьбы со СЛО: химикомеханический [3], фрикционный, тепловой, механический. Последний способ позволяет разрушать и удалять СЛО с дорожных покрытий, не нанося вреда окружающей среде, а также экономить на химических реагентах, топливе и сохранять целостность дорожного полотна. Это закрепляет за механическим способом первенство в разработке и проектировании новых рабочих органов специальных машин.

Однако существует ниша, в которой данный способ является малоэффективным - это удаление прочных снежно-ледяных образований (ПСЛО), что обусловлено их физико-механическими свойствами: плотность  $\rho = 0,6-0,9$  г/см<sup>3</sup>; предел прочности на сжатие  $\sigma = 2,5-2,8$  МПа; толщина слоя  $h \le 100$  мм; температура исследуемой среды -2...-10 °С. Существующие рабочие органы или не приспособлены для их разрушения, или делают это малоэффективно. Для повышения производительности и снижения энергоемкости при удалении ПСЛО предложено применение дискового режущего инструмента [4-6]. Однако с применением дискового режущего инструмента встает вопрос создания высокоэффективных рабочих органов, на стадии проектирования которых необходимо знать силовые параметры. Величина их зависит от множества факторов, например, таких как скорость резания, геометрические параметры инструмента, температура окружающей среды и разрушаемого материала, степень износа, обусловленная величиной радиуса закругления рабочей кромки.

Условия проведения эксперимента. Для более объективного изучения процесса взаимодействия дискового инструмента с ПСЛО предлагается контро-

лировать три составляющие силы резания: горизонтальную, боковую и вертикальную. Контроль непосредственно на рабочем органе малоэффективен, так как требует больших трудозатрат и дорогостоящего оборудования (датчики силы, оснастка для их монтажа); кроме того, невозможно изолировать влияние температуры окружающей среды, влажности, теплозапаса дорожного полотна и других факторов друг на друга; постоянно меняются физико-механические свойства ПСЛО. Поэтому, опираясь на результаты работ [7-10] по резанию мерзлых грунтов различными инструментами, целесообразно исследовать процесс взаимодействия полноразмерного дискового режущего инструмента (рис. 1), имеющего различный радиус закругления рабочей кромки, с разрушаемым массивом путем стендовых испытаний в лабораторных условиях.

Во время проведения экспериментальных исследований использовались дисковые резцы с различным радиусом закругления рабочей кромки R = [0,5; 1,5;2,5; 3,5; 4,5] мм. Данный диапазон значений обусловлен результатами исследований изнашивания режущей кромки, проведенными в работе [8]. Скорость резания 0,51 м/с (1,84 км/ч). Температура окружающего воздуха -2...-7 °С. Остальные параметры дискового режущего инструмента приняты следующими: диаметр D = 200 мм, угол заострения  $\delta = 30^{\circ}$ ; глубина резания h = 60 мм; шаг резания t = [10; 20;30; 40; 50] мм; задний угол  $\gamma = 3^{\circ} - 5^{\circ}$ ; материал – термообработанная сталь 40ХН (HRC 52-54) [11]. Для проведения эксперимента использовался механизированный лабораторный стенд, описанный в работе [12], конструкция которого защищена патентом на изобретение № 2429459 [13]. Для фиксирования и записи информации применен измерительный комплекс, описанный в статье [14].

**Тензометрический измерительный элемент**. Тензометрическая балка представляет собой тонкостенный цилиндр (рис. 2) с прямоугольным основанием, служащим креплением к лабораторному стенду.

Изделие выполнено из стали марки 50ХФА [11]. При её нагружении происходит упругая деформация, на которую реагируют наклеенные на поверхность балки тензорезистивные элементы (2ФКПА 20 200 ГВ). На рис. 2 приведена схема наклейки чувствительных элементов.

Размещение тензорезисторов в зонах стабильных деформаций обеспечивает интенсивное растяжение и сжатие нитей чувствительных решеток, достаточное для получения стабильных сигналов на выходе полумостовых (мостовых) схем. Такое размещение тензорезисторов способствует и повышению общей чувствительности тензометрического элемента.











Fig. 2. The draft of the strain gauge element



Рис. 3. Диаграмма переходных процессов при тарировании горизонтальной составляющей усилия резания: сверху вниз: горизонтальная, боковая, вертикальная составляющая усилия резания



Для измерения горизонтальной составляющей приложенного усилия используется полумостовая схема включения с избирательной чувствительностью, тензорезистор  $R_1$  включён в первое плечо измерительного моста, а  $R_2$  – в четвёртое.

Такая схема позволяет обеспечить избирательную чувствительность тензометрического моста к деформации изгиба, возникающей вследствие действия боковой составляющей приложенного усилия, и не чувствительна к деформации растяжения-сжатия, возникающей вследствие действия вертикальной составляющей. Для боковой составляющей используется схема включения тензорезисторов, аналогичная приведённой выше. Тензорезистор R<sub>5</sub> включён в первое плечо измерительного моста, а R<sub>6</sub> – в четвёртое. Для измерения вертикальной составляющей диаметрально расположенные тензорезисторы  $R_7$  и  $R_9$  необходимо включить в одно плечо полумоста. Во второе плечо включаются компенсационные тензорезисторы R<sub>8</sub> и R<sub>10</sub>. Все схемы включения обеспечивают термокомпенсацию и компенсацию сопротивления соединительных проводов.

Тарирование тензометрического элемента. Для тарирования тензометрического элемента, описанного выше, применяется стенд, конструкция которого защищена патентом на изобретение № 2500983 [15], позволяющий закреплять элемент в различных пространственных положения и, соответственно, создавать требуемый вектор нагрузки. Тарирование производилось с помощью одного измерительного прибора для всех составляющих – динамометра растяжения ДПУ-5-2 5033 второго класса точности. Для нагружения элемента использовался талреп и вспомогательная оснастка. Нагрузка элемента осуществлялась ступенчато, с шагом 500 H, до предельного значения в 2 500 H. Разгрузка производилась с тем же шагом до нулевого значения. На рис. 3 приведена диаграмма переходных процессов, возникающих во время тарирования.

На графике горизонтальной составляющей (рис. 3) видно ступенчатое изменение напряжения и его постоянная величина для каждой из ступеней. Для графика боковой и вертикальной составляющей однозначно прослеживается «нулевое» значение, что в свою очередь подтверждает правильность наклейки тензорезисторов и утверждение об исключении взаимного влияния различных составляющих друг на друга. Диаграммы переходных процессов при тарировании боковой и горизонтальной составляющей усилия резания аналогичны приведенной выше.

Для сопоставления значения напряжения к приложенному усилию исходные данные поблочно (один блок длительностью 2 с) подвергались обработке, результаты которой приведены в таблице.

Благодаря данным результатам удалось построить графическую зависимость (рис. 4), отражающую отношение значения составляющих силы, прилагаемой к тензометрическому элементу, и напряжения, полученного с тензометрического усилителя.

Из графиков отчетливо видна линейная зависимость горизонтальной, боковой и вертикальной составляющей усилия резания от напряжения. Для каждого графика 1, 5, 9 (рис. 4) вычислим коэффициент линии тренда, проходящей через начало координат 80 074,568 H/B, 140 953,396 H/B, 51 338,284 H/B для горизонтальной, боковой и вертикальной составляющей усилия резания соответственно. Эти значения и будут являться тарировочными коэффициентами.

Сила, Н	Канал измерения		
	горизонтальный, мВ	боковой, мВ	вертикальный, мВ
0	0,0687	0,175	0,325
500	5,19	0,769	0,406
1 000	11,5	0,212	0,456
1 500	18,2	0,919	0,106
2 000	24,9	0,438	0,787
2 500	32,1	0,25	0,412

Зависимость напряжения на каналах оцифровки от приложенной силы в процессе тарирования горизонтальной составляющей усилия резания





Fig. 4. Graphs of gauging of strain gauge element: 1, 2, 3 – horizontal, lateral, vertical component of the cutting force under gauging of lateral component;

4, 5, 6 - identical under gauging of lateral component; 7, 8, 9 - identical under gauging of vertical component

Заключение. Тарирование измерительного преобразователя является одним из важнейших факторов успешности проведения экспериментальных лабораторных исследований. Известно, что на показания тензометрического элемента может оказывать влияние множество различных переменных факторов, например, электромагнитные поля, сопротивление проводов, температура окружающей среды и т. д. Выявление таких влияний на этапе тарирования позволяет или полностью их устранить (например, изменением конструкции тензометрического элемента), или заложить их учет в тарировочные коэффициенты. Это, в свою очередь, сказывается на данных, полученных в ходе экспериментальных исследований. Тарирование следует проводить перед каждой серией опытов. Также перед каждым тарированием рекомендуется проводить тренировку измерительного преобразователя загрузкой и разгрузкой несколько раз, без фиксации получаемых данных. Это обеспечит наибольшую достоверность получаемых данных. Также в процессе тарирования измерительного преобразователя могут быть выявлены сбои в его работе, поломки, что позволит своевременно их устранить и обеспечить целостность экспериментальных данных.

### Библиографические ссылки

1. Об утверждении государственной программы Российской Федерации «Социально-экономическое развитие Арктической зоны Российской Федерации на период до 2020 года» : Постановление Правительства РФ от 21.04.2014 г. № 366 : в ред. от 17.12.2014. 36 с.

2. Стратегия развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года : утв. Президентом РФ 08.02.13 г. Пр232. 11 с.

3. Kime J. A. Method and apparatus for depositing snow-ice treatment material on pavement. US 6,446,879 B1. Sep. 10. 2002.

4. Дисковый режущий инструмент для разрушения снежно-ледяных образований / В. А. Ганжа [и др.] //

Наука и техника в дорожной отрасли. 2012. № 2. С. 34–37.

5. Разрушение прочных снежно-ледяных образований / В. А. Ганжа [и др.] // Наука и техника в дорожной отрасли. 2015. № 3.

6. Пат. 2487970 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> Е 01 Н 5/12. Рабочий орган для удаления снежно-ледяного наката с поверхности дорог и аэродромов / Ганжа В. А. [и др.] (Рос. Федерация) ; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет». № 2012109412/13 ; заявл. 10.03.2012 ; опубл. 20.07.2013, Бюл. № 20.

7. Желукевич Р. Б. Разработка мерзлых грунтов землеройными машинами с дисковым инструментом : монография / Сиб. федер. ун-т. Красноярск, 2012. 196 с.

8. Барон Л. И. Разрушение горных пород проходческими комбайнами: разрушение тангенциальными инструментами. М. : Наука, 1973. 172 с.

9. Барон Л. И., Глатман Л. Б., Загорский С. Л. Разрушение горных пород проходческими комбайнами: разрушение шарошками. М. : Наука, 1969. 146 с.

10. Зеленин А. Н. Основы разрушения грунтов механическими способами : монография. 2-е изд. перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1968. 376 с.

11. Третьяков А. В. Механические свойства сталей и сплавов при пластическом деформировании : справочник / А. В. Третьяков, Г. К. Трофимов, М. К. Гурьянова. М. : Машиностроение, 1971. 64 с.

12. Модернизация стенда для испытания режущего инструмента рабочих органов строительных и дорожных машин / В. Г. Шрам [и др.] // Вестник Кузбасско-го государственного технического университета. 2013. № 3. С. 78–80.

13. Пат. 2429459 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 М 13/00. Стенд для испытания рабочих органов землеройных машин / Ганжа В. А., Желукевич Р. Б., Безбородов Ю. Н. (Рос. Федерация) ; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет». № 2010116560/28 ; заявл. 26.04.2010 ; опубл. 20.09.2011, Бюл. № 26.

14. Измерительный комплекс для контроля силы сопротивления снежно-ледяных образований резанию дисковым инструментом / А. С. Сатышев [и др.] // Измерение, контроль, информатизация : материалы XVII Междунар. науч.-техн. конф. / под ред. Л. И. Сучковой. Барнаул, 2016. С. 155–158.

15. Пат. 2500983 Российская Федерация, МПК<sup>7</sup> G 01 В 7/16. Стенд для градуировки тензоэлементов / Ганжа В. А. [и др.] (Рос. Федерация) ; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет». № 2012121697/28 ; заявл. 25.05.2012 ; опубл. 10.12.2013, Бюл. № 34.

#### References

1. Decree of the Government RF of 21.04.2014 № 366 (ed. from 17.12.2014) "Socio-economic development of the Arctic zone of the Russian Federation for the period until 2020" (In Russ.).

2. Strategy for the development of the Arctic zone of the Russian Federation and ensuring national security for the period until 2020 approved by the President of the Russian Federation 08.02.13 order 232.

3. Kime J. A. Method and apparatus for depositing snow-ice treatment material on pavement, US 6,446,879 B1, Sep. 10, 2002.

4. Ganzha V. A., Bezborodov Yu. N., Zhelukevich R. B., Malysheva N. N., Kovalevich P. V. [The disk blade for destruction of snow-ice formation]. *Nauka i tekhnika v dorozhnoi otrasli.* 2012, Vol. 3, P. 34–37 (In Russ.).

5. Ganzha V. A., Bezborodov Yu. N., Kovalevich P. V., Kaptyuk I. V. [Breaking the strong snow and ice formations]. *Nauka i tekhnika v dorozhnoi otrasli*. 2015, Vol. 3, P. 21–23 (In Russ.).

6. Ganzha V. A. *Rabochii organ dlya udaleniya snezhno-ledyanogo nakata s poverkhnosti dorog i aerodromov* [Working body for removal of snow-ice run from the surface of roads and aerodromes]. Patent RF, No. 2487970, 2012.

7. Zhelukevich R. B. Razrabotka merzlykh gruntov zemleroinymi mashi nami s diskovym instrumentom [The excavating of frozen soils by digging machines with a disk tool]. Krasnoyarsk, Sib. Fed. Univ. Publ., 2012, 196 p.

8. Baron L. I. *Razrushenie gornykh porod prokhod-cheskimi kombainami. Razrushenie tangentsial'nymi in-strumentami* [Destruction of rocks by tunneling combines: Destruction by tangential tools]. Moscow, Nauka Publ. 1973, 172 p.

9. Baron L. I., Glatman L. B., Zagorskii S. L. Razrushenie gornykh porod prokhodcheskimi kombainami. Razrushenie sharoshkami [Destruction of rocks by tunneling combines: Destruction by disc tools]. Moscow, Nauka Publ. 1969, 146 p.

10. Zelenin A. N. Osnovy razrusheniya gruntov mekhanicheskimi sposobami [Ground breaking principles by mechanical means]. Moscow, Mashinostroenie Publ. 1968, 376 p.

11. Tret'yakov A. V., Trofimov G. K., Gur'yanova M. K. *Mekhanicheskie svoistva stalei i splavov pri plasticheskom deformirovanii* [Mechanical properties of steels and alloys during plastic deformation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 64 p.

12. Shram V. G., Ganzha V. A., Kovalevich P. V., Karpov I. S. [Modernization of the bench for testing cutting tools of working bodies of construction and road machinery]. *Vestnik Kuzbasskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2013, Vol. 3, P. 78–80 (In Russ.).

13. Ganzha V. A. *Stend dlya ispytaniya rabochikh organov zemleroinykh mashin* [Test bench for working bodies of excavating machines]. Patent RF, No. 2429459, 2010.

14. Satyshev A. S., Ganzha V. A., Kovalevich P. V., Kaptyuk I. V., Panchenko I. V. [Measuring complex for controlling the resistance force of snow-ice formations by cutting a disk tool]. *Izmerenie, kontrol', informatizatsiya*. [Measurement, control, informatization]. Barnaul, 2016, P. 155–158 (In Russ.).

15. Ganzha V. A. *Stend dlya graduirovki tenzoelementov* [Stand for the calibration of strain gauges]. Patent RF, No. 2500983, 2012.

> © Сатышев А. С., Безбородов Ю. Н., Ганжа В. А., 2018

UDC 629.78 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537

**For citation:** Chebotarev V. E., Zimin I. I. [Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 532–537. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537

Для цитирования: Чеботарев В. Е., Зимин И. И. Методика оценки диапазона эффективного применения унифицированных космических платформ // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 532–537. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537

## PROCEDURE FOR EVALUATING THE EFFECTIVE USE RANGE OF THE UNIFIED SPACE PLATFORMS

V. E. Chebotarev, I. I. Zimin\*

JSC "Information Satellite Systems" named after academician M. F. Reshetnev", 52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation \*E-mail: i.zimin@iss-reshetnev.ru

In JSC "ISS" the task of evaluating the efficiency of using the previously developed unified platforms for the creation of a new spacecraft was solved in a more empirical way, by generalizing the reserve for existing developments and assessing opportunity and expediency of applying the existing reserve in the future (continuity of development). However, the methodological basis for solving this kind of problem has not been developed to this day. From this follows the conclusion about the urgency of developing a methodology for assessing the range of effective application of the unified space platform and the need for its implementation.

In this article, the methodical approach to problems of expediency of use of existing unified space platforms for creation of new space vehicles on their basis is considered. The sources of uncertainties arising in the design of space vehicles and the stages of choosing the optimal project under conditions of uncertainty are determined. This article describes such a design approach of space vehicles as a rational design. The main task of this approach is indicated. Also in the article the design parameters that determine the structural stability of the spacecraft are listed. A mathematical model of a spacecraft based on a unified space platform has been developed, which determines the dependence of design parameters on the characteristics of the payload.

The criterion of a space vehicle optimal design based on a unified space platform, defined as the ratio of the efficiency index to the cost index for the creation of a spacecraft, is formed. A methodology for assessing the range of effective application of unified space platforms has been developed. Approbation of the developed technique was carried out based on existing geostationary space communication apparatuses on the basis of a unified space platform "Express-1000NT", developed by JSC "ISS". Calculated data and graphical representations of effective application ranges of the unified space platform "Express-1000NT" are presented. Based on the results of approbation, it can be concluded that the developed methodology allows to asses properly the range of effective application of unified space platforms for communication satellites in the geostationary orbit.

Keywords: satellite, spacecraft, GEO, unified space platform, project model.

## МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ДИАПАЗОНА ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

В. Е. Чеботарев, И. И. Зимин\*

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

В АО «ИСС» задача оценки эффективности использования разработанных ранее унифицированных космических платформ (УКП) для создания нового космического аппарата решалась в большей степени эмпирическим путем, путем обобщения задела по существующим разработкам и оценкь возможности и целесообразности применения имеющегося задела в перспективе (преемственность развития). Однако методической основы решения такого рода задачи до сих пор разработано не было, вз чего следует вывод об актуальности разработки методики оценки диапазона эффективного применения УКП и необходимости ее внедрения.

Рассмотрен методический подход к проблематике целесообразности использования существующих унифицированных космических платформ для создания на их базе новых космических аппаратов. Определены источники неопределенностей, возникающих при проектировании космических аппаратов. и этапы выбора оптимального проекта в условиях неопределенности. Описан такой подход к проектированию космических аппаратов, как рациональное проектирование, обозначена главная задача этого подхода. Также перечислены проектные параметры, определяющие структурную устойчивость космического аппарата. Разработана математическая модель космического аппарата на базе унифицированной космической платформы, определяющая зависимость проектных параметров от характеристик полезной нагрузки. Сформирован критерий оптимального проекта космического аппарата на базе унифицированной космической платформы, определяющая зависимость проектных параметров от характеристик полезной нагрузки. Сформирован критерий оптимального проекта космического аппарата на базе унифицированной космической платформы, определяемый как отношение показателя эффективности к показателю затрат на создание космического аппарата. Разработана методика оценки диапазона эффективного применения унифицированных космических платформ. Апробация разработанной методики проведена на основе существующих геостационарных космических аппаратов связи на базе унифицированной космической платформы «Экспресс-1000HT» разработки AO «ИСС».

Представлены расчетные данные и графические изображения диапазонов эффективного применения унифицированной космической платформы «Экспресс-1000НТ». По результатам апробации можно сделать вывод, что разработанная методика позволяет корректно оценивать диапазон эффективного применения унифицированных космических платформ для спутников связи на геостационарной орбите.

Ключевые слова: космический annapam, спутник, геостационарная орбита, УКП, космическая платформа, проектная модель.

**Introduction.** During a long period of space activity of JSC "ISS" a large number of spacecrafts (SC) of information support and their component systems and instruments have been developed. By doing so, a unified range of basic types of spacecraft (SCUR) was created, the modification of which allowed to create entire families of spacecraft for specific tasks and operating conditions quickly.

At the same time, a technical policy was developed to introduce new principles and approaches in the creation of information space technologies, the main idea of which is expressed in the integration of various functions on one spacecraft; a significant increase in the life of the spacecraft; increase of power capacity of the spacecraft; creation of devices operating in a vacuum and spacecraft with a leaky instrument compartment; creation of unified space platforms (USP), unified on-board support systems and unified on-board instruments; reduction in the cost of development by replacing physical developmental models of spacecraft with software models and the use of equipment and software developed for various projects (interproject unification), etc.

However creation of a parametric series of unified space platforms is associated with the solution of the optimization task of increasing the output effect of the spacecraft created on their basis in the presence of functional redundancy of the USP with simultaneous reduction of the costs and terms of the spacecraft creation by minimizing the modifications of the USP.

When creating a parametric series of SCUR and USP for spacecrafts providing the information support, this task was solved in a more empirical way, by summarizing the reserve of existing developments and assessing the feasibility and expedience of applying the existing reserve in the future (continuity of development).

In this paper, a methodological basis for solving this problem is proposed.

A formal description of a spacecraft project. The design of the spacecraft is carried out using models containing a number of parameters that are random variables with known or unknown distribution laws [1].

The sources of uncertainty are random factors of utilization, incompleteness of the initial data for the design, due to the error in forecasting the main technical, technological, economic indicators, as well as the error in predicting the conditions for the project due to the long duration of its creation.

For such models, the task of choosing the optimal design of the spacecraft is transformed into the problem of choosing a solution under the conditions of uncertainty and is done by searching for such a project, which by taking into account the uncertainty in a number of parameters delivers the extremum of the objective function whenever possible.

As a result, the task of choosing the optimal project under uncertainty is solved in two stages:

- at the first stage, a project that satisfies the conditions and constraints that determine the permissible range of SC existence, that is the permissible design of the spacecraft is developed;

- at the second stage, the optimization of the parameters for the chosen criterion is carried out in a wide range of its existence, i. e, a quasi-optimal design of the spacecraft is selected.

At the same time, all restrictions on parameters should be satisfied with a high level of probability, which is a necessary and sufficient condition for the implementation of an acceptable project, that is ensuring its structural stability.

The procedure of optimizing the project serves as guidelines and boils down to isolating the range of valid parameters, in which the efficiency index is close to optimal. This approach to design is called rational design [1].

Rational design clarifies and supplements the fundamental principles of the system approach to the development of complex technical systems as follows:

- in the synthesis of the system structure options, it is necessary to start from the uncertainty ranges of all the parameters and if these ranges overlap, then the alternative is not considered;

- completeness of mathematical models of the system and modeling errors should take into account uncertainty ranges in parameters; - when forming the optimization criterion, the quality indicators of the system are ranked according to the degree of their influence on the criterion, taking into account the reliability of their values;

- comparison of different project variants is carried out under identical conditions of uncertainty.

Thus, the main task of rational design is to provide conditions for the implementation of an acceptable project by ensuring that the critical parameters of spacecraft that are random variables are not exceeded by creating compensation mechanisms for these uncertainties ensuring a guaranteed existence of an acceptable project, i. e. structural stability of the spacecraft project in the whole range of possible realizations of random parameters.

When designing a spacecraft, the mechanism for parrying uncertainties is reduced to the creation of centralized reserves of spacecraft resources to parry uncertainties by its parameters and redistribution of these reserves as the project progresses.

The choice of the nomenclature of critical parameters is carried out on the basis of an analysis of the most significant limitations that are associated with the problems the SC is to solve:

- the solution of target tasks;

- control of the spacecraft operation;

- motion control of the spacecraft;

- control of the angular position of the spacecraft;

- maintenance of energy and heat balance;

- ensuring compatibility of the spacecraft with a launch vehicle.

According to the research made, the design parameters that determine the structural stability of a spacecraft (guaranteed satisfaction of constraints) include [1]:

- the mass of the spacecraft and the mass of the working body of the propulsion system (PS);

- the volume of the spacecraft in the folded position, the volume of the instrument cluster and tanks of the PS, the area of solar batteries and a radiator, the dimensions of the antennas;

- the eccentricity of the spacecraft mass center;

- the moments of inertia of the spacecraft in the folded and working positions;

- power consumption and heat release of the space-craft.

At the same time, the mass, volume, power consumption of the spacecraft and its components are independent of the above nomenclature of parameters.

Therefore, in order to implement an acceptable project, it is primarily planned to manage the budget for the mass and energy consumption of the spacecraft in the permissible range of change, as well as the formation of a layout scheme for the spacecraft that is resistant to changes in the parameters of the spacecraft.

The limiting values of the mass and volume of the spacecraft are limited by the selected means of induction, and therefore the design of the spacecraft must be directed at their maximum use in order to increase the target efficiency.

**Project model of the spacecraft with USP.** One of the effective mechanisms for implementing an acceptable project is the use of a modular-type layout scheme of a spacecraft consisting of a payload module (PM) and a

unified space platform (USP) for which the mass and energy budgets of the spacecraft are presented in the following form:

$$M_{\rm SC} = M_{\rm P} + M_{\rm USP},$$
  
$$W_{\rm SC} = W_{\rm P} + W_{\rm USP},$$
 (1)

where  $M_{\rm SC}$  and  $W_{\rm SC}$  – are mass and power consumption of the spacecraft;  $M_{\rm P}$  and  $W_{\rm P}$  – are mass and energy consumption of the PM;  $M_{\rm USP}$  and  $W_{\rm USP}$  – are mass and power consumption of the USP.

The budget of the spacecraft resources is formed on the basis of the maximum satisfaction of the payload requirements in the spacecraft resources (energy consumption mass, volume) in the form of a generalized payload mass  $M_{Pg}$  [1]:

$$M_{Pg} = M_{\rm P} + K_W \cdot W_{\rm P} = M_{\rm P} \cdot \alpha_{\rm P},$$
  
$$\alpha_{\rm P} = 1 + K_W \cdot W_{\rm P} / M_{\rm P},$$
 (2)

where  $\alpha_{\rm P}$  – is the coefficient of partial costs of the SC resources to ensure the needs of the payload;  $K_W$  – is the average coefficient of partial costs of the spacecraft mass for generating electricity and heat rejection, kg / W.

In this case, the generalized mass of the payload  $M_{\rm GP}$  can be used to form the indicator of the spacecraft efficiency – the generalized coefficient of the partial costs of the spacecraft resources for the solution of the target task:

$$K_{\rm P} = M_{Pg} / M_{\rm SC} = K^0_{\rm P} \cdot \alpha_{\rm P}, \qquad (3)$$

where  $K_{\rm P}^0 = M_{\rm P} / M_{\rm SC}$  – mass payload coefficient of a spacecraft.

Costs for carrying out development work on the development of a spacecraft ( $C_{DW}$ ) according to the enlarged methodology are proportional to the costs for the manufacture of a spacecraft ( $C_M$ ) [1]:

$$C_{DW} = K_{DW} \cdot C_M. \tag{4}$$

The value of the coefficient  $K_{DW}$  is determined by the novelty of the spacecraft being developed and its components, the volume of ground-based experimental testing of the spacecraft and its component parts, and is specified in the range 4–8. At the same time, for the spacecraft on the new USP  $K_{DW} \approx 8$ , and when using the borrowed USP  $K_{DW} \approx 4$ .

Costs for the manufacture of a spacecraft, as a combination of the costs of manufacturing its components and their integration into the spacecraft structure, depends on its target efficiency, reliability, mass, energy consumption, etc. Taking into account the fact that the mass of the spacecraft is limited by the power capabilities of the launch vehicle and is used to realize target tasks with a given efficiency and reliability, in design studies it is used as an equivalent to the cost of manufacturing the spacecraft [1]

$$C_M = C_{si} \cdot M_{\rm SC}.$$
 (5)

The value of the specific indicator  $C_{si}$  is determined on the basis of the statistical data processing on SCanalogues.

Substituting equation (5) into equation (4), we obtain the functional dependence of the development work cost on the mass of the spacecraft.

$$C_{DW} = K_{DW} \cdot C_{si} \cdot M_{\rm SC}. \tag{6}$$

The obtained system of equations allows to formulate the criterion of the optimal SC project (objective function) of the scalar type, defined as the ratio of the efficiency index ( $M_{GP}$ ) to the cost indicator for the creation of the spacecraft  $C_{DW}$ .

$$E_{\rm SC} = \frac{M_{Pg}}{C_{DW}} = \frac{K_{\rm P}}{K_{DW} \cdot C_{si}} = \frac{K_{\rm P}^0 \cdot \alpha_{\rm P}}{K_{DW} \cdot C_{si}}.$$
 (7)

**Procedure for evaluating the effective use range of the USP.** To create a modern spacecraft for various purposes in a sufficiently short time, it is advisable to use a unified space platforms (USP) [1–3].

The USP is intended for further installation and adaptation of the payload (P) on it and providing it with all the conditions for full-time operation and for the tasks set for the spacecraft.

It should be noted that in practice the application area of the USP without further development is very limited, which is due to the variability of payload (P) parameters (mass, power consumption, design), the use of different types of launch vehicles, operation orbits, etc. Therefore, there is often a need for modification and even substantial improvement of the USP for the specific characteristics of a spacecraft.

To exclude the need to improve the USP, it is worked on the limiting characteristics of the PM and the spacecraft as a whole. In this case, the target efficiency of the spacecraft ( $K_P$ ) is somewhat reduced due to a reduction of the resources for the PM because of the availability of surplus resources for the USP.

Let us consider the case of the USP application developed for a basic spacecraft, for a new spacecraft with a smaller mass and energy consumption.

$$M_{SCb} = M_{Pb} + M_{\text{USP}}; \quad M_{SCn} = M_{Pn} + M_{\text{USP}};$$
$$M_{SCn} \le M_{SCb}; W_{Pn} \le W_{Pb}; \quad (8)$$

The use of the USP on the new spacecraft reduces the cost of the DW, which leads to an increase in its  $E_{SC}$  criteria. However, if the mass of the new spacecraft is different from the mass of the basic spacecraft (to a smaller side), the mass of its payload decreases and, accordingly, its efficiency decreases, which reduces its  $E_{SC}$  criterion. The range of effective application of the USP on the new spacecraft is determined by a relative dimensionless criterion (index "b" refers to the base spacecraft, and the index "n" to the new spacecraft).

$$\delta E = \frac{E_{SCb}}{E_{SCn}} = \frac{K_{Pb} \cdot K_{DWn}}{K_{Pn} \cdot K_{DWb}} \le 1, 0.$$
 (9)

For further research, we transform inequality (9) to the following form:

$$\frac{K_{Pn}}{K_{Pb}} \ge \frac{K_{DWn}}{K_{DWb}} \,. \tag{10}$$

We will carry out calculation of the coefficient  $K_{Pn}$  using the constancy of the USP mass for the base and new spacecraft:

$$K_{Pn} = \frac{M_{Pn} + K_W \cdot W_{Pn}}{M_{SCn}};$$
 (11)

$$M_{Pn} = M_{SCn} - M_{USP} = M_{SCn} - (M_{SCb} - M_{Pb}).$$

Substituting the expression for  $M_{Pn}$  in the formula for calculating  $K_{Pn}$  we obtain:

$$K_{Pn} = 1 - \frac{M_{SCb}}{M_{SCn}} \cdot (1 - K_{Pb} + \delta_W);$$
  

$$\delta_W = K_W \frac{W_{Pb} - W_{Pn}}{M_{SCb}}.$$
(12)

Substituting the equation for the calculation of  $K_{Pn}$  in inequality (10), we obtain a ratio for estimating the range of effective application of the USP (without its improvement):

$$1,0 \le \frac{M_{SCb}}{M_{SCn}} \le \frac{1 - K_{Pb} \frac{K_{DWn}}{K_{DWb}}}{1 - K_{Pb} + \delta_{W}}.$$
 (13)

In the case of a connection between  $M_{Pn}$  and  $W_P$  (coefficient  $\alpha_P$ ), the expression for determining  $K_{Pn}$  and the mass ratios  $M_{SCb} / M_{SCn}$  will assume a different form:

$$K_{Pn} = \frac{M_{Pn}}{M_{SCn}} \cdot \alpha_{\Pi H} = \left[1 - \frac{M_{SCb}}{M_{SCn}} \left(1 - \frac{K_{Pb}}{\alpha_{P}}\right)\right] \cdot \alpha_{P}, \quad (14)$$

$$1,0 \le \frac{M_{SCb}}{M_{SCn}} \le \frac{1 - \frac{K_{Pb}}{\alpha_{P}} \cdot \frac{K_{DWn}}{K_{DWb}}}{1 - \frac{K_{Pb}}{\alpha_{P}}} = \frac{1 - K_{Pb}^{0} \frac{K_{DWn}}{K_{DWb}}}{1 - K_{Pb}^{0}}.$$
 (15)

Approbation of the procedure for evaluating the effective use range of the USP. The verification of the developed procedure for evaluating the effective use range of the USP is carried out using the example of USP "Express-1000NT" for geostationary spacecraft. Evaluation of effective use range of the USP will be carried out at  $K_{DWn} / K_{DWb} = 4/8 = 0.5$  for the two calculation options [11]:

- for dependent values of 
$$M_{\rm P}$$
,  $W_{\rm P}$ ,  $\alpha_{\rm p} = 1 + K_W \frac{W_{\rm p}}{M_{\rm p}}$ 

using  $K_{P}^{0}$  (by formula (15));

- for independent values of  $M_P$ ,  $W_P$ , using  $K_P$  and at  $\delta_W$  = 0 (by formula (13)).

Calculated data are given in see table, graphical representations of the effective use ranges of USP "Ekpress-1000NT" are shown in see figure. The solid line denotes the use of  $K^0_P$ , the dotted line indicates  $K_{Pb}$ . The points on the graph indicate the realized spacecraft on the basis of the USP:

1) "Express-AT1" (weight 1672 kg);

2) "KAZSAT-3" (weight 1704 kg);

3) "TELKOM-3" (weight 1725 kg);

4) "Yamal-300K" (weight 1847 kg);

5) "LYBID" (weight 1903 kg);

6) "AMOS-5" (weight 1929 kg) [12-15].

**Conclusion.** The results of the approbation allow us to make the conclusion that the developed procedure makes it possible to estimate the effective use range of unified space platforms for communication satellites in the geostationary orbit correctly.

№ п/п	Characteristics		Value
1	Platform type		E-1000NT
2	Basic satellite weight, kg	$M_{SC}$	1950
3	The maximum mass of the payload (P) (RTR + antennas), kg	$M_{ m P}$	500
4	Maximum payload power consumption, W	W <sub>P</sub>	5900
5	Coefficient of energy efficiency, kg / W	$K_W$	0.048
6	Generalized payload mass	$M_{Pg}$	783.2
7	The coefficient of generalized payload	$K_{Pb}$	0.402
8	Payload coefficient	$K^{0}_{Pb}$	0.256
9	Coefficient of partial mass costs for payload power supply	α <sub>P</sub>	1.566
10	The minimum mass of a new spacecraft using $K^0_{P}$	M <sub>SCn</sub>	1633
11	The minimum mass of a new spacecraft using $K_P$ и $\delta_W = 0$	M <sub>SCn</sub>	1459

Effective use range of	f the unified space	platform "Ex	press-1000HT"
------------------------	---------------------	--------------	---------------



Effective use range of the unified space platform "Express-1000HT"

Диапазон эффективного применения УКП «Экспресс-1000НТ»

#### References

1. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya. [Fundamentals of designing information support spacecrafts]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t Publ., 2011, 488 p. (In Russ.).

2. Testoedov N. A., Kosenko V. E., Popov V. V., Zvonar V. D., Chebotarev V. E., Yakovlev A. V. [Satellites for informational support – advancement of successive development]. *Uspekhi sovremennoy radioelektroniki*. 2012, No. 9, P. 111–118 (In Russ.).

3. Reshetnev M. F., Ashurkov E. A., Korchagin E. N. [Evolution of space informational systems of communication, telecasting, navigation, geodesy]. *Kosmicheskie vekhi.* 2009, No. 9, P. 10–22 (In Russ.).

4. Testoedov N. A., Mikhnev M. M., Mikheev A. E. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft manufacturing technology]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t Publ., 2009, 352 p. (In Russ.).

5. Anil K. Maini Varsha Agrawal. Satellite Technology: Principles and Applications. 2nd Edition / Anil K. Maini Varsha Agrawal. A fohn Wiley and Sons, Ltd., Publication, 2011. 674 p.

6. Foteskyu P., Suainerd G., Stark D. *Razrabotka system kosmicheskikh apparatov* [Development of spacecraft systems]. Moscow, Alpina Publ., 2015, 766 p.

7. Kosenko V. E. *Metod proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informacionnogo obespecheniya* [Design method of satellites for informational support]. Krasnoyarsk, 2006, 140 p.

8. Maksimov G. U. *Teoteticheskie osnovy razrabotki kosmicheskikh apparatov* [Toretical foundation of development spacecrafts]. Moscow, Nauka Publ., 1980, 140 p.

9. Malyshev V. V. *Metody optimizacii v zadachah sistemnogo analiza I upravleniya* [Methods of optimization in system analysis and control problems]. Moscow, MAI Publ., 2010, 440 p.

10. Guschin V. N. *Osnovy ustroistva kosmicheskikh apparatov* [Foundation of satellites structure] Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 272 p.

11. Zhul N. S., Shaklein P. A., Yakovlev A. V. *Plat-forma kosmicheskaya* [Space platform]. Patent RF, No. 92553, 2015.

12. Testoedov N. A., Popov V. V., Yakovlev A. V. *Apparat kosmicheskiy* [Spacecraft]. Patent RF, No. 89927, 2014.

13. Barkov M. I., Voytovich V. V., Dostavalov A. V. *Apparat kosmicheskiy* [Spacecraft]. Patent RF, No. 91614, 2015.

14. Zhul N. S., Zaharov S. A., Popov V. V. Apparat kosmicheskiy [Spacecraft]. Patent RF, No. 91227, 2014.

15. Zhul N. S., Shaklein P. A., Yakovlev A. V. *Plat-forma kosmicheskaya* [Space platform]. Patent RF, No.2569658, 2015.

### Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Космические аппараты информационного обеспечения – успехи преемственного развития / Н. А. Тестоедов [и др.] // Успехи современной радиоэлектроники : науч.-техн. журн. 2012. № 9. С. 111–118.

3. Решетнев М. Ф., Ашурков Е. А., Корчагин Е. Н. Развитие космических информационных систем связи, телевещания, навигации, геодезии // Космические вехи : сб. науч. тр., посвященный 50-летию создания ОАО «ИСС» им. акад. М. Ф. Решетнева. Красноярск : ИП Суховольская Ю. П., 2009. С. 10–22.

4. Технология производства космических аппаратов : учебник / Н. А. Тестоедов [и др.] ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.

5. Anil K. Maini, Varsha Agrawal. Satellite Technology: Principles and Applications. 2nd Ed. A fohn Wiley and Sons, Ltd., Publication, 2011. 674 p.

6. Разработка систем космических аппаратов : пер. с англ. / под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка М. : Альпина Паблишер, 2015. 766с.

7. Косенко В. Е. Метод проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : дис. .... канд. техн. наук. Красноярск, 2006, 140 с. 8. Максимов Г. Ю. Теоретические основы разработки космических аппаратов. М. : Наука, 1980. 320 с.

9. Малышев В. В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления : учеб. пособие. М. : МАИ-ПРИНТ, 2010. 440 с.

10. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.

11. Пат. 92553 Российская Федерация, МКПО 12-07. Платформа космическая / Жуль Н. С., Шаклеин П. А., Яковлев А. В. и др. № 2013503988 ; заявл. 14.10.2013 ; опубл. 16.04.2015. 5 с.

12. Пат. 89927 Российская Федерация, МКПО 12-07. Аппарат космический / Тестоедов Н. А., Попов В. В, Яковлев А. В. и др. № 2013501390 ; заявл. 16.04.2013 ; опубл. 16.09.2014. 6 с.

13. Пат. 91614 Российская Федерация, МКПО 12-07. Аппарат космический / Барков М. И., Войтович В. В., Доставалов А. В. и др. № 2013501793 ; заявл. 15.05.2013 ; опубл. 22.01.2015. 5 с.

14. Пат. 91227 Российская Федерация, МКПО 12-07. Аппарат космический / Жуль Н. С., Захаров С. А., Попов В. В. и др. № 2013501962 ; заявл. 27.05.2013 ; опубл. 20.12.2014. 7 с.

15. Пат. 2569658 Российская Федерация, МКП 12-07. Космическая платформа / Жуль Н. С., Шаклеин П. А., Яковлев А. В. и др. № 2014110080/11 ; заявл. 26.02.2014 ; опубл. 27.11.2015. 12 с.

© Chebotarev V. E., Zimin I. I., 2018





TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS SCIENCE

### УДК 628.822 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-540-549

Для цитирования: Иванов В. А. Программный комплекс расчета давления в смазочном слое подшипника скольжения // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 540–549. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-540-549

For citation: Ivanov V. A. [Program complex of pressure calculation in lubricated slide bearing layer]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 540–549 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-540-549

# ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ В СМАЗОЧНОМ СЛОЕ ПОДШИПНИКА СКОЛЬЖЕНИЯ

## В. А. Иванов

Сибирский федеральный университет Политехнический институт Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 26 E-mail: VinTextrim@yandex.ru

Описан итерационный алгоритм схемы расчета распределения давления в смазочном слое подшипника скольжения конечной длины, которая учитывает переменную вязкость, зависящую от давления и температуры, эффекты кавитации и упругой деформации контактирующих тел в зоне повышенного давления, а также неровности поверхностей и условия неполного прилипания жидкой смазки на рабочих поверхностях тел. Центральной частью алгоритма является блок численного решения модернизированного уравнения Рейнольдса относительно давления на основе неявной конечно-разностной схемы с расщеплением по направлениям. На каждом шаге итерации по найденному распределению давления вычисляется распределение мощности тепловыделения в слое, с использованием которой выполняется расчет распределения температуры в слое смазки путем решения уравнения теплопроводности методом разложении Фурье. Вычисленные значения давления и температуры используются при перерасчете коэффициента вязкости на каждом шаге итераций. Показана достаточно быстрая сходимость итерационных циклов. Проведены сравнительные тестовые расчеты с рядом других программ, которые показывают хорошую сходимость и высокую точность вычислений. Представленный метод решения задачи упруго-гидродинамического контакта реализован в виде комплекса программ, вычислительная часть которого написана на языке программирования Fortran 77. Интерфейс разработан на платформе Microsoft .NET Framework с использованием языка С# (C Sharp) для операционных систем Windows 7/8/10. Программный комплекс позволяет эффективно и быстро выполнять расчет механических и термодинамических характеристик смазочного слоя при высоких нагрузках, не требуя больших вычислительных ресурсов. Это обстоятельство имеет важное значение при проектировании узлов трения при создании космических аппаратов и пусковых установок. Применение данного программного комплекса позволяет существенно ускорить расчеты конкретных инженерных задач, снизить требования к используемой компьютерной технике и снизить затраты на вычислительные ресурсы.

Ключевые слова: смазочный слой, гидродинамическая смазка, программный комплекс.

## PROGRAM COMPLEX OF PRESSURE CALCULATION IN LUBRICATED SLIDE BEARING LAYER

V. A. Ivanov

Siberian Federal University Polytechnic Institute 26, Kirensky Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation E-mail: VinTextrim@yandex.ru

An iterative algorithm is described for calculating the pressure distribution in the lubricating layer of a sliding bearing that takes into account the viscosity depending on pressure and temperature, the effects of cavitation and elastic deformation of contacting bodies in the zone of increased pressure, as well as surface waviness and the slipping conditions for the liquid lubricant at the surfaces. The central part of the algorithm is the block of numerical solution of the modified Reynolds equation, which is based on an implicit finite-difference scheme with splitting in directions. At each step of the iteration, the distribution of the heat dissipation power in the layer is calculated, using which the temperature distribution in the lubricant layer is calculated by solving the heat equation by the Fourier expansion method. A sufficiently rapid convergence of iterative cycles is shown. Comparative test calculations are performed with a number of other programs that show good convergence and high accuracy of calculations. The presented method is realized in the program package, the computational part of which is written in Fortran 77. The interface is developed on the platform Microsoft. NET Framework using the language C # (C Sharp) for Windows 7/8/10 operating systems. The software allows efficient and fast calculation of mechanical and thermodynamic characteristics of the lubricating layer at high loads. This is of great importance in the creation of space vehicles and launchers. This software allows fast calculations of specific engineering tasks, reducing the requirements for the computer equipment.

Keyword: lubrication layer, hydrodynamic lubrication, software package.

Введение. Гидродинамическая теория смазки широко применяется для расчета и конструирования подшипников скольжения с жидкой смазкой, которые являются важными конструктивными элементами разнообразных механизмов и машин. Существует большое количество публикаций, посвященных этой теме, например [1-4]. Роль упругих деформаций становится очень важной для тяжело нагруженных цилиндрических подшипников скольжения. Поэтому возникла необходимость учета упругих деформаций рабочих поверхностей в гидродинамической теории смазки. Это привело к развитию так называемой упруго-гидродинамической теории, в которой согласованно рассматривались течение смазочного слоя и деформация поверхности контакта, вызванная повышенным давлением в смазочном слое [5]. В этой теории важное место отводится проблеме определения связи между распределением давления в слое и деформацией поверхности.

Основными элементами конструкции гидродинамического подшипника скольжения являются цилиндрический вал, смазочный слой, вкладыш и корпус. Обычно вкладыш подшипника изготавливается из более податливого материала по сравнению с корпусом, который имеет высокую твердость и мало деформируется. По этой причине деформациями корпуса часто пренебрегают и учитывают только деформации вкладыша [6]. При таком упрощенном подходе деформации тонкого вкладыша, ограниченные жестким корпусом, определяются малым параметром – отношением толщины вкладыша к радиусу кривизны. Как показано в монографии [6], в первом приближении по этому малому параметру деформации вкладыша пропорциональны локальному значению давления. Коэффициент пропорциональности называют податливостью вкладыша. Данное приближение связано с известной гипотезой Винклера. В случае цилиндрической геометрии точное значение коэффициента податливости может быть найдено из аналитического решения [7]. В общем случае необходимо учитывать не только деформации вкладыша, но также и деформации корпуса, имеющего конечную жесткость.

В настоящее время широкое применение получили различные мультидисциплинарные комплексы, позволяющие моделировать различные условия работы узлов трения в очень широком диапазоне условий и нагрузок, однако, чем больше реальных факторов учитывает программный комплекс, тем больше требуется временных и вычислительных ресурсов на моделирование и расчет конкретного узла. А если же узел работает в нестационарном режиме, то временные затраты возрастают многократно. В этом ключе рассмотрим предлагаемый программный комплекс расчета давления в смазочном слое подшипника скольжения, основанного на решении модернизированного уравнения Рейнольдса с учетом проскальзывания на границах тел и жидкости, а также с учетом переменной вязкости смазочного слоя.

Для описания предлагаемого программного комплекса рассмотрим цилиндрический подшипник скольжения, в котором смазочный слой разделяет стальной вал и бронзовый вкладыш, граничащий со стальным корпусом, как показано на рис. 1.



Рис. 1. Геометрическая схема подшипника скольжения: *I* – вал; *2* – бронзовый вкладыш; *3* – корпус

Fig. 1. Geometric diagram of a plain bearing: l - shaft; 2 - bronze liner; 3 - case

На рис. 1  $\omega$  – угловая скорость вращения вала,  $\varphi$  – азимутальный угол, отсчитываемый в направлении часовой стрелки от точки максимального зазора,  $\eta$  и  $R_0$  – эксцентриситет и радиус цилиндрического вала,  $R_1$  – внутренний радиус вкладыша,  $R_2$  и  $R_3$  – внутренний и внешний радиусы цилиндрического корпуса, L – длина подшипника. В расчетах используем нулевые граничные условия для деформаций на заданной внешней границе корпуса подшипника. Между валом и вкладышем располагается тонкий слой жидкой смазки, называемый смазочным слоем. Также ставим нулевые граничные условия для давления на торцах подшипника.

**Расчет** давления. Распределение давления *P* в смазочном слое определяется из модернизированного уравнения Рейнольдса [8]

$$\operatorname{div}[S(h)\nabla P] = \frac{1}{2}\nabla(\vec{V}\Gamma(h)) + \frac{\partial h}{\partial t}, \qquad (1)$$

где h – толщина жидкого слоя; V – сумма скоростей тел в точке контакта:

$$\vec{V} = \vec{V_1} + \vec{V_2}$$

При этом толщина жидкого слоя h учитывает как геометрический зазор между контактирующими телами  $h_g$ , так и деформацию упругой поверхности  $\delta$ , вызванную избыточным давлением в слое:

$$h = 1 + \eta \cos(\varphi) + \int_{0}^{2\pi} \widetilde{P}(\varphi') K(\varphi - \varphi') d\varphi, \quad P > 0; \quad (2)$$
$$\vec{V} \nabla h = 0, \quad P \le 0,$$

где  $K(\phi - \phi') - \phi$ ункция податливости, не зависящая от распределения давления в слое, но зависящая от геометрических и упругих свойств контактирующих материалов [9].

Заметим, что уравнение (2) учитывает эффект кавитации (вспенивания) для отрицательного давления.

При отсутствии проскальзывания между контактирующими телами функции S(h) и  $\Gamma(h)$  в уравнении (1) имеют вид

$$S = \frac{h^3}{12\mu}, \ \Gamma(h) = h.$$
 (3)

При частичном или полном проскальзывании между контактирующими телами функции *S*(*h*) и Г(*h*) принимают следующий вид:

. -

$$S = \frac{h^{2} \lfloor h(4k_{1} + 4k_{2} + h) + 12k_{1}k_{2} \rfloor}{12\mu(k_{1} + k_{2} + h)},$$

$$\Gamma(h) = \frac{h(h + 2k_{1})}{k_{1} + k_{2} + h}.$$
(4)

Важно отметить, что вязкость смазочного слоя  $\mu$ сильно зависит от таких факторов, как температура Tи давление P. Существует множество эмпирических моделей изменения вязкости жидкого слоя, однако наиболее точной из них является формула Петрусевича, которая описывает зависимость вязкости от температуры и давления:

$$\mu(P,T) = \mu_0 \exp(\alpha P - \Omega_0 T), \qquad (5)$$

где  $\alpha$  – пьезокоэффициент, характеризующий изменение вязкости в зависимости от давления;  $\mu_0$  – динамическая вязкость при P = 0;  $\Omega_0$  – так называемый коэффициент крутизны вискограммы.

**Тепловой расчет.** Расчет мощности тепловыделения Q для подшипника скольжения, работающего в гидродинамическом режиме, определяется следующим выражением:

$$Q = \frac{h^3}{12\mu} \left[ \left( \frac{\partial P}{\partial y} \right)^2 + \frac{1}{R_1^2} \left( \frac{\partial P}{\partial \varphi} \right)^2 \right] + \frac{\mu}{h} V^2 .$$
 (6)

Запишем уравнение теплопроводности в цилиндрических координатах:

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial T}{\partial r}\right) + \frac{1}{r^2}\frac{\partial^2 T}{\partial \varphi^2} = 0.$$
 (7)

Решение уравнения (7) можно представить в виде разложения Фурье:

$$T = a_0 + \sum_{k=1}^{\infty} [a_k \cos(k\varphi) + b_k \sin(k\varphi)] + T_0, \qquad (8)$$

где  $a_k$  и  $b_k$  – коэффициенты Фурье.

На внутренней границе при  $r = R_1$  имеем граничное условие для потока тепла из смазочного слоя:

$$Q = -\chi \frac{\partial T}{\partial r},\tag{9}$$

где Q – мощность тепловыделения в смазочном слое, определяемая формулой (6).

Функцию мощности тепловыделения также разлагаем по Фурье-гармоникам:

$$\Theta_k = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} Q(\varphi) \cos(k\varphi) d\varphi ,$$
  
$$\Theta_k^* = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} Q(\varphi) \sin(k\varphi) d\varphi \quad (k = 1, 2, 3...);$$
  
$$\Theta_0 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} Q(\varphi) d\varphi .$$

На внешней границе задаем температуру окружающей среды *T*<sub>0</sub>:

$$T(R_3) = T_0 . (10)$$

Применяя разложение Фурье к формуле (9), получаем уравнения для коэффициентов разложения:

$$-\chi \frac{\partial a_k}{\partial r} = \Theta_k , \quad -\chi \frac{\partial b_k}{\partial r} = \Theta_k^* , \quad (11)$$

где коэффициенты  $a_k$ ,  $b_k$  удовлетворяют дифференциальным уравнениям

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial a_{k}}{\partial r}\right) - \frac{k^{2}}{r^{2}}a_{k} = 0,$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial b_{k}}{\partial r}\right) - \frac{k^{2}}{r^{2}}b_{k} = 0,$$

$$\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}\left(r\frac{\partial a_{0}}{\partial r}\right) = 0.$$
(12)

Решая уравнения (12), определим коэффициенты *a<sub>k</sub>* и *b<sub>k</sub>*.

Программный комплекс расчета давления в смазочном слое. Данный программный комплекс создан на основе итерационный схемы, которая включает циклический пошаговый расчет всех необходимых параметров, описанных ниже. Данный комплекс позволяет вычислять распределения давление в смазочном слое подшипника скольжения конечной длины, при этом комплексно учитывать такие важные факторы, как деформация поверхностей под действием избыточного давления, шероховатость границ, частичное проскальзывание, переменная вязкость, зависящая от температуры и давления, скорость сближения границ и кавитация.

Алгоритм расчета давления реализован в виде конечно-разностной схемы:

$$\frac{1}{\Delta \phi^{2}} \Big[ S_{i+1/2,j} P_{i+1,j}^{n+1/2} - \left( S_{i+1/2,j} + S_{i-1/2,j} \right) P_{i,j}^{n+1/2} + S_{i-1/2,j} P_{i-1,j}^{n+1/2} \Big] + \\ + \frac{S_{i,j}}{\Delta y^{2}} \Big( P_{i,j+1}^{n} - 2P_{i,j}^{n} + P_{i,j-1}^{n} \Big) = \frac{\Gamma_{i+1}^{n} - \Gamma_{i-1}^{n}}{2\Delta \phi} + \alpha \frac{P_{i,j}^{n+1/2} - P_{i,j}^{n}}{\Delta t}, \\ \frac{S_{i,j}}{\Delta y^{2}} \Big( \delta P_{i,j+1}^{n+1} - 2\delta P_{i,j}^{n+1} + \delta P_{i,j-1}^{n+1} \Big) = \\ = \alpha \frac{\delta P_{i,j}^{n+1} - (P_{i,j}^{n+1/2} - P_{i,j}^{n})}{\Delta t}, \\ P_{i,j}^{n+1} = P_{i,j}^{n} + \delta P_{i,j}^{n+1},$$
(13)

$$S_{i,j} = \frac{H_{i,j}^2 \left[ H_{i,j} \left( 4k_1 + 4k_2 + H_{i,j} \right) + 12k_1k_2 \right]}{\tilde{\mu} \left( k_1 + k_2 + H_{i,j} \right)},$$
  

$$\Gamma_{i,j} = \frac{H_{i,j} \left( H_{i,j} + 2k_1 \right)}{k_1 + k_2 + H_{i,j}}, \quad i = 1...nx, \quad j = 1...ny,$$
  

$$H_{i,j}^n = 1 - \tilde{\eta} \cos(\varphi_i) + d_{i,j}, \quad P > 0;$$
  

$$H_{i+1,j}^n - H_{i,j}^n = 0, \quad P \le 0;$$
  

$$d_{i,j} = A_0 \sum_{k=1}^{Nx} P_{k,j}^n \tilde{K} \left( \varphi_i - \varphi_k \right) \Delta \varphi,$$
  

$$A_0 = 6K_0 \mu_0 R_1^2 \omega / d^3.$$

На основе распределения давления на каждом итерационном шаге выполняется расчет температуры T методом Фурье:

$$T_{i,j} = a_{0,j} + \sum_{k=1}^{NF} \left( a_{k,j} \cos(kx_i) + b_{k,j} \sin(kx_i) \right) + T_0, \quad (14)$$

где коэффициенты разложения *a<sub>k</sub>*, *b<sub>k</sub>* вычисляются по формулам

$$a_{k,j} = \Theta_{k,j} \widetilde{a}_k, \quad b_{k,j} = \Theta_{k,j}^* \widetilde{a}_k, \quad (15)$$

$$\widetilde{a}_{k} = -\frac{R_{3}}{k} \frac{1}{\chi \left[ \left( \frac{R_{1}}{R_{3}} \right)^{k-1} + \left( \frac{R_{3}}{R_{1}} \right)^{k+1} \right]} \left[ \left( \frac{R_{1}}{R_{3}} \right)^{k} - \left( \frac{R_{3}}{R_{1}} \right)^{k} \right],$$

$$\widetilde{a}_0 = \frac{R_1}{\chi} \ln \frac{R_3}{R_1} \, .$$

Множители  $\Theta_{k,j}$  и  $\Theta^*_{k,j}$  представляют собой коэффициенты Фурье разложения мощности тепловыделения Q, зависящей от градиентов давления:

$$\Theta_{k,j} = \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^{nx} Q_{i,j} \cos(kx_i) \Delta x,$$
  

$$\Theta_{k,j}^* = \frac{1}{\pi} \sum_{i=1}^{nx} Q_{i,j} \sin(kx_i) \Delta x, \quad 1 \le k \le NF,$$
  

$$Q_{i,j} = \overline{S}_{i,j} \left[ \frac{H_{i,j}^3}{\widetilde{\mu}_{i,j}} \left( \left( \frac{P_{i+1,j} - P_{i-1,j}}{2\Delta x} \right)^2 + \left( \frac{P_{i,j+1} - P_{i,j-1}}{2\Delta y} \right)^2 \right) + \frac{1}{H_{i,j}} \right],$$
  

$$\overline{S}_{i,j} = \frac{4\mu_0 R^2 \omega^2}{d_{i,j}}.$$
 (16)

Для определения текущего прогиба поверхностей, зависящего от распределения давления, используется аналитическая аппроксимация функции податливости, учитывающая геометрические и механические свойства контактирующих поверхностей:

$$K(x) = 1, 2 \left[ \frac{\left(R_2 - R_1\right)}{E_1} \frac{\left(1 + m_1\right)\left(1 - 2m_1\right)}{1 - m_1} + \frac{\left(R_3 - R_2\right)}{E_2} \frac{\left(1 + m_2\right)\left(1 - 2m_2\right)}{1 - m_2} \right] \left[\frac{1}{1 + \gamma x^{\alpha'}}\right]^{\beta},$$
(17)

где параметры  $\alpha'$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$  – служат для корректировки аналитической функции податливости; m – коэффициент Пуассона; E – модуль упругости.

Блок-схемы программного комплекса и вспомогательных подпрограмм представлены на рис. 2 и 3. Для расчета требуется задать параметры расчетной сетки, геометрические и механические параметры контактирующих тел, динамические характеристики вала, вязкостно-температурные параметры масла и выбрать начальное распределение давления *P*, которое задано по умолчанию либо задается вводом массива значений из файла.

Далее выполняется переход к основному итерационному циклу программы. Внутри итерационного цикла выполняется расчет давления P по неявной схеме методом переменных направлений с использованием скалярных прогонок. На основе нового распределения давления выполняется перерасчет температуры (подпрограмма T(P1)), вязкости (подпрограмма  $\mu(P, T)$ ) и прогиба (подпрограмма d(P)). Толщина смазочного слоя определена с помощью функции H(d). Функции  $S(H, \mu)$  и  $\Gamma(H, \mu)$  дают возможность учитывать как полное прилипание ( $k_{1,2} = 0$ ), так и частичное проскальзывание ( $0 < k_{1,2} < 1$ ) смазочного материала на поверхностях.

Затем выполняется расчет основных силовых показателей, таких как азимутальная и осевая компоненты несущей способности  $W_x$  и  $W_y$ , полная несущая способность  $W_{tot}$ , число Зоммерфельда Zommer, момент трения  $M_{tr}$ . После каждого итерационного шага проверяется критерий сходимости итераций. Итерации прекращаются при достижении достаточно малого относительного изменения  $W_{tot}$  на итерационном шаге:

$$\left(W_{tot}^n - W_{tot}^{n-1}\right) / W_{tot}^n < \varepsilon.$$

По завершении всего итерационного цикла все рассчитанные параметры сохраняются в файлы.

Интерфейс программы состоит из рабочего окна, в котором располагаются четыре кнопки: Parameters, Run, Results и Exit. Интерфейс программы представлен на рис. 4.

Кнопка Parameters открывает файл входных параметров (рис. 5).



Рис. 2. Блок-схема программного комплекса

Fig. 2. Block diagram of the software package



Рис. 3. Блок-схема вспомогательных подпрограмм





Рис. 4. Интерфейс программы

Fig. 4. The interface of the program

В этом файле задаются параметры расчетной сетки (число точек по азимуту *nx* и вдоль оси *ny*), геометрические параметры, смещение оси вала (eccentricity), температура внешней среды (temperature), два граничных параметра проскальзывания, модули упругости и коэффициенты Пуассона деформируемых тел, три параметра функции податливости, угловая скорость вращения вала, радиальная и азимутальная скорости смещения оси вала, динамический коэффициент вязкости, коэффициент теплопроводности материала, коэффициенты, характеризующие зависимость вязкости от давления (piezo-coefficient) и температуры (temperature viscosity coefficient), параметр допустимой погрешности (accuracy), параметры мелкомасштабной волнистости поверхности (waviness parameter), азимутальный угол, определяющий место подачи масла, и целочисленный параметр выбора начального распределения давления («0» – задается постоянное начальное давление внутри программы, «1» – считывается массив давления из файла). Запуск программы инициируется кнопкой Run. Через определенное число шагов итерации значения силовых показателей выводятся на экран. Выдаваемое программой изображение на экране представлено на рис. 6.

График сходимости итераций для двух значений эксцентриситета *xlam* представлен на рис. 7.

Рис. 7 показывает, что даже при больших значениях эксцентриситета итерации сходятся довольно быстро, за 200 шагов.

Результаты расчета записываются в четыре текстовых файла, показанных на рис. 8, которые выводятся на экран после нажатия кнопки Results.

🧾 input_p	ar1.dat — Блокнот	- •	x	
Файл Пр	равка Формат Вид Справка			
100 81 0.03 0.035 0.1 0.03 0.9 0.00013 20.0 0.0 2.11e11 1.08e11 0.34 0.3 5.0 1.7 1.4 314.16 0.0 0.0 0.024 48 7.5e-9 2.9e-3 0.001 0 0 -45 1	'nx' 'nz' 'R1, m' 'R2, m' 'R3, m' 'Length along axis, m' 'eccentricity of the shaft' 'clearance, m' Temperature, *C' 'first slipping parametar' 'second sliping parametar' 'second sliping parameter' '1-st elasicity modulus, Pa' '2-nd elasticity modulus, Pa' '1-st Poisson coefficient' '1-st Poisson coefficient' '1-st parameter of complience for '2-nd parameter of complience for '3-d parameter of complience for 'angular velocity, 1/s' 'radial velocity of shaft, m/s 'azimuthal velocity of shaft, m/s 'azimuthal velocity of shaft, m/s 'iscosity coefficient, Pa*s' 'heating conduction, W/(m*K)' 'piezo-coefficient, 1/Pa' 'temperature viscosity coeffic 'accuracy' 'waviness parameter - height, m' 'waviness parameter - frequency' 'angle for oil inlet point, griparameter to set initial cond	functi functi unctio m/s' ient' m' y, m' ad' ition'	on' on' n'	*
4	Ш		P	

Рис. 5. Исходные данные

Fig. 5. Initial data

Parameters	2.097195189785826E-002	13.895613900049510	500
Run	wx,wy, w_tot 2.247150177358008	-1.155052407734117	5.05324 <mark>845390072</mark> 2
ixen	2.099704737902217E-002	nber 13.88 <mark>5102686</mark> 317750	600
Results	wx,wy, w_tot 2.247411780788612	-1.149461334647141	5.048612115136685
	zommer, Heating, step num	nber	
Exit	2.101632979218317E-002	13.878376866717510	700
	Stop - Program terminated.		

Рис. 6. Изображение, порождаемое программой

Fig. 6. The image generated by the program



Рис. 7. Сходимость численных итераций: *1 – xlam* = 0,95; *2 – xlam* = 0,9





Рис. 8. Вывод на экран результатов расчетов

Fig. 8. Displays the results of calculations



Рис. 9. Давление в смазочном слое подшипника скольжения: *I* – уравнение (1), учитывающее кавитационный эффект; *2* – уравнение (1) без учета кавитационного эффекта; *3* – моделирование в Comsol Multiphysics

Fig. 9. Pressure in the lubricating layer of the bearing:
 *I* – equation (1) taking into account the cavitation effect; 2 – equations (1) without taking into account the cavitation effect; 3 – Simulation in Cosmol Multiphysics

P2d.dat — файл со значениями давления в узлах расчетной сетки, P1.dat — файл со значениями давления в центральном сечении, Progib.dat — файл со значениями прогиба в узлах расчетной сетки, W.dat — файл со значениями силовых параметров.

Вычислительная часть программного комплекса написана на языке программирования Fortran 77. Интерфейс разработан на платформе Microsoft .NET Framework с использованием языка С# (C Sharp) [10] для операционных систем Windows 7/8/10. Данный программный комплекс зарегистрирован Федеральной службой по интеллектуальной собственности [11].

**Тестовые расчеты.** Для тестирования данного программного комплекса проведены сравнения с опубликованными результатами других авторов для подшипника скольжения. Первое сравнение проведено с программным пакетом, основанным на методе конечных элементов и широко применяемым для расчета различных задач гидродинамики. Подробное изложение построения модели в пакете Comsol Multiphysics описано в работе [12]. Расчет выполнялся для следующих параметров: L = 0,125 м,  $R_1 = 0,25$  м,  $\mu = 0,19$  Па·с, относительный эксцентриситет  $\tilde{\eta} = 0,5$ , скорость вращения вала 1000 об/мин.

На рис. 9 представлены графики давления в смазочном слое, вычисленного с помощью описанного выше комплекса и пакета Comsol.

Рис. 9 показывает, что при расчете давления в смазочном слое в пакете Comsol Multiphysics не учтен кавитационный эффект. Вследствие этого возникает область отрицательного давления (кривая 3), что приводит к снижению максимума давления на 17 % по сравнению с расчетом, выполненным на основе описанного выше программного комплекса, учитывающего кавитационный эффект и исключающего отрицательные давления (кривая 1). В то же время, решение, полученное с помощью данного комплекса при отключенном блоке кавитации (кривая 2), довольно близко совпадает с решением, полученным в программном пакете Comsol. В этом случае различие значений максимальных давлений в слое составляет 6 %.

Кроме того, проводилось сравнение с расчетами, представленными в работах [13; 14]. В этих работах изложено численное моделирование гидродинамических подшипников скольжения на основе решения классического уравнения Рейнольдса методом Патанкара [15] при постоянной вязкости, фиксированной температуре и отсутствии деформаций поверхностей. Для сравнения выбран важный параметр Зоммерфельда Z, который обратно пропорционально зависит от безразмерной несущей способности W':

$$Z = \frac{1}{3\pi W'},$$

$$(18)$$

$$V' = \iint \tilde{P} \cos\varphi d\varphi d\tilde{y}.$$

На основе описанного выше программного комплекса получено значение параметра Зоммерфельда 0,123, которое менее чем на 1 % отличается от аналогичного значения, вычисленного в работах [13; 14], S = 0,121.

V

Описанные сравнения расчетов давления в смазочном слое обосновывают работоспособность предложенного выше вычислительного алгоритма и программного комплекса, позволяющего эффективно выполнять расчеты распределения давления в зоне упруго-гидродинамического контакта тел с хорошей точностью.

Заключение. Создан программный комплекс расчета давления в смазочном слое подшипника скольжения с учетом деформации и волнистости контактирующих поверхностей, эффекта кавитации, проскальзывания на границах тел и жидкости, а также переменной вязкости смазочного слоя, зависящей от термодинамических параметров. Данный программный комплекс может применяться для расчета как стационарной работы подшипника, так и для нестационарного режима, возникающего в результате колебания внешней нагрузки.

#### Библиографические ссылки

1. Williams J. A. Engineering tribology. N. Y. : Oxford University Press Inc., 1994. 242 p.

2. Hamrock B. J., Schmid S. R., Jacobson B. O. Fundamentals of fluid film lubrication. N. Y. : Marcel Dekker, Inc., 2004. 703 p.

3. Bair S. High-Pressure Rheology for quantitative elastohydrodynamics // In Tribology and Interface Engineering Series. Elsevier. 2007. 54 p.

4. Szeri A. Z. Fluid film lubrication. Cambridge : Cambridge University Press, 2011. 273 p.

5. Lugt P. M., Morales-Espejel G. T. A Review of elasto-hydrodynamic lubrication theory // Tribology Transactions. 2011. Vol. 54. P. 470–496.

6. Галахов М. А., Усов П. П. Дифференциальные и интегральные уравнения математической теории трения. М. : Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 280 с.

7. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Теория упругости. М. : Наука, 1965. 204 с.

8. Терентьев, В. Ф., Еркаев Н. В., Докшанин С. Г. Трибонадежность подшипниковых узлов в присутствии модифицированных смазочных композиций. Новосибирск : Наука, 2003. 142 с.

9. Иванов В. А., Еркаев. Н. В. Итерационный расчет трибоконтакта ролика с пластиной // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 48–54.

10. Freeman A., Sanderson S. Pro ASP.NET MCC 4. Apress, 2012. 712 p.

11. Иванов В. А. Расчет давления в смазочном слое подшипника скольжения конечной длины: свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2017617187 от 30.06.2017 г. М. : Федеральная служба по интеллектуальной собственности (Роспатент), 2017.

12. Ravindra M. M., Sandeep S. Analysis of hydrodynamic plain journal bearing // Excerpt from the Proceedings COMSOL Conference in Bangalore. 2013. P. 87–92.

13. Fortier A. E. Numerical Simulation of Hydrodynamic Bearings with Engineered Slip/No-Slip Surfaces / Georgia Institute of Technology. 2004. 90 p.

14. Fortier A. E. Numerical Simulation of a Slider Bearing with an Engineered Slip/No-Slip Surface and Lubrication Engineering // 14th International Colloquium Tribology. Germany : Technische Akademie Esslingen, 2004. P. 1699–1704.

15. Patankar S., Suhas V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. Washington : Hemisphere Publishing Corporation, 1980. 205 p.

#### References

1. Williams J. A. *Engineering tribology*. New York, Oxford University Press Inc., 1994, 242 p.

2. Hamrock B. J., Schmid S. R., Jacobson B. O. *Fun-damentals of fluid film lubrication*. New York, Marcel Dekker, Inc., 2004, 703 p.

3. Bair S. *High-Pressure Rheology for quantitative elastohydrodynamics*. In Tribology and Interface Engineering Series, Elsevier, 2007, 54 p.

4. Szeri A. Z. *Fluid film lubrication*. Cambridge: Cambridge University Press, 2011, 273 p.

5. Lugt P. M., Morales-Espejel G. T. A Review of elasto-hydrodynamic lubrication theory. *Tribology Transactions*. 2011, Vol. 54, P. 470–496.

6. Galakhov M. A., Usov P. P. *Differentsial'nye i integral'nye uravneniya matematicheskoy teorii treniya*. [Differential and integral equations of the mathematical theory of friction]. Moscow, Nauka, Fiz.-Mat. Llit. Publ., 1990, 280 p.

7. Landau L. D., Lifshits E. M. *Teoriya uprugosti* [Theory of elasticity]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 204 p.

8. Terentev V. F., Erkaev N. V., Dokshanin S. G. *Tribonadejnost podshipnikovix uzlov v prisutstvii modificirovanix smazochnix kompozicii* [Tribo-durability of bearing units in a presence of modified lubricant compositions]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2003, 142 p.

9. Ivanov V. A., Erkaev N. V. [Iterative calculation of trubo-contact between a roller and plate]. *Vestnik Sib-GAU*. 2014, No. 4(56), P. 48–54 (In Russ.).

10. Freeman A., Sanderson S. Pro ASP.NET MCC 4. Apress, 2012, 712 p.

11. Ivanov V. A. Raschet davleniya v smazochnom sloe podshipnika skol'zheniya konechnoy dliny [Calculation of the pressure in the lubricating layer of the sliding bearing of finite length]. Moscow, Rospatent Publ., 2017.

12. Ravindra M. M., Sandeep S. Analysis of hydrodynamic plain journal bearing. *Excerpt from the Proceedings COMSOL Conference in Bangalore*. 2013, P. 87–92.

13. Fortier A. E. Numerical Simulation of Hydrodynamic Bearings with Engineered Slip/No-Slip Surfaces. Georgia Institute of Technology. 2004, 90 p.

14. Fortier A. E. Numerical Simulation of a Slider Bearing with an Engineered Slip/No-Slip Surface and Lubrication Engineering. 14th International Colloquium Tribology. Germany: Technische Akademie Esslingen. 2004, P. 1699–1704.

15. Patankar S., Suhas V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. Washington: Hemisphere Publishing Corporation. 1980, 205 p.

© Иванов В. А., 2018

УДК 004.07 Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-550-561

Для цитирования: Саханский С. П., Юленков С. Е. Повышение точности контактного метода измерения текущей площади кристаллов, выращиваемых способом Чохральского // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 3. С. 550–561. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-550-561

**For citation:** Sahansky S. P., Yulenkov S. E. [Increasing the accuracy of the contact method of measuring the current square of crystals grown by the way of the Czohralsky]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 3, P. 550–561 (In Russ.). Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-550-561

# ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ КОНТАКТНОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ ТЕКУЩЕЙ ПЛОЩАДИ КРИСТАЛЛОВ, ВЫРАЩИВАЕМЫХ СПОСОБОМ ЧОХРАЛЬСКОГО

С. П. Саханский\*, С. Е. Юленков

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

Для кристаллов, выращиваемых из жидкого расплава по способу Чохральского, при контроле и управлении текущей площадью кристалла, на основе контактного метода измерения определены основные требования для обеспечения точности измерения площади кристалла на цилиндрической части выращивания. В системе управления по координатам перемещения кристалла и тигля необходимо применять фотосчитывающие оптические линейки с дискретностью отсчета 0,1 мкм для определения величины перемещений за время цикла оценки сигнала управления. Для устранения ошибки из-за точности стабилизации уровня расплава в тигле предложен следующий алгоритм работы установки выращивания кристаллов.

За время оценки сигнала управления на цилиндрической части выращиваемого кристалла принимается время выборки заданного количества импульсов перемещения тигля. Начинается вычисление времени оценки сигнала управления в момент замыкания датчика расплава и заканчивается в момент замыкания датчика расплава при условии выборки заданного количества импульсов перемещения тигля.

Время оценки сигнала управления в предыдущем цикле управления используется в текущем цикле для вычисления паузы замыкания как части вычисленного времени цикла оценки. В системе управления в момент замыкания контактного датчика выдерживается пауза замкнутого и последующая такая же пауза разомкнутого состояния датчика уровня. В моменты пауз состояние контактного датчика системой управления не анализируется, и управление подъемом тигля происходит с замедленной и ускоренной скоростью подъема тигля в моменты «условно замкнутого» и «условно разомкнутого» состояний датчика уровня.

Все это обеспечивает в данной системе управления точность измерения текущей площади кристалла на цилиндрической части величиной не хуже 1 %.

Ключевые слова: выращивание, кристаллы, контактный метод измерения.

# INCREASING THE ACCURACY OF THE CONTACT METHOD OF MEASURING THE CURRENT SQUARE OF CRYSTALS GROWN BY THE WAY OF THE CZOHRALSKY

S. P. Sahansky\*, S. E. Yulenkov

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology 31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation \*E-mail: Sahanskiy@yandex.ru

For crystals grown from a liquid melt by the Czochralski method, when monitoring and controlling the current crystal area, based on the contact method of measurement, the basic requirements for ensuring the accuracy of measuring the area of the crystal on the cylindrical part of the growing are determined. In the control system with respect to the coordinates of the movement of the crystal and the crucible, it is necessary to use photo-reading optical rulers, with a sampling resolution of  $0.1 \,\mu$ m, to determine the amount of movement during the control signal evaluation cycle. To eliminate the error due to the accuracy of stabilization of the melt level in the crucible, the following algorithm for the operation of the crystal growing apparatus is proposed. During the evaluation of the crucible movement is adopted. Calculation of the evaluation time of the control signal begins at the moment of closure of the melt sensor and ends when the melt sensor closes, provided that a predetermined number of pulses of the crucible

transfer is sampled. The evaluation time of the control signal in the previous control cycle is used in the current cycle to calculate the closure pause as part of the calculated evaluation cycle time. In the control system, at the moment of closing the contact sensor, a pause of the closed sensor is maintained, followed by a similar pause of the open state of the level sensor. During the moments of pauses, the state of the contact sensor by the control system is not analyzed and the control of the crucible lift occurs with a slowed and accelerated rate of the crucible lift during the moments of the "conditionally" closed and "conditionally" open states of the level sensor. All this ensures in this control system the accuracy of measuring the current area of the crystal, on the cylindrical part, by a value not worse than 1 %.

Keywords: growing, crystals, contact method of measurement.

Введение. В работе [1] предложен оригинальный способ контроля процесса выращивания монокристалла по способу Чохральского, который основан на использовании в качестве программатора шаблона, имитирующего кристалл заданной формы. Тигель с расплавом и контейнер с жидкостью помещают на верхнечашечные лабораторные весы. В процессе роста шаблон погружают в жидкость с той же скоростью, с какой кристалл вытягивается из расплава. Шаблон и кристалл соединены гибкой тягой. Равновесие сохраняется, если количество твердой фазы и жидкости, вытесняемой шаблоном в единицу времени, одинаково. При нарушении равновесия (уменьшение или увеличение диаметра кристалла) сигнал рассогласования весов после оптоэлектронного преобразователя и усиления используется как программирующий для температурного контроля нагревателя совместно с сигналом от термопары. В устройстве [2] при вытягивании монокристалла заданного диаметра за счет лазерного измерителя контролируют непрерывно убывающий уровень расплава в тигле. Сигнал с лазерного измерителя уровня расплава сравнивают с программируемым задатчиком изменения уровня, а разностный сигнал после данного сравнения используют для коррекции температуры расплава через регулятор мощности нагревателя и скорости вытягивания кристалла. Посредством данного регулирования стабилизируют текущий диаметр кристалла.

Микропроцессорные системы управления выращиванием кристаллов германия, разработанные на основе патентов [3; 4], были внедрены в полупроводниковое производство выращивания кристаллов германия (рис. 1). В свою очередь, данная разработка является аналогом систем управления, приведенных в работах [1; 2].

Работа систем управления, основанных на контактном методе измерения текущей площади вырациваемых кристаллов (рис. 1), заключается в следующем: под управлением системы управления в камере производится выращивание кристалла диаметром d, со скоростями выращивания  $V_3$  и вращения  $W_3$  кристалла, при этом расплавленный металл, находящийся в тигле с внутренним диаметром D, вращается с угловой скоростью  $W_{\rm T}$  по мере убывания расплава в тигле.

Сигнал с контактного датчика подается через сглаживающий фильтр C1, R1, R2 и блок согласования в ЭВМ для принятия решения об управлении подъемом тигля вверх, которое осуществляется блоком управления шаговым двигателем. Кроме скорости подъема тигля вверх  $V_{\rm T}$  в системе происходит формирование информации о перемещении тигля  $X_{\rm итц}$ 

(с дискретностью  $x_{\rm T}$ ) и информации  $X_{\rm изц}$  о перемещении кристалла (с дискретностью  $x_{\rm 3}$ ). Управление от ЭВМ скоростями выращивания кристалла  $V_{\rm 3}$ , вращения кристалла  $W_{\rm 3}$ , вращения тигля  $W_{\rm T}$  осуществляется через соответствующие приводы. Управление температурой расплава осуществляется на основе формирования задания температуры  $T_{\rm 3}$  от ЭВМ на регулятор температуры, с обратной связью по датчику температуры боковой поверхности нагревателя.

Основы работы систем управления, при контактном методе измерения текущей площади выращиваемых кристаллов. Управление скоростью выращивания кристалла  $V_3(x)$ , температурой боковой поверхности нагревателя  $T_3(x)$ , скоростью вращения кристалла  $W_3(x)$  и тигля  $W_{\rm T}(x)$  формируется на основе выражений (1)–(4):

$$V_{3}(x) = V_{3\pi}(x) + Z \cdot K_{V} \cdot y,$$
 (1)

$$T_{3}(x) = T_{3\pi}(x) + Z \cdot A_{T} \cdot \int y \cdot dx, \qquad (2)$$

$$W_{3}(x) = W_{3\Pi}(x),$$
 (3)

$$W_{_{\rm T}}(x) = W_{_{\rm TH}}(x)$$
, (4)

где  $K_V$  – пропорциональный коэффициент регулирования по скорости;  $A_T$  – интегральный коэффициент регулирования по температуре;  $V_{3\Pi}(x)$ ,  $W_{3\Pi}(x)$ ,  $W_{T\Pi}(x)$ ,  $T_{3\Pi}(x)$  – программное задание закона изменения технологических параметров;  $V_3(x)$ ,  $W_3(x)$ ,  $W_T(x)$ ,  $T_3(x)$  – общее управление технологическими параметрами; Z – признак захвата управления по диаметру на цилиндрической части кристалла; x – перемещение вдоль оси кристалла; y – сигнал управления по отклонению текущей площади выращиваемого кристалла от заданной.

Процесс стабилизации диаметра кристалла происходит в системе управления в соответствии с выражениями (1), (2), при включении признака захвата управления по диаметру (Z = 1) на цилиндрической части кристалла, на основе сигнала управления *у*.

Программные задания технологических параметров процесса выращивания кристалла германия  $V_{3n}(x)$ ,  $W_{3n}(x)$ ,  $T_{3n}(x)$  в микропроцессорных системах были основаны на задании кадровой системы управляющих параметров, где в каждом кадре записана скорость, направление изменения параметра и время кадра. Если задать геометрию выращиваемого кристалла и его осевой градиент в твердой части, то можно предварительно смоделировать задание скорости и температуры выращивания на всех участках кристалла по разработанной авторами модели роста [5].



Рис. 1. Система управления на основе контактного метода измерения: *1* – привод вращения затравки; *2* – привод перемещения затравки; *3* – контактный датчик; *4* – блок согласования с ЭВМ; *5* – датчик температуры; *6* – регулятор температуры; *7* – ЭВМ; *8* – привод вращения тигля; *9* – шаговый двигатель; *10* – блок управления шаговым двигателем; *11* – датчик перемещения затравки; *12* – камера; *13* – слиток; *14* – расплав металла; *15* – тигель; *16* – экран; *17* – нагреватель

Fig. 1. Control system based on the contact method of measurement:

*I* - seed rotation drive; 2 - seed drive; 3 - contact sensor; 4 - coordination unit with a computer; 5 - temperature sensor; 6 - temperature regulator; 7 - the computer; 8 - rotational drive of the crucible; 9 - stepper motor; 10 - stepper motor control unit; 11 - the sensor of seed movement; 12 - the chamber; 13 - ingot; 14 - melt of metal; 15 - crucible; 16 - screen; 17 - heater

Конструктивное исполнение системы автоматического управления вытягиванием монокристаллов германия приведено на рис. 2, а на рис. 3 приведен вид плавающего графитового экрана с графитовым датчиком уровня расплава, на рис. 4 показан вид выращенного монокристаллического слитка германия диметром 104 мм.

Основой для контактного метода контроля и управления выращиванием кристаллов [6–18] является управление текущей площадью (или диаметром

при круглой форме) растущего кристалла по сигналу управления y, вычисленному как функция отклонения текущей площади кристалла от заданной, с использованием перемещений кристалла  $X_{3u}$  и тигля  $X_{Tu}$  за период  $T_u$  оценки сигнала управления y. От точности определения сигнала управления y и отсутствия в вычисленном значении значительных помех напрямую зависит форма выращиваемого кристалла на его цилиндрической части.



Рис. 2. Микропроцессорная система управления вытягиванием монокристаллов германия

Fig. 2. Microprocessor control system for drawing germanium single crystals



Рис. 3. Плавающий графитовый экран и датчик уровня расплава

Fig. 3. Floating graphite screen and melt level sensor



Рис. 4. Слиток германия диаметром 104 мм

Fig. 4. A germanium billet with a diameter of 104 mm

Скорость убывания расплава в тигле V<sub>р</sub>, а также ускоренная скорость подъема тигля вверх V<sub>тм</sub> после размыкания контактного датчика и замедленная скорость подъема тигля после замыкания контактного датчика  $V_{\text{тм}}/M$  определяются по выражениям (5)–(9), в которых введены коэффициенты увеличения скорости (С = 4) и уменьшения скорости подъема тигля (M = 4), что нашло применение при выращивании цилиндрической части кристалла и обеспечивает периодическое замыкание и размыкание контактного датчика в диапазоне изменения уровня расплава порядка 1-2 мкм. При выращивании прямого и обратного конуса кристалла для управления скоростью перемещения тигля вверх применяется условие полной остановки подъема тигля в моменты замкнутого состояния датчика уровня расплава ( $M = \infty$ ):

$$V_{\rm p} = V_{\rm s} \cdot \frac{\rho_{\rm T}}{\rho_{\rm w}} \cdot \left[\frac{d}{D}\right]^2, \qquad (5)$$

$$V_{\rm T} = V_{\rm TM} = V_{\rm p} \cdot \left[\frac{d_{\rm max}}{d}\right]^2 = V_{\rm s} \cdot \frac{\rho_{\rm T}}{\rho_{\rm w}} \cdot \left[\frac{d_{\rm max}}{D}\right]^2, \qquad (6)$$

$$d_{\max} = d_1 \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - 1/C}}$$
, (7)

$$V_{\rm T} = \frac{V_{\rm TM}}{M} = V_{\rm p} \cdot \left[\frac{d_{\rm min}}{d}\right]^2 = V_{\rm 3} \cdot \frac{\rho_{\rm T}}{\rho_{\rm w}} \cdot \left[\frac{d_{\rm min}}{D}\right]^2, \qquad (8)$$

$$d_{\min} = d_{\max} \cdot \frac{1}{\sqrt{M}}, \qquad (9)$$

где  $V_{\rm T}$  – скорость подъема тигля;  $V_{\rm p}$  – скорость убывания расплава в тигле;  $V_{\rm 3}$  – скорость выращивания кристалла; d – текущий диаметр кристалла; D – внутренний диаметр тигля;  $\rho_{\rm T}$  – удельная плотность твердого материала;  $\rho_{\rm ж}$  – удельная плотность жидкого

материала;  $d_1$  — заданный диаметр выращиваемого кристалла на цилиндрической части;  $d_{\max}$  — максимально допустимый диаметр выращиваемого кристалла, с соблюдением которого выполняется основное условие, при котором датчик и экран сомкнутся после размыкания;  $d_{\min}$  — минимально допустимое значение диаметра кристалла, при котором соблюдается условие отставания экрана от датчика после его замкнутого состояния.

Для контактного метода измерения сигнал управления y, величина перемещения затравки  $X_{34}$  и тигля  $X_{74}$  за время оценки  $T_4$  могут быть представлены в виде выражений (10)–(14):

ŀ

$$v = X_{\rm \tiny MTH} \cdot \frac{K_{\rm y}}{A \cdot B} - \frac{X_{\rm \tiny HH}}{A}, \qquad (10)$$

$$K_{y} = B \cdot \frac{x_{\mathrm{T}} \cdot \rho_{\mathrm{m}}}{x_{\mathrm{s}} \cdot \rho_{\mathrm{T}}} \cdot \left[\frac{D}{d_{\mathrm{l}}}\right]^{2}, \qquad (11)$$

$$y = \frac{X_{\text{\tiny H311}}}{A} \cdot \left( \left[ \frac{d}{d_1} \right]^2 - 1 \right), \tag{12}$$

$$X_{_{3II}} = X_{_{H3II}} \cdot x_{_3} , \qquad (13)$$

$$X_{\rm TII} = X_{\rm MTII} \cdot x_{\rm T} , \qquad (14)$$

где A, B – коэффициенты масштабирования;  $K_y$  – уставка заданного диаметра (площади) выращиваемого кристалла;  $X_{изц}$  – перемещение затравки с дискретностью отсчета  $x_3$ ;  $X_{итц}$  – перемещение тигля с дискретностью отсчета  $x_{\tau}$ ;  $x_3$  – дискретность отсчета перемещения затравки;  $x_{\tau}$  – дискретность отсчета перемещения тигля.

Выражение (12) показывает непосредственную связь сигнала управления у с отклонением текущей площади кристалла от заданной. За время цикла оценки  $T_{\mu}$  сигнал управления у вычисляют в системе управления по выражению (10), а с помощью записи в систему управления уставки диаметра  $K_y$  на цилиндрической части выращиваемого кристалла задают площадь выращивания.

В качестве привода подъема тигля для управления скоростью подъема вверх применяют разомкнутый шаговый привод с шаговым двигателем, обеспечивающий процесс многократного изменения скорости подъема тигля по сигналу с контактного датчика уровня.

Выражения для импульсов перемещения затравки  $X_{\text{изц}}$ , тигля  $X_{\text{итц}}$  и времени  $T_{\text{ц}}$  оценки сигнала управления у можно представить в виде выражений (15), (16):

$$X_{_{\rm H3L}} = \frac{X_{_{\rm HTL}} \cdot K_{_{\rm y}}}{B} , \qquad (15)$$

$$T_{\rm u} = \frac{X_{\rm H3U} \cdot x_{\rm s}}{V_{\rm s}} = \frac{X_{\rm su}}{V_{\rm s}} = \frac{X_{\rm HTU} \cdot K_{\rm y} \cdot x_{\rm s}}{B \cdot V_{\rm s}}, \qquad (16)$$

где  $T_{\rm u}$  – период оценки сигнала управления (время отработки заданного количества импульсов  $X_{\rm итu}$  или  $X_{\rm иsu}$ ).

Примем за время оценки  $T_{\rm u}$  сигнала управления у на цилиндрической части выращиваемого кристалла время выборки заданного количества импульсов перемещения тигля  $X_{\rm ru}$  (в процессе убывания расплава в тигле) в соответствии с выражениями (17), (18):

$$X_{\tau u} = X_{3u} \cdot \frac{\rho_{\tau}}{\rho_{\star}} \cdot \left[\frac{d_1}{D}\right]^2, \qquad (17)$$

$$T_{\rm u} = \frac{X_{\rm ru}}{V_{\rm s}} \cdot \left[\frac{D}{d_{\rm l}}\right]^2.$$
(18)

Время суммарного движения t в процессе замыкания контактного датчика с замедленной скоростью и время суммарного движения с ускоренной скоростью движения тигля после размыкания датчика  $t_{,\mu}$ , а также число циклов  $K_{,\mu}$  по замыканию и размыканию датчика за период оценки сигала управления  $T_{,\mu}$  можно представить в виде выражений (19), (20):

$$t_{\mu}(d) = t \cdot \frac{\left[1 - \left(\frac{d_{\min}}{d}\right)^{2}\right]}{\left[\left(\frac{d_{\max}}{d}\right)^{2} - 1\right]},$$

$$K_{\mu} = \frac{T_{\mu}}{\left(t_{\mu} + t\right)},$$
(19)
(20)

где t – время движения тигля с замедленной скоростью  $V_{\text{тм}}/M$  после замыкания датчика за период оценки сигала управления;  $t_{\text{д}}$  – время движения тигля с ускоренной скоростью  $V_{\text{тм}}$  после размыкания датчика за период оценки сигала управления;  $K_{\text{ц}}$  – число циклов замыкания и размыкания датчика за время  $T_{\text{ц}}$ .

Точность контактного метода измерения текущей площади выращиваемого кристалла. В рассматриваемой системе управления установкой вытягивания германия применена временная диаграмма управления (рис. 5) при выращивании цилиндрической части кристалла, состоящая в том, что в системе управления в момент замыкания контактного датчика необходимо выдержать программную паузу  $\tau$  замкнутого и последующую паузу  $\tau$  разомкнутого состояния датчика уровня. В моменты пауз величиной  $\tau$  состояние контактного датчика системой управления не анализируется, и управление подъемом тигля происходит с замедленной и ускоренной скоростью подъема тигля в моменты «условно замкнутого» и «условно разомкнутого» состояний датчика уровня.

После выдержки двух пауз происходит анализ условий замыкания датчика уровня расплава и управление приводом перемещения тигля вверх.

Данное управление повышает помехозащищенность метода вычисления текущей площади на цилиндрической части выращиваемого кристалла за счет отсутствия реакции системы на срабатывания контактного датчика в моменты двух пауз.

Величина размыкания уровня расплава на цилиндрической части выращиваемого кристалла  $L_p$  задается в пределах 2 мкм. Время паузы т и время  $t_{дм}(d)$  замыкания датчика (после двух пауз) можно представить в виде выражений (21), (22) при условии размыкания датчика расплава на величину  $L_p$ :

$$\tau = \frac{L_{\rm p} \cdot T_{\rm u}}{X_{\rm ru} \cdot \left[ \left( \frac{d_{\rm max}}{d_{\rm l}} \right)^2 - 1 \right]}, \qquad (21)$$
$$t_{\rm gm}(d) = \tau \cdot \frac{\left[ 1 - \left( \frac{d_{\rm min}}{d} \right)^2 \right]}{\left[ \left( \frac{d_{\rm max}}{d} \right)^2 - 1 \right]} - \tau, \qquad (22)$$

где т – время движения тигля с замедленной скоростью  $V_{\text{тм}}/M$  после замыкания датчика (при убывании расплава на величину  $L_{\rm p}$ );  $t_{\rm дм}(d)$  – время движения тигля с ускоренной скоростью  $V_{\rm тм}$  после выдержки двух пауз т до замыкания датчика.

Число циклов  $K_{\mu}$  по замыканию и размыканию датчика за период оценки сигала управления  $T_{\mu}$  можно представить в виде выражения (23):

$$K_{\mu} = \frac{T_{\mu}}{\left(t_{\mu M}(d) + \tau \cdot 2\right)}, \qquad (23)$$

где  $K_{\rm u}$  – число циклов замыкания и размыкания датчика за время  $T_{\rm u}$ .

Число замыканий контактного датчика  $K_{\rm u}$  за период оценки  $T_{\rm u}$  должно находиться в пределах 5–10, при этом необходимо обеспечить условие постоянного вращения графитового экрана в течение всего технологического процесса за счет наличия легкой выпадающей графитовой иголки на конце датчика (см. рис. 3), имеющей фиксированное нижнее положение. Временная диаграмма работы привода подъема тигля с учетом выдержки двух пауз после замыкания датчика уровня представлена на рис. 6. По выражению (12) можно оценить величину вычисляемого сигнала управления *у*, представленную графически на рис. 7.

Погрешность *r* в вычислении сигнала управления в зависимости от точности стабилизации уровня расплава в тигле можно представить в виде выражения, которое графически представлено на рис. 8:

$$r = \frac{x \cdot \rho_{\star}}{x_{3} \cdot \rho_{\tau}} \cdot \left[\frac{D}{d_{1}}\right]^{2}, \qquad (24)$$

где *r* – погрешность в вычислении сигнала управления за цикл измерения; *x* – точность стабилизации уровня расплава в тигле.



Рис. 5. Временная диаграмма работы датчика уровня: *H* – работа контактного датчика уровня (*P* – датчик разомкнут)



Рис. 6. Диаграмма изменения скорости подъема тигля  $V_{\tau}$ :  $x_{\tau} = 0,0266$  мкм;  $x_{3} = 0,0216$  мкм;  $d_{1} = 100$  мм; D = 300 мм; d = 105 мм;  $V_{3} = 0,0083$  мм/с; C = 4; M = 4;  $L_{p} = 2$  мкм;  $X_{3q} = 1000$  мкм;  $\rho_{\tau} = 5,35$  г/см<sup>2</sup>;  $\rho_{\#} = 5,57$  г/см<sup>2</sup>

Fig. 6. Diagram of the change in the crucible lift rate  $V_{\rm T}$ :

 $x_{\rm T} = 0,0266 \ \mu{\rm m}; x_{\rm 3} = 0,0216 \ \mu{\rm m}; d_1 = 100 \ {\rm mm}; D = 300 \ {\rm mm}; d = 105 \ {\rm mm}; V_{\rm 3} = 0,0083 \ {\rm mm/s}; C = 4; M = 4; L_p = 2 \ \mu{\rm m}; X_{\rm 3u} = 1000 \ \mu{\rm m}; \rho_{\rm T} = 5,35 \ {\rm g/cm}^2; \rho_{\rm m} = 5,57 \ {\rm g/cm}^2$ 

Fig. 5. Timing diagram of the level sensor: H – operation of the contact level sensor (P – sensor open)



Рис. 7. Зависимость сигнала управления *у* от отклонения текущего диаметра *d* от заданного  $d_1$  при  $d_1 = 100$  мм,  $x_3 = 0,02127$  мкм,  $X_{311} = 1000$  мкм, A = 1

Fig. 7. Dependence of control signal y on deviation of the current diameter d from the given  $d_1$  with:  $d_1 = 100$  mm;  $x_3 = 0,02127$  µm;  $X_{3u} = 1000$  µm; A = 1



Рис. 8. Погрешность сигнала управления *r* в зависимости от точности стабилизации уровня расплава в тигле *x* при  $x_3 = 0,0216$  мкм,  $d_1 = 100$  мм, D = 300 мм, A = 1,  $\rho_{\rm T} = 5,35$  г/см<sup>2</sup>,  $\rho_{\rm M} = 5,57$  г/см<sup>2</sup>

Fig. 8. The error of the control signal r, depending on the accuracy of stabilization of the melt level in the crucible x with:  $x_3 = 0,0216 \text{ }\mu\text{m}; d_1 = 100 \text{ }\text{mm}; D = 300 \text{ }\text{mm}; A = 1; \rho_{\text{r}} = 5,35 \text{ g/cm}^2; \rho_{\text{*}} = 5,57 \text{ g/cm}^2$ 



Рис. 9. Временная зависимость ошибки регулирования fпри  $x_{\rm T} = 0,0266$  мкм,  $x_3 = 0,0216$  мкм,  $A_{\rm T} = 0,2$  мкм,  $A_3 = 0,2$  мкм,  $d_1 = 100$  мм, D = 300 мм,  $H_{\rm T} = 2$  мм,  $H_3 = 4$  мм,  $\phi_{\rm T} = \pi/2$  рад,  $\phi_3 = \pi/8$  рад,  $V_3 = 0,0166$  мм/с

Fig. 9. Time dependence of the control error *f*: for  $x_{\rm T} = 0.0266 \ \mu{\rm m}$ ;  $x_3 = 0.0216 \ \mu{\rm m}$ ;  $A_{\rm T} = 0.2 \ \mu{\rm m}$ ;  $A_3 = 0.2 \ \mu{\rm m}$ ;  $d_1 = 100 \ \rm{mm}$ ;  $D = 300 \ \rm{mm}$ ;  $H_{\rm T} = 2 \ \rm{mm}$ ;  $H_3 = 4 \ \rm{mm}$ ;  $\varphi_{\rm T} = \pi/2 \ \rm{rad}$ ;  $\varphi_3 = \pi/8 \ \rm{rad}$ ;  $V_3 = 0.0166 \ \rm{mm/s}$ 

При коэффициенте A = 1, исходя из выражений (10)–(14), сигнал управления y, величину перемещения затравки  $X_{3ii}$  и тигля  $X_{Tii}$  за время оценки  $T_{ii}$  можно представить в виде выражений

$$y = \frac{X_{\tau u} \cdot \frac{\rho_{\star}}{\rho_{\tau}} \cdot \left[\frac{D}{d_1}\right]^2 - X_{3u}}{x_3}, \qquad (25)$$

$$X_{_{3\mathfrak{u}}} = V_{_3} \cdot T_{_{\mathfrak{u}}} + A_{_3} \cdot \sin\left(\frac{V_{_3} \cdot t}{H_{_3}} + \varphi_{_3}\right), \qquad (26)$$

$$X_{\mathrm{ru}} = V_{\mathrm{s}} \cdot T_{\mathrm{u}} \cdot \left[\frac{d_{\mathrm{l}}}{D}\right]^{2} + A_{\mathrm{r}} \cdot \sin\left(\left[\frac{d_{\mathrm{l}}}{D}\right]^{2} \cdot \frac{V_{\mathrm{s}} \cdot t}{H_{\mathrm{r}}} + \varphi_{\mathrm{r}}\right), \quad (27)$$

где  $A_{\rm T}$  – амплитуда помехи по перемещению тигля, мкм;  $A_3$  – амплитуда помехи по перемещению затравки, мкм;  $V_3$  – скорость выращивания кристалла, мм/с;  $H_{\rm T}$  – шаг винтовой пары по перемещению тигля, мк;  $H_3$  – шаг винтовой пары по перемещению затравки, мм;  $\phi_{\rm T}$  – угол смещения помехи по тиглю, рад;  $\phi_3$  – угол смещения помехи по затравке, рад; t – время процесса вытягивания, с.

Синусоидальные члены в выражениях (26), (27) учитывают ошибки, возникающие в трапецеидальных винтовых парах с периодичностью шага винта, для систем управления перемещением штока затравки и тигля без обратной связи, что в свою очередь создает в системах по перемещению помеху в сигнале управления *f*, которая на основе выражений (26), (27) примет вид

$$f = \frac{\rho_{\pi}}{\rho_{\tau}} \cdot \left[\frac{D}{d_{1}}\right]^{2} \cdot \left[\frac{A_{\tau}}{x_{3}}\right] \cdot \sin\left(\left[\frac{d_{1}}{D}\right]^{2} \cdot \frac{V_{3} \cdot t}{H_{\tau}} + \varphi_{\tau}\right) - \left[\frac{A_{3}}{x_{3}}\right] \cdot \sin\left(\frac{V_{3} \cdot t}{H_{3}} + \varphi_{3}\right).$$
(28)

Временная зависимость ошибки f приведена на рис. 9, она хорошо согласуется с графиком ошибки измерения, полученным при работе промышленной установки на рис. 10. Ошибка f соответствует неточности изготовления винтовой передачи в пределах шага винтовых пар трапецеидальной формы и обусловлена неточностью стабилизации уровня расплава. На рис. 10 видно, что ошибка f имеет сложный периодический вид.

Так как в реальном процессе выращивания фаза сигналов ошибки  $\phi_{\rm T}$  и  $\phi_{\rm 3}$  носит случайный характер, то учесть и компенсировать данную ошибку на основе проверки и тестирования установки вытягивания программными средствами оказалось невозможным.

Уменьшение погрешности *f* возможно за счет применения прецизионных шариковых винтовых передач или установки в качестве отсчета перемещений на установке выращивания кристаллов по координатам перемещения затравки и тигля фотосчитывающих оптических линеек с дискретностью отсчета 0,1 мкм, что является наиболее приемлемым вариантом.


Рис. 10. График изменения сигнала управления у (d\_Diametra)

Fig. 10. Control signal change graph *y* (d\_Diametra)

Для устранения ошибки из-за точности стабилизации уровня расплава в тигле *r* предлагается следующий программный алгоритм работы:

1. За время оценки  $T_{\rm ц}$  сигнала управления y на цилиндрической части выращиваемого кристалла берется время выборки заданного количества импульсов перемещения тигля  $X_{\rm ru}$ .

2. Начинается вычисление времени оценки  $T_{ii}$  сигнала управления *у* в момент замыкания датчика расплава.

3. Заканчивается вычисление времени оценки  $T_{\rm u}$  сигнала управления у в момент замыкания датчика расплава при условии выборки заданного количества импульсов перемещения тигля  $X_{\rm ru}$ .

4. Время оценки  $T_{\rm u}$  сигнала управления *у* в предыдущем цикле управления используется в текущем цикле для вычисления паузы замыкания по выражению (21).

Все это позволяет свести погрешность *r* в сигнале управления *y* до величины порядка 100–150 ед.

Заключение. Для кристаллов, выращиваемых из жидкого расплава по способу Чохральского при контроле текущей площади кристалла на основе контактного метода измерения определены основные требования для обеспечения точности измерения текущей площади кристалла на цилиндрической части выращиваемого кристалла. В системе управления по координатам перемещения кристалла и тигля необходимо применять фотосчитывающие оптические линейки с дискретностью отсчета 0,1 мкм для отсчета величины перемещений за время цикла оценки.

Для устранения ошибки из-за точности стабилизации уровня расплава в тигле предлагается новый программный алгоритм работы установки выращивания кристаллов. За время оценки  $T_{\rm u}$  сигнала управления у

на цилиндрической части выращиваемого кристалла принимается время выборки заданного количества импульсов перемещения тигля Х<sub>тц</sub>. Начинается вычисление времени оценки Т<sub>ц</sub> сигнала управления у в момент замыкания датчика расплава, заканчивается вычисление времени оценки Т<sub>ц</sub> сигнала управления у в момент замыкания датчика расплава при условии выборки заданного количества импульсов перемещения тигля  $X_{\text{тц}}$ . Время оценки  $T_{\text{ц}}$  сигнала управления у в предыдущем цикле управления используется в текущем цикле для вычисления паузы замыкания как части времени оценки Т<sub>ц</sub>. В системе управления в момент замыкания контактного датчика выдерживается пауза замкнутого и последующая такая же пауза разомкнутого состояния датчика уровня. В моменты пауз состояние контактного датчика системой управления не анализируется, и управление подъемом тигля происходит с замедленной и ускоренной скоростью подъема тигля в моменты «условно замкнутого» и «условно разомкнутого» состояний датчика уровня. Все это обеспечивает в данной системе управления точность измерения текущей площади кристалла на цилиндрической части величиной не хуже 1 %.

## Библиографические ссылки

1. Schmidt F., Voszka R. Phantom controlled automatic Czochralski growth appparatuss // Crystal Research and Technology. 1981. Vol. 10, № 11. P. 127–128.

2. Пат. 2337169 Федеративная Республика Германия, МКИ ВО 1 J 17/18. 1974.

3. Пат. 2128250 Российская Федерация, МПК С 30 В 15/20, 15/22, 15/26. Способ управления процессом выращивания монокристаллов германия из расплава и устройство для его осуществления / Саханский С. П.,

Подкопаев О. И., Петрик В. Ф. Заявл. 16.01.97, опубл. 27.03.99, Бюл. № 9.

4. Пат. 2184803 Российская Федерация, МПК С 30 В 15/20, 15/22, 15/12 29/08. Способ управления процессом выращивания монокристаллов германия из расплава и устройство для его осуществления / Саханский С. П., Подкопаев О. И., Петрик В. Ф., Лаптенок В. Д. Заявл. 12.11.99, опубл. 10.07.02, Бюл. № 19.

5. Саханский С. П. Управление формой полупроводниковых кристаллов при выращивании по способу Чохральского // Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии. 2014. № 7(1). С. 20–31.

6. Саханский С. П., Подкопаев О. И., Лаптенок В. Д. Способ управления процессом выращивания монокристаллов германия из расплава // Перспективные материалы, технологии, конструкции и экономика : сб. науч. тр. / под. ред. В. В. Стацуры ; ГАЦМиЗ. Красноярск, 2000. Вып. 6. С. 391–393.

7. Саханский С. П. Оценка точности управления на базе «улучшенного контактного метода» управления выращиванием монокристаллов германия из расплава по способу Чохральского // Решетневские чтения : материалы 4 Всерос. научн. конф., проводимой в составе 2-го Междунар. Сибир. авиац.-космич. салона «САКС-2002» (11–14 нояб. 2002, г, Красноярск) ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2002. С. 68–71.

8. Саханский С. П., Лаптенок В. Д. Особенности конструирования датчиков положения уровня расплава для германия // Перспективные материалы, технологии, конструкции, экономика : сб. науч. тр. под общ. ред. В. В. Стацуры ; ГУЦМиЗ. Красноярск, 2005. Вып. 11. С. 169–170.

9. Саханский С. П. Лаптенок В. Д. Совмещение системы управления выращиванием монокристаллов германия на основе контактного метода измерения диаметра и одновременного вытягивания монокристалла из фильеры способом Степанова // Вестник СибГАУ, 2005. Вып. 6. С. 246–247.

10. Саханский С. П. Основные математические соотношения контактного метода управления выращиванием монокристаллов по способу Чохральского // Вестник СибГАУ 2005. Вып. 7. С. 85–88.

11. Саханский С. П. Лаптенок В. Д. Определение величины коррекции сигнала управления по диаметру, от изменения высоты столбика мениска кристалла, при контактном методе управления выращиванием монокристаллов способом Чохральского // Вестник СибГАУ, 2005. Вып. 7. С. 89–90.

12. Саханский С. П. Определение величины колебания расплава и чувствительности при контактном методе управления выращиванием монокристаллов по способу Чохральского // Вестник СибГАУ, 2006. Вып. 1(8). С. 103–104.

13. Саханский С. П. Погрешность контактного метода измерения текущей площади выращиваемого монокристалла германия // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2009. № 2. С. 43–46.

14. Саханский С. П. Измерение площади монокристалла в системе автоматического управления выра-

щиванием германия // Мехатроника. Автоматизация. Управление. 2008. № 8. С. 44–48.

15. Саханский С. П. Установка выращивания монокристаллов германия на основе контактного метода измерения // Вестник Самарского государственного университета им. акад. С. П. Королева / Самарский гос. аэрокосмич. ун-т. Самара, 2008. Вып. 2. С. 100–105.

16. Саханский С. П. Измерение и управление площадью кристалла на установке вытягивания германия // Вестник СибГАУ, 2008. Вып. 1(18). С. 148–150.

17. Саханский С. П. Управление процессом выращивания монокристаллов германия : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2008. 104 с.

18. Саханский С. П. Измерение площади кристаллов, выращиваемых из жидкого расплава по способу Чохральского, на основе управления условиями замыкания контактного датчика уровня расплава // Журнал Сибирского федерального университета. Техника и технологии. 2015. № 7(8). С. 835–850.

## References

1. Schmidt F., Voszka R. Phantom controlled automatic Czochralski growth appparatuss. *Crystal Research and Technology*. 1981, Vol. 10, No. 11, P. 127–128.

2. Pat. 2337169. Federal Republic of Germany, ICI B01 J17/18-1974.

3. Sahansky S. P., Podkopaev O. I., Petrik V. F. Sposob upravleniya protsessom vyrashchivaniya monokristallov germaniya iz rasplava i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya [A method for controlling the process of growing single crystals of germanium from the melt, and a device for its implementation]. Patent RF, no. 2128250, 1997.

4. Sahansky S. P., Podkopaev O. I., Petrik V. F., Laptenok V. D. *Sposob upravleniya protsessom vyrashchivaniya monokristallov germaniya iz rasplava i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [A method for controlling the process of growing single crystals of germanium from the melt, and a device for its implementation]. Patent RF, no. 2184803, 1999.

5. Sakhanskiy S. P. [Controlling the shape of semiconductor crystals when grown according to the Czochralski method]. *J/Sib. Fed. Univ. Eng., Technol.* 2014, Vol. 7, No. 1, P. 20–31 (In Russ.).

6. Sakhanskiy S. P. [Method for controlling the growth of germanium single crystals from a melt]. *Perspektivnye materialy, tekhnologii, konstruktsii i ekonomika : sb. nauchn. tr.; pod. red. V. V. Statsury GATsMiZ* [Perspective Materials, Technologies, Constructions and Economics: Sat. scientific. tr.; under. Ed. V. V. Statsura; GATSMiZ]. 2000, Iss. 6, P. 391–393. (In Russ.).

7. Sakhanskiy S. P. [Estimation of the accuracy of control based on the "improved contact method" for controlling the germanium germanium growth from a melt by the Czochralski method]. *Mat. 4 Vseros. nauchn. konf. "Reshetnevskie chteniya" (11–14 noyabrya 2002 g, Krasnoyarsk)* [Math. 4 Vseros. scientific. Conf "Reshetnev's readings" (November 11–14, 2002, Krasnoyarsk). Krasnoyarsk, 2002, p. 68–71 (In Russ.).

8. Sakhanskiy S. P. [Features of designing melt level position sensors for germanium] *Perspektivnye materialy, tekhnologii, konstruktsii, ekonomika. Sb. nauchn. tr., pod obshch. red. V. V. Statsury; GATsMiZ* [Perspective materials, technologies, constructions, economy. Coll. scientific. Ed. V. V. Statsura, GATSMiZ. 2005, Iss. 11, P. 169–170.

9. Sakhanskiy S. P. [The combination of a control system for growing germanium single crystals on the basis of a contact method for measuring the diameter and simultaneous drawing of a single crystal from a spinneret by the Stepanov method]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 6, P. 246–247 (In Russ.).

10. Sakhanskiy S. P. [Basic mathematical relationships of the contact method for controlling the growth of single crystals by the Czochralski method]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 7, P. 85–88 (In Russ.).

11. Sakhanskiy S. P. [Determination of the correction value of the control signal by diameter, from the change in the height of the column of the meniscus of the crystal, with the contact method for controlling the growth of single crystals by the Czochralski method]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 7, P. 89–90 (In Russ.).

12. Sakhanskiy S. P. [Determination of the magnitude of the melt fluctuation and sensitivity with a contact method for controlling the growth of single crystals by the Czochralski method]. *Vestnik SibGAU*. 2006, No. 1 (8), P. 103–104 (In Russ.).

13. Sakhanskiy S. P. [The error in the contact method for measuring the current area of the grown germanium single crystal]. *Pribory i sistemy*. *Upravlenie*. *Kontrol'*. *Diagnostika*. 2009, No. 2, P. 43–46 (In Russ.).

14. Sakhanskiy S. P. [Measurement of the area of a single crystal in the system for automatic control of germanium germination.]. *Mekhatronika. Avtomatizatsiya. Upravlenie.* 2008, No. 8, P. 44–48 (In Russ.).

15. Sakhanskiy S. P. [Plant for growing germanium single crystals on the basis of the contact method of measurement]. Bulletin of the Samara State University. acad. S. P. Korolev. 2008, Iss. 2, P. 100–105 (In Russ.).

16. Sakhanskiy S. P. [Measurement and control of the crystal area on a germanium stretch unit]. *Vestnik SibGAU*. 2008, Vol. 1, No. 18, P. 148–150 (In Russ.).

17. Sakhanskiy S. P. Upravlenie protsessom vyrashchivaniya monokristallov germaniya: monografiya [Management process of growing single crystals of germanium: monograph]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2008, 104 p.

18. Sakhanskiy S. P. [Measurement of the area of crystals grown from a liquid melt by the Czochralski method, based on the control of the conditions for closing the contact melt level sensor]. *J/Sib. Fed. Univ. Eng., Technol.* 2015, Vol. 7, No. 8, P. 835–850.

© Саханский С. П., Юленков С. Е., 2018

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акзигитов Артур Ревович – старший преподаватель кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: aakzigitov88@mail.ru.

Безбородов Юрий Николаевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой топливообеспечения и горюче-смазочных материалов, Институт нефти и газа, Сибирский федеральный университет. Тел. 8-902-982-04-88.

Белов Дмитрий Константинович – студент, Сибирский федеральный университет. E-mail: white94@inbox.ru.

Беляев Евгений Николаевич – кандидат технических наук, доцент кафедры ракетных двигателей, факультет двигателей летательных аппаратов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: belyaev72@rambler.ru.

Бурков Сергей Иванович – доктор физико-математических наук, доцент, профессор, Институт инженерной физики и радиоэлектроники, Сибирский федеральный университет. E-mail: sburkov@sfu-kras.ru.

**Вахнин Алексей Валерьевич** – студент 2 курса магистратуры, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. Е-mail: alexeyvah@gmail.com.

**Волков Дмитрий Викторович** – начальник сектора, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

Воробьев Алексей Геннадиевич – кандидат технических наук, доцент кафедры ракетных двигателей, факультет двигателей летательных аппаратов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: formula1 av@mail.ru.

Ганжа Владимир Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры топливообеспечения и горюче-смазочных материалов, Институт нефти и газа, Сибирский федеральный университет. E-mail: vladimirganzha@yandex.ru.

**Герасимова Дарья Сергеевна** – аспирант, инженер, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: wolhidka@mail.ru.

**Гришанов Александр Николаевич** – соискатель кафедры прочности летательных аппаратов, Новосибирский государственный технический университет. E-mail: a\_grishanov@ngs.ru.

Делков Александр Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

**Ермошкин Юрий Михайлович** – кандидат технических наук, доцент, начальник лаборатории, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Ефимова Антонина Николаевна – старший преподаватель кафедры иностранных языков, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: efimova.antonina2012@yandex.ru.

**Зимин Иван Иванович** – инженер-конструктор 2 категории, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: i.zimin@iss-reshetnev.ru.

Золотова Ольга Павловна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры технической физики, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: zolotova@sibsau.ru.

**Иванов Виктор Андреевич** – ассистент кафедры прикладной механики, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

Исаев Сергей Владиславович – кандидат технических наук, доцент, заместитель директора по научной работе, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: Si@icm.krasn.ru.

Исаева Ольга Сергеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук»; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: isaeva@icm.krasn.ru.

Кацура Александр Владимирович – кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационного комплекса, Сибирский университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru.

Кишкин Александр Анатольевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: spsp99@mail.ru.

Колдырев Андрей Юрьевич – младший научный сотрудник, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук»; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: raventus@icm.krasn.ru.

Корнет Мария Евгеньевна – соискатель кафедры системного анализа и исследования операций, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: marya.kornet@gmail.com. Кулясов Никита Владимирович – программист, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: razor@icm.krasn.ru.

Лопатин Александр Витальевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой компьютерного моделирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lopatin@krasmail.ru.

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

**Мусин Руслан Монирович** – студент кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

**Ноженкова Людмила Федоровна** – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом прикладной информатики, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН»; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: expert@icm.krasn.ru.

Палухин Александр Александрович – магистрант, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: joke41294@yandex.ru.

**Писарев Никита Сергеевич** – студент кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nike0996@gmail.com.

Платов Илья Вячеславович – кандидат технических наук, инженер-конструктор, АО «Научнопроизводственное объединение имени С. А. Лавочкина». E-mail: aia@laspace.ru.

**Расторгуев Геннадий Иванович** – доктор технических наук, профессор, первый проректор, Новосибирский государственный технический университет. E-mail: rastorguev@ adm.nstu.ru.

Рутковская Марина Александровна – старший преподаватель кафедры компьютерного моделирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: marina\_a\_b@mail.ru.

Сатышев Антон Сергеевич – старший преподаватель кафедры топливообеспечения и горюче-смазочных материалов; Институт нефти и газа, Сибирский федеральный университет. E-mail: satushev@gmail.com.

Саханский Сергей Павлович – доктор технических наук, профессор кафедры информационноуправляющих систем, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Sahanskiy@yandex.ru.

Саяпин Александр Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры прикладной математики, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: alstutor@gmail.com.

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

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

Симонов Александр Владимирович – кандидат технических наук, ведущий математик, АО «Научнопроизводственное объединение имени С. А. Лавочкина». E-mail: alex.simonov@laspace.ru.

Сопов Евгений Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный университет науки и технологии имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

Стаценко Николай Иванович – студент кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: stacenkoni@mail.ru.

**Танасиенко Федор Владимирович** – аспирант кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: prometey 86@mail.ru.

**Терешина Алина Витальевна** – магистрант кафедры интеллектуальных систем управления, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: tereali09@mail.ru.

Филюшина Елена Владимировна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры информационных экономических систем, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: filyushina@sibsau.ru.

**Чеботарев Виктор Евдокимович** – доктор технических наук, доцент, ведущий инженер, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: cheb1940@yandex.ru.

Шевченко Юлия Николаевна – заведующий лабораторией кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Шишкина Анастасия Васильевна – студентка, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: nastya.shishkina9666@mail.ru.

Юленков Святослав Евгеньевич – аспирант, специалист по учебно-методической работе, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. Е-mail: yulenkov\_se@sibsau.ru.

**Якимов Евгений Николаевич**: – начальник отделения, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: Yen@iss-reshetnev.ru.

**Ярещенко Дарья Игоревна** – старший преподаватель кафедры интеллектуальные системы управления, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail:YareshenkoDI@yandex.ru.

## **INFORMATION ABOUT THE AUTHORS**

Akzigitov Artur Revovich – senior teacher, lecturer, Department of Technical operation of aircraft electric systems and aircraft navigation systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: aakzigitov88@mail.ru.

**Belayev Evgenyi Nikolaevich** – Cand. Sc., Docent, Department of Rocket engines, Faculty of Aircraft engines, Moscow Aviation Institute (National research university). E-mail: belyaev72@rambler.ru.

Belov Dmitriy Konstantinovich – student of Siberian Federal University. E-mail: white94@inbox.ru.

**Bezborodov Yurii Nikolaevich** – Dr. Sc., professor, head of Department of Fuel supply and combustibles, School of Petroleum and Natural Gas Engineering, Siberian Federal University.

**Burkov Sergey Ivanovich** – Dr. Sc., Docent, professor, Institute of Engineering Physics and Radio Electronics, Siberian Federal University. E-mail: sburkov@sfu-kras.ru.

**Chebotarev Viktor Evdokimovich** – Dr. Sc., Docent, leading engineer, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: cheb1940@yandex.ru.

**Delkov Aleksandr Viktorovich** – Cand. Sc., Docent, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Efimova Antonina Nikolaevna – senior teacher, Foreign languages department, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: efimova.antonina2012@yandex.ru.

**Filyushina Elena Vladimirovna** – Cand. Sc., Docent, Department of Information Economic Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: filyushina@sibsau.ru.

**Ganzha Vladimir Aleksandrovich** – Cand. Sc., Docent, Department of Fuel supply and combustibles, School of Petroleum and Natural Gas Engineering, Siberian Federal University. E-mail: vladimirganzha@yandex.ru.

Gerasimova Darya Sergeevna – postgraduate student, engineer, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: wolhidka@mail.ru.

**Grishanov** Alexander Nicolaevich – applicant of Department of Aircraft strength, Novosibirsk State Technical University. E-mail: a\_grishanov@ngs.ru.

Isayev Sergey Vladislavovich – Cand. Sc., Docent, Deputy Director for Research, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: si@icm.krasn.ru.

Isaeva Olga Sergeevna – Cand. Sc., Docent, senior research fellow, Krasnoyarsk Science Center SB RAS, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: isaeva@icm.krasn.ru.

**Ivanov Viktor Andreevich** – assistant, Department of Applied mechanics, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

**Katsura Alexander Vladimirovich** – Cand. Sc., professor, head of Department of Technical operation of aircraft electric systems and aircraft navigation systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru.

**Kishkin Alexander Anatolievich** – Dr. Sc., professor, head of Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: spsp99@mail.ru.

Koldyrev Andrey Yurevich – junior research fellow, Krasnoyarsk Science Center SB RAS, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: raventus@gmail.com.

Kornet Marya Evgenevna – applicant of Department of System and operation analysis, Institute of Informatics and Telecommunications, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: marya.kornet@gmail.com.

Kulyasov Nikita Vladimirovich – programmer, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: razor@icm.krasn.ru.

**Lopatin Alexander Vitalevich** – Dr. Sc., professor, Head of Department of Computational Modelling, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: lopatin@krasmail.ru.

**Matveev Aleksandr Danilovich** – Cand. Sc., Docent, senior research fellow, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: mtv241@ mail.ru.

**Musin Ruslan Monirovich** – postgraduate student, Department of Technical operation of aircraft electric systems and aircraft navigation systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

**Nozhenkova Ludmila Fedorovna** – Dr. Sc., professor, head of Department of Applied Informatics, Krasnoyarsk Science Center SB RAS, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: expert@icm.krasn.ru.

**Palukhin Alexander Alexandrovich** – Master's degree student, engineer, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: joke41294@yandex.ru.

**Pisarev Nikita Sergeyevich** – student, Department of Technical operation of aircraft electric systems and aircraft navigation systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nike0996@gmail.com.

Platov Ilya Vyacheslavovich – Cand. Sc., design engineer, Lavochkin Association. E-mail: aia@laspace.ru.

**Rastorguev Gennadii Ivanovich** – Dr. Sc., professor, First Vice-rector, Novosibirsk State Technical University. E-mail: rastorguev@adm.nstu.ru.

**Rutkovskaya Marina Alexandrovna** – senior teacher, Department of Computational Modelling, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: marina a b@mail.ru.

Sakhanskiy Sergei Pavlovich – Dr. Sc., professor, Department of Information and control system, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: Sahanskiy@yandex.ru.

**Satyshev Anton Sergeevich** – senior teacher, Department of Fuel supply and combustibles, School of Petroleum and Natural Gas Engineering, Siberian Federal University. E-mail: satushev@gmail.com.

**Sayapin Alexander Vladimirovich** – Cand. Sc., Docent, Department of Applied Mathematics, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: alstutor@gmail.com.

**Senashov Sergey Ivanovich** – Dr. Sc., professor, head of Department of Information Economic Systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sen@sibsau.ru.

**Senashov Vladimir Ivanovich** – Dr. Sc., professor, leading scientific worker, Institute of Computational Modelling SB RAS. E-mail: sen1112home@mail.ru.

**Shevchenko Yulia Nikolaevna** – head of the laboratory, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Shishkina Anastasia Vasiljevna – student, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: nastya.shishkina9666@mail.ru.

Simonov Alexander Vladimorovich – Cand. Sc., leading mathematican, Lavochkin Association. E-mail: alex.simonov@laspace.ru.

**Sopov Evgenii Aleksandrovich** – Cand. Sc., Docent, Docent of Department of System analysis and operations research, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

**Statsenko Nikolay Ivanovich** – student, Department of Technical operation of aircraft electric systems and aircraft navigation systems, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: stacenkoni@mail.ru.

**Tanasienko Fedor Vladimirovich** – postgraduate student, Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: prometey\_86@mail.ru.

**Tereshina Alina Vitalievna** – Master's Degree student, Department of Intellectual Control Systems, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: tereali09@mail.ru.

Vakhnin Alexey Valeryevich – Master's Degree student, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: alexeyvah@gmail.com.

**Volkov Dmitry Viktorovich** – head of Propulsion sector, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

**Vorobyev Alexey Gennadievich** – Cand. Sc., Docent, Department of Rocket engines, Faculty of Aircraft engines, Moscow Aviation Institute (National research university). E-mail: formula1 av@mail.ru.

Yakimov Evgeny Nikolaevich – head of Attitude control and propulsion division, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: Yen@iss-reshetnev.ru.

**Yareshenko Darya Igorevna** – senior teacher, Department of Intelligent Control Systems, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: YareshenkoDI@yandex.ru.

**Yermoshkin Yury Mikhaylovich** – Cand. Sc., Docent, head of Propulsion department, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

**Yulenkov Svyatoslav Evgenievich** – postgraduate student, specialist in teaching and methodical work, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: yulenkov\_se@sibsau.ru.

**Zimin Ivan Ivanovich** – design engineer of the 2nd category, JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems". E-mail: i.zimin@iss-reshetnev.ru.

Zolotova Olga Pavlovna – Cand. Sc., Docent, Department of Technical Physics, Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: zolotova@sibsau.ru.