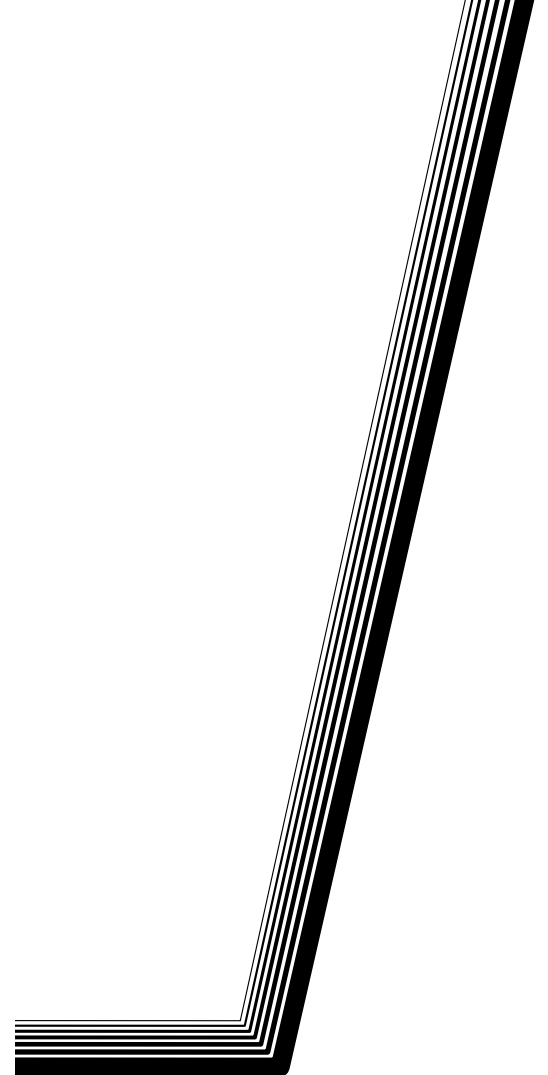


СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ



Том 20, № 3

Красноярск 2019

СИБИРСКИЙ ЖУРНАЛ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Том 20, № 3

Главный редактор

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

Заместители главного редактора

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

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

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

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

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

Лаптенков 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 (АО «ИСС»)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

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

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

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

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

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

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

Краус И., профессор (Прага, Чехия)

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

Лю Т., профессор (Пекин, Китай)

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

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

Павера Р., доцент (Братислава, Словакия)

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

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

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

Чжанг Ш., доктор (Тяньцзинь, Китай)

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

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

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

SIBERIAN JOURNAL OF SCIENCE AND TECHNOLOGY

Vol. 20, No 3

Chief Editor:

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

Deputy Chief Editors

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

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

EDITORIAL BOARD

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

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

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

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)

Chebotaiev 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 научным специальностям:

05.07.02 Проектирование конструкции и производство летательных аппаратов (технические);

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

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

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

05.13.11 Математическое и программное обеспечение вычислительных машин, комплексов и компьютерных сетей (технические).

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:

1 раздел. Информатика, вычислительная техника и управление.

2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.

3 раздел. Технологические процессы и материалы.

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

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

При перепечатке или цитировании материалов из журнала «Сибирский 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, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31, П-416. Тел./ факс (391)291-90-19

E-mail: vestnik@sibsau.ru

Редактор Н. Н. ГОЛОСКОКОВА

Ответственный редактор английского текста
М. В. САВЕЛЬЕВА

Оригинал-макет и верстка М. А. СВЕТЛАКОВОЙ

Подписано в печать 25.09.2019. Формат 70×108/16.

Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 14,0.

Уч.-изд. л. 18,6. Тираж 1000 экз. Заказ 2888. С 245/19.

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: 11.11.2019. 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 akademika 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:

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

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

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

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

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

Each issue consists of three parts:

Part 1. Informatics, computer technology and management.

Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.

Part 3. Technological Processes and Material Science.

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

The journal is published four times a year.

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

Siberian 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 N. N. GOLOSKOKOVA

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

Signed (for printing): 25.09.2019. Format 70×108/16.

Offset Paper. Print flat. 14.0. Published sheets 18.6.

1000 copies. Order 2888. С 245/19.

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: 11.11.2019. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

Тестоедов Н. А., Головёнкин Е. Н., Филюшин А. П., Халиманович В. И. 60 лет на космической трассе. АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» на службе космосу и государству российскому	297
--	-----

РАЗДЕЛ 1. ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Митрофанов С. А., Семенкин Е. С. Дифференциальная эволюция в алгоритме обучения деревьев принятия решений	312
Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Черепанова О. Н. Системный анализ динамических задач анизотропной теории пластичности	320
Цавнин А. В., Ефимов С. В., Замятин С. В. Построение внешней границы области локализации полюсов передаточной функции с интервально-заданными параметрами	327

РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Деревянко В. А., Макуха А. В. Измерение распределения температуры с помощью трехпроводной системы датчиков на основе термисторов	334
Махалов Д. А., Никитина М. П., Усиков С. Б., Манойло А. В. Телеметрическое обеспечение оперативного контроля полёта ракет и разгонных блоков с использованием спутникового контура управления	344
Платов И. В., Симонов А. В., Воробьев А. Л., Гордиенко Е. С. Разработка конструкции двигательных установок и траекторий космических аппаратов проекта для исследований планетной системы Марса	356
Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Танасиенко Ф. В., Шилкин О. В., Попугаев М. М. Определяющие тепловые сопротивления в модели жидкостного контура системы терморегулирования космического аппарата	366
Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Танасиенко Ф. В., Шилкин О. В., Соколов С. Н. Расчет комплексной теплопередачи в жидкостном контуре системы терморегулирования космического аппарата по реальной топологии и теплофизическим свойствам	375

РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Балашов Ю. Ю., Руденко М. С., Волочаев М. Н., Гирн А. В. Исследование зависимости входных параметров плазменного напыления и микроструктуры получаемых покрытий	384
Мишнев С. В., Шахов В. Н., Готовко С. А., Падар В. А., Дементьева И. С. Особенности формирования текстур прокатки центральных слоев сплава $Fe - 3 \% Si (110)[hkl]$	390
Тяпин А. А., Кинев Е. С., Бежитский С. С. Подход к оптимизации магнитной цепи трёхфазной индукционной установки	398

CONTENTS

Testoyedov N. A., Golovenkin E. N., Filyushin A. P., Khalimanovich V. I. 60 years on the spacelane JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems” in the service of the Russian State	297
---	-----

PART 1. INFORMATICS, COMPUTER TECHNOLOGY AND MANAGEMENT

Mitrofanov S. A., Semenkin E. S. Differential evolution in the decision tree learning algorithm	312
Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N. System analysis of dynamic problems of anisotropic plasticity theory	320
Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. External boundaries of pole localization region formulation for transfer function with interval-given parameters	327

PART 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Derevyanko V. A., Makukha A. V. Measurement of temperature distribution using a three-wire system of sensors based on thermistors	334
Makhalov D. A., Nikitina M. P., Usikov S. B., Manoilo A. V. Real-time carrier rocket mission control using space relay system	344
Platov I. V., Simonov A. V., Vorobyev A. L., Gordienko E. S. Development of the propulsion construction and the trajectory of the spacecrafts for the study of Martian planetary system	356
Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V., Popugayev M. M. Determining thermal resistance in the model of the liquid circuit of spacecraft thermal control system	366
Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V., Sokolov S. N. Calculation of complex heat transfer in the liquid circuit of the spacecraft thermal control system based on real topology and thermophysical properties	375

PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Balashov Yu. Yu., Rudenko M. S., Volochaev M. N., Girn A. V. The research of dependence between the input parameters of plasma spraying and microstructure of the obtained coatings	384
Mishnev S. V., Shakhov V. N., Gotovko S. A., Padar V. A., Dementeva I. S. Formation features of the central layers of the alloy $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl] rolling textures	390
Tyapin A. A., Kinev E. S., Bezhitsky S. S. Approach to optimization of the magnetic circuit of a three-phase induction plant	398

**60 ЛЕТ НА КОСМИЧЕСКОЙ ТРАССЕ.
АО «ИНФОРМАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ»
ИМЕНИ АКАДЕМИКА М. Ф. РЕШЕТНЁВА
НА СЛУЖБЕ КОСМОСУ И ГОСУДАРСТВУ РОССИЙСКОМУ**

Н. А. Тестоедов, Е. Н. Головёнкин, А. П. Филюшин, В. И. Халиманович

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

Памяти всех, кто начинал, поднимал,
осваивал и развивал спутникостроение
в Сибири и которых сегодня нет среди нас,
посвящается...

«Служить космосу непросто – нужны
самоотверженность, творчество, упорство,
любовь к своему делу и вера в мечту».

Академик М. Ф. Решетнёв

Эра мировой практической космонавтики началась 4 октября 1957 г. запуском СССР первого в мире автоматического космического аппарата (АКА) – искусственного спутника Земли ПС-1. Успешным запуском первого АКА, созданного учеными, конструкторами и рабочими, наша страна внесла крупнейший вклад в сокровищницу мировой науки и техники.

В семидесятые годы XX в. академик М. Ф. Решетнев писал: «Человечество вышло в космос для того, чтобы изучить его, искать возможности для службы его землянам. Сегодня мы стоим на первой ступени его познания и главная задача – научиться использовать то, что уже постигли, на благо людей. Космическая связь, навигация, геодезия, метеорология – это то, что сегодня служит человечеству и без чего уже нельзя достойно жить. Полеты к ближним и дальним планетам, работа человека в космосе – это первые шаги в интересное будущее. Но служить космосу непросто – нужны самоотверженность, творчество, упорство, любовь к своему делу и вера в мечту».

Прошло всего 62 года с начала космической эры, а сколько сделано человечеством во имя познания, освоения и использования космического пространства автоматическими КА разных классов и назначения! Сегодня трудно найти область знаний и жизнедеятельности человека, где бы не использовались результаты создания, развития и эксплуатации автоматических космических аппаратов. Отечественные АКА обеспечивают непрерывную работу телевидения и радио, телефонной и телеграфной связи во всех регионах России, обеспечивая связь с любым абонентом Земли, обладающим соответствующими наземными средствами. Наши АКА помогают ученым, капитанам кораблей, летчикам и штурманам с высокой точностью прокладывать трассы, с высокой точностью определять местоположение любого объекта, предсказывать погоду, спасать заблудившихся, терпящих бедствие на громадных просторах планеты.

Идеи размещения радиостанций на околоземных орбитах для установления радиосвязи на сверхдальних расстояниях высказывались давно – ещё в годы Второй мировой войны, задолго до запуска в СССР первого в мире ИСЗ, английский учёный и фантаст Артур Кларк предложил ставшую уже классической для мирового рынка телекоммуникаций схему радиовещания через геостационарные спутники.

Поэтому было вполне естественно, что даже первый советский ИСЗ, созданный в ОКБ-1 под руководством С. П. Королёва, был оснащён радиопередатчиком для трансляции сигналов из космоса. И неудивительно, что эти сигналы, подобно сигналам гигантского общемирового будильника, побудили человечество не просто к полётам в космос, но к его научно-познавательному и технологическому освоению с использованием всех имеющихся технологий.

В Советском Союзе работа по освоению космоса в интересах развития радиосвязи в рамках зарождающейся и бурно развивающейся ракетно-космической отрасли шла по нескольким направлениям.

Основными поначалу были 3 проекта, предлагавшиеся двумя головными предприятиями: проект мощного высокоорбитального спутника «Молния» ОКБ-1 Сергея Павловича Королёва и проекты лёгких низкоорбитальных спутников «Стрела» и «Пчела» ОКБ-586 Михаила Кузьмича Янгеля.

С. П. Королёв как признанный лидер в создании реально летающих первых космических аппаратов (КА), был сторонником проведения масштабных долгосрочных работ широким фронтом, и уже добился выдающихся успехов за счёт запуска на ракетах-носителях (РН) Р-7 различных по назначению и составу довольно сложных герметичных КА полностью на основе имеющейся в СССР компонентной базы.

Основываясь на опыте создания своих первых ИСЗ, научных КА и кораблей-спутников с человеком на борту, ОКБ-1 в 1961 г. разработало проект КА

массой около 1,6 т с запуском на инновационную 12-часовую высокую эллиптическую орбиту (ВЭО). Это был проект КА связи «Молния».

Следует отметить, что ещё в 1958–1959 гг. С. П. Королёв выступил инициатором создания в СССР новых производственно-научных площадок (ПНП), с заводами, КБ, НИИ в Поволжье, на Урале и в Сибири – в удалённых от центра регионах, которые могли бы сохранять существенный потенциал ракетно-космической отрасли в случае военных конфликтов и в то же время служили бы своеобразными точками роста в тех частях СССР, которые богаты энергетическими, металлургическими и сырьевыми ресурсами для самодостаточного развития. Очевидно, и это понимали все, что даже в условиях мощной плановой государственной централизованной экономики при этом потребуются очень значительные в масштабах государства первоначальные материальные и иные затраты и, в первую очередь, надо будет преодолеть кадровый дефицит. С. П. Королёв умел заглядывать далеко вперёд, видел за текущими трудностями огромные перспективы и глубоко осознавал колоссальные возможности, которые могут открыть для страны эти новые «кусты» космической научно-производственной деятельности на Волге, Урале и Енисее.

Так, в 1959 г. на базе Красноярского машиностроительного завода началось формирование мощного сибирского ракетно-космического «куста» и ученик С. П. Королёва, его заместитель 35-летний кандидат технических наук М. Ф. Решетнёв был назначен начальником и главным конструктором Сибирского филиала ОКБ-1 (с 1961 г. – самостоятельное ОКБ-10) в закрытом городе Красноярске-26 (ныне Железногорск Красноярского края).

В то же время прагматичные американцы уже к началу 1960-х гг. стали активно искать и апробировать на орбитах новые технологии связи и навигации через малые КА, запускаемые лёгкими и дешёвыми РН. Поэтому практически одновременно с работами по королёвскому проекту «Молния» Правительством СССР были поддержаны также проекты молодого, но также успешного и быстро развивающегося ОКБ-586 (главный конструктор М. К. Янгель, г. Днепропетровск) – проекты по созданию лёгких и относительно недорогих РН типа «Космос» и малых КА под эти РН, в частности, КА связи «Стрела» и «Пчела».

Проработки по этим лёгким конверсионным РН и новым типам КА в ОКБ-586 проводились с начала 1960-х гг., но, как и в случае с проектом «Молния» в ОКБ-1, продвигались не так быстро, как требовалось, чтобы не отстать от американцев и получить практическую выгоду для страны. В ОКБ-586 и на «Южном машиностроительном заводе» на Днепре успели создать лишь первую версию РН «Космос» – на базе баллистической ракеты средней дальности Р-12, ставшей к тому времени уже основой только зародившихся Ракетных войск стратегического назначения. Заниматься созданием более мощной и более актуальной для СССР РН лёгкого класса на базе ракеты Р-14, а тем более созданием принципиально новых низкоорбитальных КА связи типа «Стрела» и «Пчела»

М. К. Янгелю и его КБ было довольно обременительно, так как это отвлекало силы и ресурсы от архиважных, сверхприоритетных для обороны страны разработок мощных межконтинентальных ракет типа Р-16, Р-36 и др.

Так, в начале 1960-х гг. М. К. Янгель, вслед за производством на «Красмаше» своей БРСД Р-14 передал для дальнейшей разработки и реализации, последующего развития в ОКБ-10 своему последователю М. Ф. Решетнёву эскизные проекты новой РН, которая в дальнейшем получила обозначение «Космос-3», а наибольшую известность и заслуженную славу самой надёжной и экономичной в мире РН лёгкого класса приобрела под названием «Космос-3М». Одновременно были переданы и эскизные проработки по проектам двух новых малых КА связи, которые и были успешно реализованы, доведены до практического использования в ОКБ-10 под руководством М. Ф. Решетнёва.

18 августа 1964 г. с временного приспособленного стартового комплекса на космодроме Байконур первым же пуском первого экземпляра нашей РН «Космос-3», изготовленной в Сибири, были успешно выведены на низкую орбиту 3 макетных образца КА «Стрела-1». Так, 18 августа 1964 г. навсегда стало праздником ОКБ-10 – днем рождения сибирского спутникостроения. А уже через 4 дня с полигона Капустин Яр на днепропетровской более лёгкой РН «Космос» были запущены первые экспериментальные, реально действующие КА персональной (ведомственной) связи типа «Стрела-1».

Конечно, это были относительно лёгкие (50 кг) и простые по функциональным возможностям КА, которые тем не менее очень скоро стали запускаться на РН «Космос-3, -3М» целыми блоками по 5 КА одновременно и тем самым, впервые в мире, под руководством М. Ф. Решетнёва было положено начало развитию малых космических аппаратов (МКА), многоспутниковых низкоорбитальных группировок, которые становятся особенно популярными в последнее время в XXI в. и рассматриваются едва ли не как самое передовое, инновационное направление развития спутниковой связи. А РН «Космос-3» получила «путёвку в жизнь» и вскоре в модернизированном виде стала основной в лёгком классе, составляя в советской космонавтике базовую триаду средств выведения, наряду с РН среднего класса Р-7 С. П. Королёва и РН тяжёлого класса «Протон» В. Н. Челомея.

По проекту, первоначально называвшемуся «Пчела», а реализованному под названием «Стрела-2», работы шли примерно в те же годы, и первый запуск КА «Стрела-2» массой около 770 кг на той же РН «Космос-3» с Байконура состоялся в конце 1965 г.

Первые американские спутники связи типа «Телстар», «Реле», «Синком» запущенные в 1962–1963 гг., тоже были маломощны и невелики по массе, габаритам, возможностям (60–180 кг, менее 1 м диаметром), так что уже первыми своими запусками ОКБ-10 реально вошло в узкий круг передовых фирм в области прикладной космической деятельности. За счёт более интенсивных запусков различных РН, включая «Космос-3», СССР начал сокращать отставание

от США по количеству и типам запускаемых КА, и вскоре вышел в лидеры, сохраняя первую позицию в мире. А реально работающие многоспутниковые группировки «Стрел» были введены в опытную эксплуатацию в 1965 г., и с тех пор 4 поколения сибирских низкоорбитальных спутниковых созвездий последовательно и непрерывно работали и продолжают работать сегодня.

Параллельно с созданием многоспутниковых низкоорбитальных группировок с 1964 г. в соответствии с упомянутой выше инициативой С. П. Королёва в Сибири началось освоение производства и более тяжёлых спутников «Молния», переданных из ОКБ-1. Для молодого производства в Красноярске-26 это стало новым, качественным рывком в технологическом развитии, в организации производства по новым кооперационным связям (география поставок комплектующих элементов, узлов, приборов расширилась практически на весь Советский Союз). Однако, огромная кропотливая работа над повышением эксплуатационных характеристик КА, доведение их до кондиций системного применения в соответствии с требованиями утилитарной радиосвязи – всё это ещё только предстояло пройти, набирая собственный опыт.

Таким образом, полвека назад с выводом на орбиту КА «Молния-1» перед молодым коллективом сибирского космического предприятия во главе с М. Ф. Решетнёвым открылась дорога в неисчерпаемую и постоянно востребованную область космических телекоммуникационных систем. Судьбоносное для ОКБ-10 решение С. П. Королёва передать в Сибирь работы по производству КА «Молния-1» на этапе его лётных испытаний подтвердило свою правильность в кратчайшие сроки – менее чем за два года решётнёвцы серьёзно доработали новый КА и осуществили его запуск.

Идея создания КА «Молния-1» принадлежала самому С. П. Королёву, и заключалась она в разработке КА, способного принимать сигнал с Земли и транслировать его в отдалённые уголки огромной страны, обеспечивая телевидением и радиосвязью почти всю территорию Советского Союза.

В 1960-е гг. телевизор был настоящей редкостью, канал был только один, а передачи транслировались лишь в определённое время. В те годы в нашей стране имелось 100 мощных телевизионных станций, радиус действия сигнала которых не превышал 100 км, и ещё 170 ретрансляционных станций, передававших его и вовсе не дальше 15 км. Всю территорию огромного государства они, конечно, охватить не могли. Потому большинство людей по всей стране, особенно в глубинке, узнавало новости лишь из газет, в лучшем случае – из коротких радиопередач. И не столько потому, что обзавестись телевизором было непросто. Телесигнал был доступен далеко не везде.

Замысел по созданию КА для обеспечения телевидения и радиосвязи был поистине грандиозен, и, конечно же, его реализация требовала большой работы. Воплощение задумки в жизнь начала команда С. П. Королёва в ОКБ-1. В 1965 г. в ОКБ-1 был изготовлен и запущен первый КА для проведения лётных

испытаний. Но С. П. Королёв вскоре был вынужден оставить эту тематику, ибо его Московскую команду ждали важные государственные задачи в области пилотируемой космонавтики, которой СССР отводилась приоритетная роль, поэтому работу по созданию КА «Молния-1» он решил передать в Сибирский филиал, возглавляемый М. Ф. Решетнёвым (ныне АО «ИСС» им. академика М. Ф. Решетнёва).

Прибыв в Красноярск, познакомившись с закрытым городом, где работал Сибирский филиал, и с коллективом М. Ф. Решетнёва, С. П. Королёв окончательно уверился в правильности своего решения по выбору места и времени создания новой организации и убедился, что не ошибся в назначении её руководителя.

Предчувствуя большое будущее, М. Ф. Решетнёв и его молодые соратники не испугались нового задания. Несмотря на то, что Михаил Фёдорович и сам приложил немало усилий, чтобы получить разработку москвичей, всё-таки С. П. Королёв выбрал именно его предприятие неспроста. Сергей Павлович высоко оценил его конструкторский талант и организаторское чутьё, позволившее собрать под Красноярском молодой, энергичный и способный на многое коллектив разработчиков.

Доверие С. П. Королёва сибирские спутникостроители оправдали. Оценив результаты лётных испытаний экспериментального КА «Молнии», в рекордные сроки они доработали проект и создали усовершенствованные аппараты. Запустив на орбиту в мае 1967 г. свой первый КА «Молния» и ещё два КА в октябре того же года, сибиряки положили начало развитию спутниковых систем на высокоэллиптической орбите (ВЭО), чего ещё в мире не было. И уже 2 ноября первая в своём роде система «Орбита» официально была введена в эксплуатацию. Возможность связаться с любым городом, почувствовать себя причастным к важнейшим событиям, узнавать о жизни в государстве и за его пределами с помощью телевизионных экранов стала реальностью для большей части населения страны. Это был настоящий прорыв в науке и технике того времени.

Космическая система, в составе которой работали КА «Молния-1», позволяла осуществлять круглосуточную двухстороннюю многоканальную телефонную, фототелеграфную и телеграфную связь от Москвы до Владивостока. Она обеспечила возможность расширить телевидение на территорию всей страны, увеличив аудиторию центрального телевидения на 20 млн человек. Работа системы осуществлялась не только в интересах гражданских потребителей, но также в интересах Министерства обороны и Правительства Советского Союза. Это было обусловлено уникальностью КА «Молния-1» как аппарата многоцелевого назначения – спектр выполняемых ею задач постоянно расширялся.

О том, какого высокого уровня была эта разработка, можно судить и по её надёжности. На тот момент, когда возникла необходимость довести гарантийный срок активного существования (САС) данных КА до трех-пяти лет, сибирские «Молнии» уже продемонстрировали устойчивую работу на орбите в течение 5 лет, а некоторые экземпляры и до девяти лет!

Создание «Молний» стало значительным шагом вперёд в истории космической отрасли Советского Союза, а сибирские спутникостроители стали по праву считаться пионерами в освоении высокоэллиптической орбиты.

Но на этом достижении решётнёвцы не поставили точку в истории побед «Молнии». Одна из её модификаций, получившая название «Молния-1С», по инициативе М. Ф. Решётнёва впервые в отечественной спутникостроительной практике была запущена на геостационарную орбиту. Этот запуск был «разведкой» и дал сибирякам успешный старт для использования орбиты, которая и по сей день остаётся наиболее эффективной и коммерчески востребованной областью космического пространства. «Молния-1С» на несвойственной ей орбите функционировала более трёх лет, в течение которых все задачи этого запуска были решены.

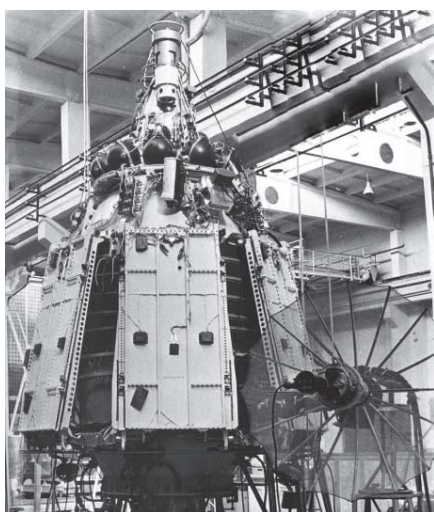
Проект «Молния-1» был одним из первых, над которым работали сибирские спутникостроители. В нём они проявили свои способности исследователей, изобретателей и новаторов. И хотя в тот период времени, когда начал создаваться КА «Молния-1», в нашей стране и во всём мире больше интересовались пилотируемой космонавтикой, предприятие сделало упор на «умные» КА, приносящие практическую пользу стране и ее народу, значение которой и тогда, 50 лет назад, и сегодня сложно переоценить.

В ОКБ-10 (позднее КБ ПМ) было создано целое семейство модификаций космических аппаратов типа «Молния»: «Молния-1С», «Молния-1Т», «Молния-2», «Молния-3», «Молния-3К». Всего за полвека истории этой серии предприятие изготовило 96 спутников «Молния-1», а если считать все усовершенствованные версии – то более 150. Два космических аппарата «Молния-1» остались на Земле и позже были переданы в высшие учебные заведения в качестве наглядных пособий. Последний подобный спутник – «Молния-1Т» – был выведен на орбиту 2 апреля 2003 г. Отслужив

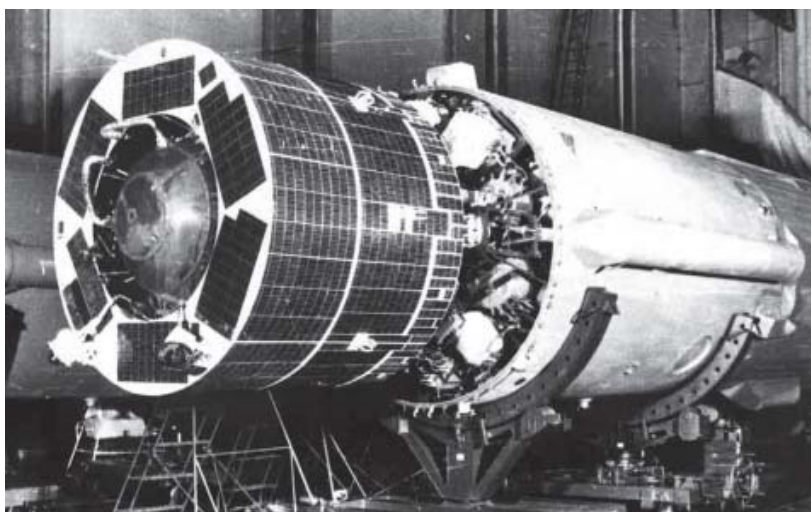
10 лет на орбите, он переработал гарантированный срок активного существования в несколько раз и в 2013 г. был выведен из эксплуатации.

Отталкиваясь от опыта работы ОКБ-1 над КА «Молния-1» в ОКБ-10 (позднее – КБПМ, НПО ПМ) очень многому пришлось самообучаться и преодолевать ранее неведомые проблемы самим – проектантам и конструкторам, технологам, и управленцам, участвующим в организации и обеспечении запусков и поддержании систем по ходу их эксплуатации, управления КА на орбитах. Началась и практически непрерывно стала вестись кропотливая работа по устранению слабых мест, ненадёжных критичных элементов в КА, существенному усовершенствованию устройств исполнительной автоматики, механических систем и приводов, антенных систем, солнечных и аккумуляторных батарей, приборов ориентации и стабилизации, блоков управления системами, двигательных установок и др.

Серийность и стабильность, качество сборки и испытаний модифицированных КА «Молния-1» в Сибири, своевременность запусков с космодромов требовалось организовать таким образом, чтобы в системе «Орбита» всегда находилось необходимое количество работоспособных и синхронизировано длительно работающих КА. И это удалось сделать 50 лет назад – в подарок стране к 50-летию юбилею Великой Октябрьской социалистической революции. В мае-октябре 1967 г. запусками трех обновлённых сибирских «Молний» была впервые в мире сформирована требуемая для непрерывной эксплуатации стабильная орбитальная группировка, обслуживающая всё Северное полушарие. С тех пор и до настоящего времени на ВЭО не прекращается эксплуатация всё более мощных и надёжных, полностью себя окупающих сибирских КА связи, которые эффективно обеспечивают связь, как в интересах народного хозяйства, так и в интересах обеспечения обороноспособности страны.



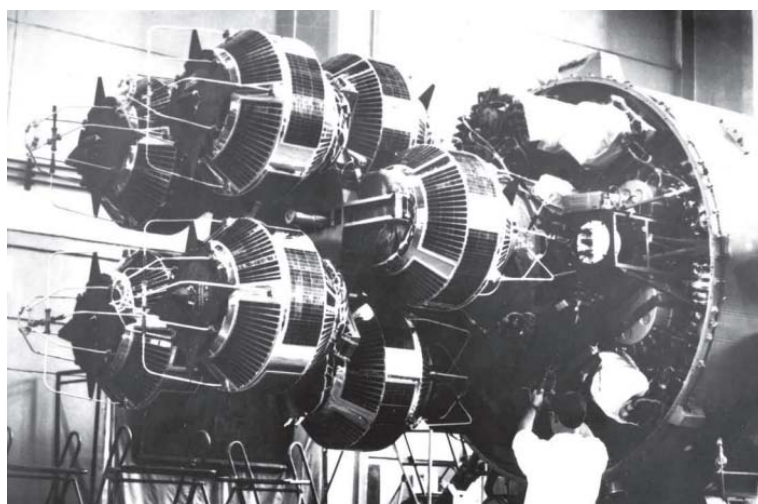
КА «Молния-1» в сборочном цехе



КА «Сфера» при подготовке к пуску на РН «Космос-3»



Макет КА «Ионосферная станция»
на ВДНХ СССР



Блок из 8 КА «Стрела-1М» при подготовке к запуску
на РН «Космос-3М»

Ещё более значимым результатом работы решётнёвского КБПМ в 1960-х гг. стало то, что впервые в СССР и в мире в те же годы, когда осваивались низкие и высокоэллиптические орбиты для задач спутниковой связи, были предприняты решительные шаги по созданию принципиально иных низкоорбитальных спутниковых систем навигации и геодезии. В этой области сибирские КА, создаваемые с 1963 г. при участии новой отечественной спутниковой кооперации по проектам «Циклон» и «Сфера», были первопроходцами не только в СССР, а по проекту «Циклон» – в мире: такой системы, которая бы совмещала в себе обслуживание военно-морского флота (ВМФ) не только всепогодными навигационными определениями в мировом океане, но и позволяла бы при этом проводить сеансы связи с «землёй», не создали к тому времени и в США.

Навигационно-связные спутники «Циклон» массой около 800 кг имели оригинальную конструкцию, агрегаты, узлы устройства и многие другие технические и системные решения. Их запуски начались в ноябре 1967 г., так что это был год не только начала регулярного распределительного вещания программ центрального телевидения (ЦТВ) по спутниковой системе «Молния-1» на сеть земных станций «Орбита», но и начала внедрения спутниковой навигации в СССР.

Геодезические спутники «Сфера» массой около 750 кг были унифицированы с «Циклонами», и их запуски осуществлялись с 1968 г. в целях создания уточнённой геодезической сети в интересах отечественных потребителей, прежде всего Минобороны.

Также на основе имеющихся наработок в короткие сроки в КБ ПМ были созданы 2 типа научных КА – суборбитальный «Вертикальный космический зонд» (1967 г., масса около 310 кг) для исследования высотных распределений характеристики верхней атмосферы Земли и «Ионосферная станция» (1970 г., масса около 750 кг) для комплексного радиозондирования ионосферы Земли.

Таким образом, к концу 1970-х гг. в районе географического центра Советского Союза вблизи энер-

гетических, алюминиевых, машиностроительных и других значимых производств был сформирован новый отечественный самодостаточный ракетно-космический «куст», в котором роль лидера и головного разработчика новой ракетно-космической техники (РКТ) играло КБ ПМ, возглавляемое главным конструктором М. Ф. Решетнёвым, а промышленные производства входили в состав завода «Красмаш» (директора П. А. Сысоев, Б. Н. Гуров, В. П. Котельников, В. К. Гупалов). На основе научных и инженерных разработок сибирские ракетно- и спутникостроители сумели в кратчайшие сроки сформировать на орбитах эффективные многоспутниковые группировки, разноорбитальные глобальные информационные спутниковые системы первого поколения, решающие стратегические (связь, навигация, геодезия), а также научные (геофизика) задачи.

Вышел на мировую арену космической деятельности созданный практически с нуля на новой территории под руководством главного конструктора М. Ф. Решетнёва творческий коллектив, в котором значимую роль играли крупные, хотя и молодые по нынешним меркам специалисты – лидеры научно-технических направлений, такие как Г. М. Чернявский, Л. С. Пчеляков, Г. М. Соколов, А. И. Ушаков, Ю. К. Исаичев, А. Н. Васильев, Л. А. Мирошников, В. А. Раевский, А. Г. Козлов, К. Г. Смирнов-Васильев, Ю. М. Князькин, Ш. Н. Исляев, Г. Н. Писарев и многие другие, приехавшие в Сибирь в 1950–1960 гг. и плодотворно, с полной самоотдачей, проработавшие на единственном для них предприятии долгие годы, а большей частью, как их руководитель, оставшиеся в Сибири навсегда.

При создании сибирских РН и КА связи, навигации, геодезии, научного назначения в них аккумулировались самые передовые, высокотехнологичные наработки в области бортовых приборов, узлов, элементов, создававшихся многочисленными коллективами всего Советского Союза, в частности, предприятий под руководством В. П. Глушко, А. М. Исаева, В. И. Кузнецова, В. П. Арефьева, Н. А. Пилюгина,

В. П. Бармина, М. С. Рязанского, Н. С. Лидоренко, В. М. Фёдорова, Н. Г. Виноградова, В. А. Хрусталёва, В. И. Курушина, Б. М. Коноплёва, В. Г. Сергеева, Ю. С. Быкова, М. Р. Капланова, Ю. А. Быкова, А. С. Малышева, М. И. Борисенко, Н. Н. Несвита, П. В. Голубева, В. Г. Тараненко, А. Г. Иосифьяна и многих других.

Спутники Решетнёва стали востребованы для решения различных прикладных задач в интересах советского государства и его граждан, был создан значимый собственный, сибирский «космический» научно-технический, интеллектуальный задел, в местных вузах и техникумах началась подготовка собственных молодых кадров «космических» специалистов. С этого времени был набран такой темп обновления техники и технологий, который позволял создавать новый тип КА практически ежегодно, и эта традиция сохраняется, даже вопреки сменам властей, идеологий, экономических моделей и до настоящего времени.

В 1970-е гг. Конструкторское бюро прикладной механики (КБ ПМ), а с 1977 г. Научно-производственное объединение прикладной механики (НПО ПМ) сумело значительно расширить интеллектуальное и даже орбитальное пространство своей деятельности. Помимо развития спутниковой связи и телевидения через новые спутники на ВЭО «Молния-2» (запуски с 1971 г.) и «Молния-3» (запуски с 1974 г.), которые обладали в разы большей пропускной способностью (радиочастотной ёмкостью в новых диапазонах частот), мощностью и долговечностью в сравнении с первыми «Молниями».

Продолжилось обновление систем связи на низких орбитах («Стрела-1М», «Стрела-2М»), навигации («Циклон-Б», «Цикада»).

За успехи в развитии спутниковых группировок первого поколения в 1974 г. предприятие было награждено высшей государственной наградой СССР – орденом Ленина.

А самое главное достижение в те годы – началось освоение принципиально важной для любой современной космической державы геостационарной орбиты (ГСО).

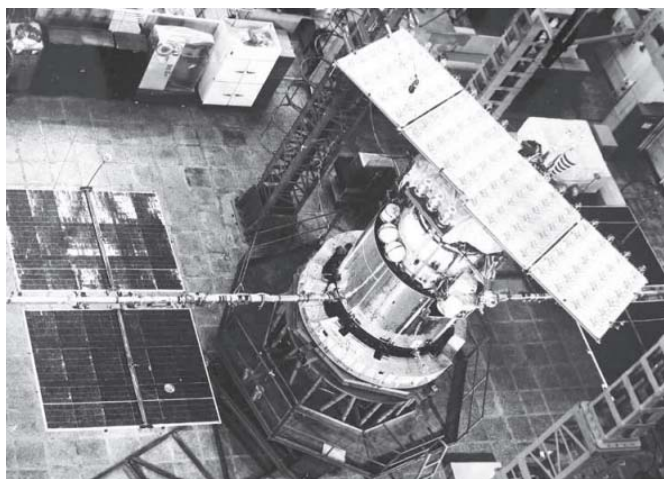
В 1974 г. для проведения первых в СССР экспериментов в области связи с КА на ГСО была создана специальная модификация КА типа «Молния-1С» («стационарная»), которая была запущена на новом для нас стартовом комплексе (СК) с помощью РН «Протон-К» и разгонного блока (РБ) «ДМ».

Вслед за ней в конце 1975 г. на ГСО был выведен новый сибирский специализированный, полностью оригинальный по конструкционным и технологическим решениям, функционально более мощный многоствольный КА связи «Радуга».

Началось закрепление за СССР и практическое использование чрезвычайно важного для страны частотно-позиционного ресурса на ГСО, который в современном информационном обществе составляет часть национального достояния.

На тот момент успешно функционировали на ГСО только спутники производства США, а Европа лишь апробировала возможности спутниковой связи на экспериментальных КА.

Ещё одним существенным шагом в развитии спутниковых телекоммуникаций с ГСО стало создание первой в мире системы непосредственного спутникового телевидения на базе сибирского КА «Экран». Как и КА «Молния-1» 10 годами ранее, этот КА нёс на борту всего один телевизионный ретранслятор, но мощность его была невиданной по тем временам – 300 Вт, а зона обслуживания, формируемая уникальной многоэлементной фазированной антенной решёткой по сложному контуру, охватывала почти всю северо-восточную территорию СССР. Тем самым достигалась возможность получения телевизионной программы непосредственно с КА, минуя наземные усилительно-передающие станции, на самую простую и относительно недорогую антенную систему с компактным, массовым в производстве приёмником, в самых удалённых от больших городов местах, вплоть до борта ледокола, идущего Северным морским путём. Это приоритетное достижение СССР реализовано в 1976 г. на геостационарных КА «Экран», созданных в НПО ПМ.



КА «Экран»



КА «Горизонт»

Для своего времени КА «Экран» был поистине «революционным», прорывным, и не случайно по результатам успешной многолетней эксплуатации этих КА в 1981 г. НПО ПМ было награждено высокой государственной наградой страны – орденом Трудового Красного Знамени.

1980 г. XX в. для СССР был отмечен знаменательным событием мирового масштаба – Московской Олимпиадой. В этой связи в НПО ПМ по заказу Министерства связи был создан самый совершенный на тот момент многофункциональный многостовольный телекоммуникационный геостационарный КА «Горизонт». Первые спутники были запущены загодя – в 1978 г., чтобы к началу Олимпиады можно было отработать все нюансы их эксплуатации и сформировать в разных точках ГСО полноценную группировку из нескольких космических аппаратов.

«Олимпийский» заказ для всего коллектива НПО ПМ был чрезвычайно ответственен и почётен, поскольку спортивный форум такого уровня проводился в стране впервые, и сроки запусков сместить на более поздние даты было невозможно, а ещё более важно, чтобы спутники «Горизонт» безотказно обеспечивали все многообразные телевизионные трансляции и связь на всю планету.

Всего за 23 года на ГСО запущено 33 КА «Горизонт», они до начала XXI в. составляли основу отечественной гражданской телекоммуникационной спутниковой группировки. При этом КА «Горизонт», даже несмотря на постепенное отставание от более новых зарубежных конкурентов по ряду показателей, использовались, в том числе в интересах «Интерспутника» и на начальном этапе развития в системе «Ямал» Газпрома, а также сдавались в аренду зарубежным оператором спутниковой связи, тем самым открыв для СССР зарубежные рынки. При этом они работали настолько надёжно, что сроки их функционирования значительно превышали расчётные, достигая 10–13 лет, и их функционирование на орбите охотно страховали отечественные и зарубежные страховщики, и тем самым в 1990-х гг. на КА «Горизонт» при участии сибирских специалистов было положено начало отечественному рынку реального космического страхования.

Показательно, что КБ, возглавляемое М. Ф. Решетнёвым, в этот период не только полностью загрузило мощности на собственном спутниковом производстве в г. Красноярске-26, но и передало часть заказов на серийное производство в г. Омск, на ПО «Полёт». Сибирская спутниковая кооперация получила дальнейшее развитие, а сибирские РН и некоторые КА (включая геодезические и связные) получили двойную прописку.

Таким образом, в 1970-х гг. было реализовано второе поколение спутниковой связи на всех типах орбит, созданы условия для дальнейшего развития отечественного рынка и выхода на зарубежные.

В 1980-х гг. значимые успехи были достигнуты и в развитии спутниковой геодезии на низких орбитах. Это было обеспечено созданием в НПО ПМ нового поколения геодезических КА типа «Гео-ИК». Этот КА намного превосходил по своим возможностям

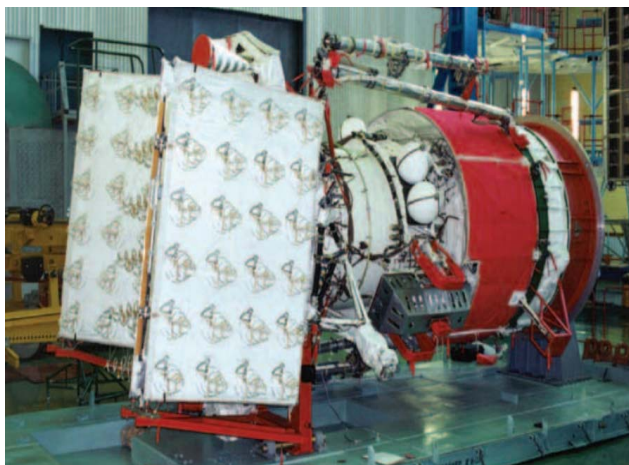
спутники первого поколения. Если с помощью первого поколения наших КА специалисты геодезических служб СССР построили Всемирную геодезическую сеть (ВГС) и уточнили модель геопотенциала с заданными точностями, то КА второго поколения «Гео-ИК» с более современной, высокоточной радио-геодезической аппаратурой, высотомером и системой импульсной световой сигнализации послужили для решения более сложных геодезических задач: создания фундаментальной Всемирной астрономо-геодезической сети с точностью привязки её опорных пунктов к центру массы Земли не более 10 м глобально и 3–5 м на территории СССР, а также региональных сетей на Антарктиду, Европу, Северную Америку и Азию; дальнейшего уточнения параметров геопотенциала до уровня 2–3 м в превышениях геоида над общим земным эллипсоидом; уточнения параметров вращения Земли (неравномерности вращения и движения полюсов).

Запуски и эксплуатация спутников «Гео-ИК» продолжались с 1982 по 1994 гг. и в конечном итоге обеспечили выполнение всех поставленных государством задач.

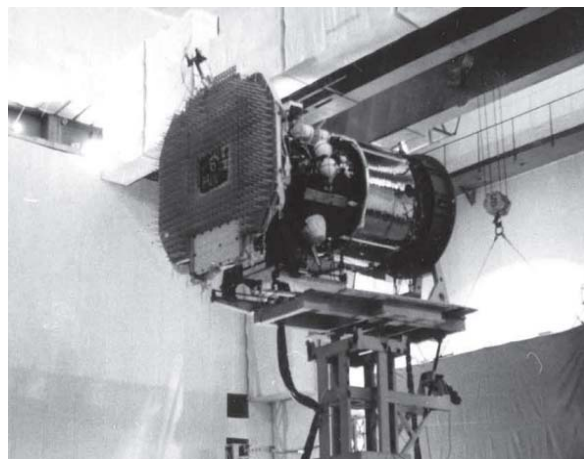
На гражданских низкоорбитальных навигационных спутниках первого поколения типа «Цикада» в 1980-х гг. удалось разместить дополнительную полезную нагрузку – аппаратуру международного стандарта для формирования новой глобальной много-спутниковой системы спасения «КОСПАС»-SARSAT. В этой системе должны были использоваться разные КА и земные станции СССР, США, Франции и Канады. Первыми разместить такую аппаратуру (она была создана в РНИИ КП) на борту своего модернизированного КА «Цикада-Надежда» смогли специалисты НПО ПМ. Первый спутник «Цикада-Н», разработанный при участии НПО ПМ (головной разработчик) в Омском ПО «Полёт», был запущен в июне 1982 г., уже в сентябре он своевременно принял сигналы от аварийного радиобуя потерпевшего аварию лёгкомоторного канадского самолёта и, передав их аварийно-спасательным службам Канады, помог спасению первых пострадавших. С тех пор система «КОСПАС»-SARSAT продолжала непрерывно функционировать, модернизироваться, пополняться различными как зарубежными, так и отечественными КА, в том числе новыми КА НПО ПМ «Луч-5» и «Глонасс-М», и нести свою гуманитарную службу в настоящее время.

А размещение дополнительных (попутных) полезных нагрузок стало теперь всё более распространенной тенденцией, позволяющей совместить интересы и потребности различных участников космической деятельности наиболее рационально и взаимовыгодно на имеющихся спутниковых платформах.

На ВЭО продолжилось восполнение и обновление группировок за счёт нового поколения КА типа «Молния-1Т» с существенно улучшенными характеристиками как обслуживающих систем, так и ретранслятора. В новых КА в принятом на предприятии правиле оптимально сочетались надёжность и экономичность ранее апробированных решений и разумная новизна ключевых целевых бортовых систем. Запуски этих КА на ВЭО начались в 1983 г. и продолжались до 2004 г.



КА «Экран-М» в цехе НПО ПМ перед отправкой на космодром Байконур



КА «Гейзер» при радиотехнических испытаниях в цехе НПО ПМ

На низких орбитах в развитие ранее накопленного опыта эксплуатации первых поколений «Стрел» был создан КА нового поколения с существенно улучшенными эксплуатационными характеристиками, более рациональными решениями как по полезной нагрузке, так и платформе – КА нового поколения «Стрела-3». Они запускались с 1985 г. блоками по 6 КА на новом типе РН – «Циклон».

Следующее поколение отечественных низкоорбитальных спутников связи пришло на смену семейству «Стрела-3» только в 2005 г.

На геостационарных орбитах продолжалось поддержание в расширенном виде всех ранее введенных услуг спутниковой связи и освоение новых задач. Так, в систему непосредственного телевидения начался ввод модифицированных КА типа «Экран-М», которые обладали более мощной энергетикой и расширенным частотным диапазоном, рядом других принципиальных усовершенствований.

Запуски КА «Экран-М» начались около 30 лет назад, а использование их продолжалось и в XXI в.

Также на ГСО продолжилось обновление группировки КА военной связи. Так, в состав ЕССС-2 были начаты запуски КА нового поколения «Радуга-1» массой около 2300 кг с повышенной пропускной способностью и обработкой сигналов на борту.

Однако наиболее инновационным техническим достижением СССР 1980-х гг. в области КА связи на ГСО в НПО ПМ считается освоение нового класса информационных задач – широкополосной ретрансляции информации, передаваемой по узким лучам при обменах большими потоками данных с мобильными объектами – наземными и орбитальными. Сходные по задачам КА-ретрансляторы в те годы создавались только в США по заказу NASA для системы TDRSS, а в Европе и Азии самые передовые страны приступили только XXI в.

Специалистами НПО ПМ для системы ГKKPC (главным конструктором был назначен первый заместитель М. Ф. Решетнёва – Г. М. Чернявский) был разработан и запущен на ГСО в 1982 г. первый КА нового типа «Гейзер», на котором впервые использовалась

бортовая вычислительная машина, способная управлять не только всеми служебными системами, но также и лучами ретрансляторов, обеспечивая высокоточное наведение их на спутники и земные станции. Для создания бортовых ретрансляторов, АФАР, БЦВМ была привлечена новая кооперация самых высокотехнологичных предприятий СССР (НПО «ЭЛАС», г. Зеленоград, главный конструктор Г. Я. Гуськов, и многих других). Наличие на борту КА собственной достаточно мощной БЦВМ требовало дополнительных усилий по принципиальному обновлению всей архитектуры бортового и наземного контуров управления КА, но зато и значительно расширяло функциональные характеристики, повышало интеллектуальность, гибкость, надёжность управления, живучесть КА при нештатных ситуациях.

Ещё одним принципиально важным нововведением на спутнике «Гейзер» было использование двигателей нового типа – монотопливных термодинамических для управления ориентацией и стационарных плазменных – для коррекции орбиты. Именно с этого КА началось активное продвижение отечественных электрореактивных двигателей не только на последующие тяжёлые геостационарные КА НПО ПМ, но и на многие другие отечественные и зарубежные КА. Собственные разработки подобных двигателей в США и Европе на тот момент значительно отставали от СССР (ОКБ «Факел», г. Калининград, главный конструктор Р. К. Снарский).

Помимо приоритетных новинок в двигательном устройстве (ДУ) и полезной нагрузке (ПН), практически все бортовые системы этого КА получили научно-технологическое обновление и после успешной апробации на КА данной серии, новинки в том или ином виде получили дальнейшее применение на последующих разработках НПО ПМ, включая самые новые, современные КА.

В развитие работ по той же системе ГKKPC в 1985 г. в НПО ПМ был создан и запущен на орбиту первый образец ещё одного инновационного КА-ретранслятора, ставшего основоположником самостоятельного направления спутникостроения – КА «Луч». Сразу

бросающейся в глаза внешней отличительной особенностью этого КА от предыдущих отечественных разработок было оснащение КА крупногабаритными ажурными сетчатыми управляемыми антеннами: двухзеркальными диаметром 1,6 и 3 м, однозеркальной диаметром 4,5 м. Бортовыми антеннами такого габарита и качества в те годы могли оснащать свои КА только в США. Антенны КА «Луч» работали в нескольких диапазонах и позволяли с высокой точностью узкими лучами отслеживать наземных и орбитальных потребителей для обмена между ними большими потоками данных. Отработанные на этих КА решения также позволили в дальнейшем подойти к созданию новых ещё более сложных КА следующего поколения.

Этот спутник даже своим внешним видом впечатлял не только специалистов космической отрасли, но также и простых посетителей Центрального музея связи в Санкт-Петербурге, куда НПО ПМ передало натуральный образец КА «Луч».

Основным достижением 1980-х гг. в области спутниковой навигации в СССР стало начало работ по развёртыванию на средневысоких наклонных круговых орбитах принципиально новой многоспутниковой орбитальной группировки ГЛОНАСС. Инициатором и головным исполнителем по этой системе было НПО ПМ, а главным конструктором системы был назначен М. Ф. Решетнёв. При огромной роли всех участников работ, РНИИ КП, РИРВ, ПО «Полёт» и целого ряда других предприятий спутниковой кооперации в рамках системы ГЛОНАСС предстояло создать уникальную по функционалам и самую сложную на тот момент спутниковую систему из 24 КА, синхронно, подобно гигантскому надпланетному часовому механизму, работающих в точно заданных позициях по 8 КА в 3 орбитальных плоскостях и оснащённых прецизионными атомными стандартами частоты для формирования бортовой шкалы времени с наносекундной точностью и высокостабильного навигационного сигнала.

Как многоспутниковая глобальная система навигации нового поколения, система ГЛОНАСС должна непрерывно, всегда и повсюду, в любой точке Земного шара обеспечивать каждого из потенциальных подвижных потребителей (морских, наземных, воздушных, космических) сигналами высокоточного позиционирования от не менее чем четырех КА одновременно, для чего каждый из КА в отдельности и все вместе в составе системы должны работать с высочайшей надёжностью, точностью, согласованностью, так как любое искажение эфемеридно-временной информации отдельного КА приводило к ухудшению характеристик системы в локальной зоне обслуживания. К решению подобных задач в то время подошли только 2 страны в мире – США с системой Navstar/GPS и СССР с системой ГЛОНАСС. Спутники «Глонасс» могли запускаться сразу по 3 КА в блоке на одной РН «Протон», что снижало стоимость выведения одного КА на орбиту и уменьшало количество запусков. Даже высокоразвитые страны объединённой Европы и быстро прогрессирующая КНР до сих пор не смогли развернуть подобные полноценные группировки собственных навигационных КА, хотя задачу такую поставили перед собой более 10 лет назад.

А в СССР при головной роли НПО ПМ 37 лет назад, к концу 1982 г., были разработаны и запущены на круговые орбиты высотой 20 тыс. км первые образцы спутников ГЛОНАСС. Система ГЛОНАСС проходила многотрудную, многолетнюю отработку и развёртывание в космосе, в конце 1989 г. в неполном составе прошла первый зачётный этап испытаний, но только в 1995 г. была полностью развёрнута и сдана в эксплуатацию в интересах Минобороны, обеспечивая стратегический паритет с США в области глобальной спутниковой навигации. Однако затем система ГЛОНАСС пережила трудный период утраты своей целостности, но была возрождена и обновлена на базе КА НПО ПМ следующей модификации, созданных при преемнике М. Ф. Решетнёва генеральном конструкторе и генеральном директоре А. Г. Козлове.



КА «Луч»



КА «Галс» (без панелей СБ) и «Экспресс»
на стадиях изготовления в НПО ПМ

А ещё при жизни академика М. Ф. Решетнёва НПО ПМ, несмотря на труднейшие для выживания наукоёмких производств, особенно далеко расположенных от центра, общеэкономических условиях в 1990-х гг. сумело достойно продолжить дело восполнения и обновления спутниковых группировок на всех типах освоенных орбит.

В 1992 г. наряду с КА ведомственного назначения были созданы конверсионные образцы малых спутников связи коммерческого назначения и запущены на низкие орбиты первые образцы типа КА «Гонец-Д». В системе такого типа необходимо одновременное функционирование не менее 12 КА (в настоящее время предлагаются проекты уже со многими десятками и даже сотнями КА), но даже такой состав в то время для России сформировать оказалось затруднительно.

К сожалению, система «Гонец» в течение многих лет не получала должного финансирования и поддержки в развитии как орбитального, так и наземного потребительского сегмента. На новой технической базе орбитальная группировка была развёрнута до 12-спутникового состава лишь в конце 2015 г. с использованием существенно доработанных, с увеличенной пропускной способностью и сроком службы КА новой модификации «Гонец-М» при генеральном директоре АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва Н. А. Тестоведов.

Также удалось создать в кратчайшие сроки, при минимальных затратах, и запустить на низкую орбиту в марте 1997 г. на новой РН «Старт» с новой площадкой космодрома Свободный малый экспериментальный КА «Зая», собранный в НПО ПМ на базе платформы «Стрела-1М» – пример удачной конверсии и эффективного малого спутникостроения.

Несмотря на резкий провал инвестиций в новые космические разработки спутников связи со стороны государства на геостационарную орбиту в 1990-х гг. НПО ПМ также были выведены новые модификации КА: «Галс» для НТВ взамен КА «Экран» и КА «Экспресс» для всех видов связи взамен «Горизонтов». Спутники создавались в труднейших экономических условиях, когда считалось, что в России вообще невозможна реализация каких-то новых разработок. Это наложило негативный отпечаток на технические возможности этих КА и их рыночное применение, сказалось на надёжности бортовых систем. Тем не менее в 1994 г. под руководством академика М. Ф. Решетнёва было завершено изготовление и были запущены на ГСО первые образцы новых гражданских КА «Галс» и «Экспресс», а управление ими велось из нового гражданского компактного, но эффективного Центра управления полётом на территории самого НПО ПМ.

Испытания и эксплуатация КА на орбите проходили сложно, однако в целом эти спутники отслужили достаточно длительные сроки и окупили себя, а также послужили инженерным фундаментом для создания к концу 1990-х гг. научно-технического задела для создания КА нового поколения и выхода с ними на рынок, обновления действующих орбитальных группировок КА связи.

Несмотря на почти полный обвал в 1990-х гг. заказов на спутники связи внутри России, благодаря огромному авторитету академика М. Ф. Решетнёва и большим его личным усилиям в 1995 г. НПО ПМ впервые в отечественной космической промышленности получило заказ известного международного оператора Eutelsat на создание в содружестве с фирмой AlcatelSpace и рядом других зарубежных партнёров тяжёлого и самого мощного по тем временам геостационарного КА связи со знаменательным названием «Сибирско-европейский спутник» – SESAT. Этот заказ был поистине незаменимой поддержкой для удержания финансово-экономической устойчивости предприятия, но он же стал и огромным вызовом, испытанием состоятельности, готовности предприятия работать на уровне требований мирового спутникового рынка и конкурировать с лучшими зарубежными изготовителями спутников.

Сам М. Ф. Решетнёв, к великому сожалению, не успел увидеть запуск и результаты работы спутника SESAT в полёте, однако приданный им импульс в реализации этого проекта и сформированная им в Сибири научно-производственная, образовательно-кадровая, экспериментальная и социальная база позволили коллективу предприятия, которому было присвоено его имя, довести проект до успеха в 2000 г.

В проекте SESAT впервые удалось совместить новую спутниковую платформу НПО ПМ с существенно улучшенными техническими характеристиками (прежде всего – впервые гарантируемого 10-летнего срока службы) и модуль полезной нагрузки от фирмы AlcatelSpace. Требовалось не только согласовать всевозможные интерфейсы, но фактически увязать изначально противоречивые технологии и технические решения, объединить разные культуры и традиции производства, наконец, научиться согласованно и эффективно работать разнородные коллективы специалистов, говорящих на разных языках. В проекте SESAT всеми участниками (а они представляли около десятка стран) пришлось преодолеть множество трудных этапов, сложных препятствий, в какие-то моменты со стороны могло показаться, что проект не будет реализован, но участникам, за которыми стояла вся интеллектуальная и технологическая мощь, весь накопленный многолетний опыт НПО ПМ, удалось всё преодолеть и безупречно ввести спутник в эксплуатацию на орбите, которая продолжалась не заданные 10 лет и даже не 15 лет, а более 17 лет. Этот поистине «прорывной» спутник не только вполне окупил себя, но и блестяще продемонстрировал на практике квалификацию наших специалистов и наш научно-технический потенциал, послужил получению НПО ПМ в 2000-х гг. новых заказов как в России, так и за рубежом.

В проекте SESAT были освоены в НПО ПМ и на смежных предприятиях новые подходы к организации работ, управлению рисками, страхованию, обеспечению качества КА по международным стандартам, на основании которых в 2000-х гг. удалось перейти к устойчивому производству самых современных КА нового поколения для обновления и развития гораздо более мощных информационных спутниковых систем

всех типов и на всех типах орбит в интересах как отечественных, так и зарубежных потребителей.

На рубеже 2000-х гг. под руководством генерального конструктора и генерального директора, доктора технических наук, профессора А. Г. Козлова в НПО ПМ по заказу ГПКС в срочном порядке была создана серия КА «Экспресс-А» для экстренного восполнения национальной геостационарной группировки КА, в которой КА типа «Горизонт» исчерпали свои ресурсы, а своевременная замена их новыми КА не была организована – вовремя спутники типа «Экспресс» не были заказаны. Теперь же, оказавшись перед угрозой полной потери спутниковой инфраструктуры связи, государственный заказчик обратился к единственному реальному поставщику современных КА, поставив задачу в сжатые сроки создать 3 КА «Экспресс-А» с зарубежными комплектующими на борту, т. е. использовать опыт сотрудничества НПО ПМ с Alcatel-Spase для повышения выходных характеристик «Экспрессов» за счёт более мощной зарубежной полезной нагрузки. В июне 1997 г. был заключён контракт на поставки полезных нагрузок в НПО ПМ, а уже в октябре 1999 г. 1-й из созданных в НПО ПМ новых КА «Экспресс-А» был поставлен на старт, но был потерян при аварийном пуске РН «Протон-К».

Однако уже в марте и июне 2000 г. два следующих КА были успешно выведены. Также в 2002 г. был создан и запущен на ГСО ещё один КА (взамен погибшего при первом пуске), который с тех пор продолжает работу в национальной спутниковой группировке.

В 2003 г. в интересах наращивания пропускной способности национальной гражданской группировки по заказу ГПКС был создан и выведен на ГСО первый КА новой серии тяжёлых многофункциональных многодиапазонных спутников связи «Экспресс-АМ», в котором был использован и дополнен тот научно-технический задел и опыт, который был накоплен при успешной реализации проекта SESAT. Основное отличие этих КА, запуски которых продолжались

по жёсткому графику с высоким темпом в 2004–2005 и 2008–2009 гг., состояло в технических параметрах полезных нагрузок и странах-изготовителях их.

На смену КА этого поколения приходят ещё более мощные КА типа «Экспресс-АМ5, -АМ6» класса HTS (в том числе с многолучевыми полезными нагрузками нового Ка-диапазона) на базе платформы «Экспресс-2000» и менее мощные типа «Экспресс-АМ8» на базе платформы «Экспресс-1000». Запуски их выполнены в 2013–2015 гг., ведётся изготовление КА среднего класса «Экспресс-80, -103» также на базе платформы «Экспресс-1000». Все указанные КА подтверждают готовность АО «ИСС» к тому, чтобы полностью удовлетворить текущие и будущие национальные потребности в геостационарных спутниковых средствах связи, как это уже обеспечивалось в течение предыдущих 60 лет.

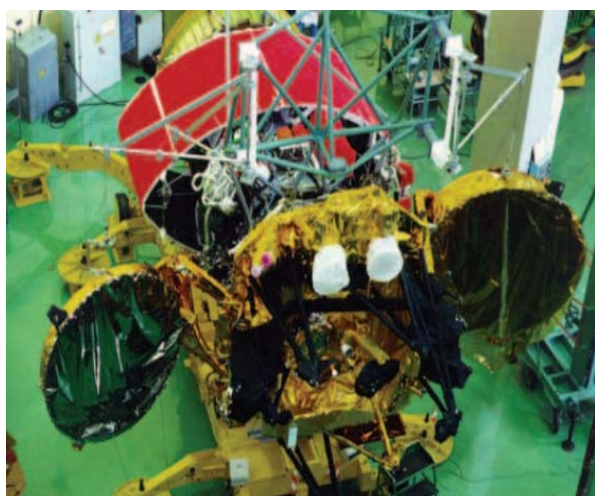
На высоких эллиптических орбитах восполнение и обновление группировок было продолжено запусками модифицированных КА типа «Молния-3К» в 2001–2005 гг., а затем и КА нового поколения «Меридиан» – в 2006–2014 гг.

В интересах развития спутниковой геодезии были созданы и запущены на низкие орбиты в 2011–2016 гг. КА нового поколения «Гео-ИК-2» массой около 1400 кг, оснащённые новой бортовой целевой аппаратурой, в частности, зарубежными радиовысотомерами «Садко».

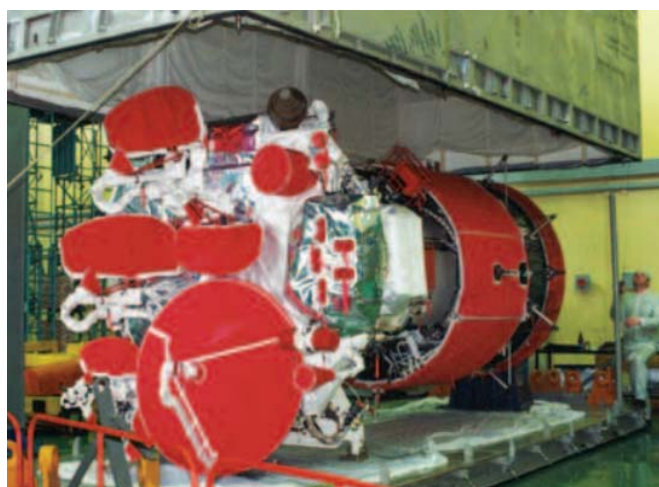
На средневысоких орбитах для ускоренного восстановления и существенного обновления системы ГЛОНАСС НПО ПМ им. академика М. Ф. Решетнёва инициировало создание модифицированного КА «Глонасс-М» с существенно улучшенными характеристиками и начало их серийное производство.

Запуски КА «Глонасс-М», изготовленных в цехах НПО ПМ, были начаты в 2003 г., и за 3 года было изготовлено и выведено на штатные орбиты 19 таких КА.

В 2014 г. производство этих КА было прекращено, поскольку система ГЛОНАСС полностью сформирована и устойчиво работает, а часть изготовленных КА «Глонасс-М» пока оставлена в резерве на Земле.



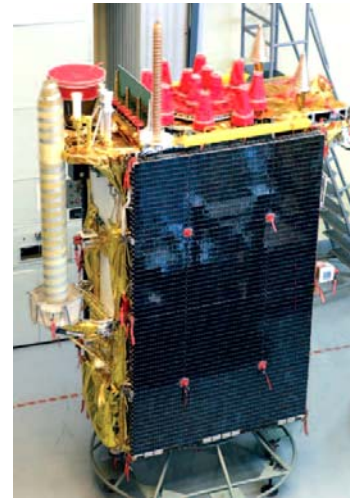
КА SESAT в сборочном цехе НПО ПМ



Подготовка КА «Экспресс-А» в НПО ПМ к отправке на космодром.



Стыковка блока из 3 КА «Глонасс-М»
с разгонным блоком перед запуском на космодроме Байконур



КА «Глонасс-К»



КА AMOS-5 в сборочном цехе АО «ИСС»



КА Telkom-3 на испытаниях в АО «ИСС»

При этом параллельно на предприятии, получившем в 2008 г. статус АО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева», под руководством генерального директора и генерального конструктора Н. А. Тестоедова продолжились работы по созданию КА навигации нового поколения на базе новой негерметичной космической платформы подобной «Экспресс-1000» и в 2011 г. произведён запуск первого такого КА – «Глонасс-К».

Сейчас продолжается работа над модификациями КА «Глонасс-К» для последующего их использования совместно с КА предыдущего поколения. Таким образом, сохраняется принцип использования в такой сложной и большой группировке длительно работающих спутников разного типа, несущих на борту различные полезные нагрузки, расширяющие задачи навигационного обеспечения.

В целом, в результате напряжённой работы АО «ИСС», АО «РКС», АО «РИРВ» и многих других предприятий спутниковой кооперации по наращиванию орбитальной группировки доработанными спутниками повышенной надёжности система ГЛОНАСС уже с 2011 г. полнофункциональна и последовательно дополняется в составе космического и наземного сегментов новыми средствами повышения точности, оперативности и других характеристик обслуживания потребителей, обеспечивает России стратегический паритет с США в области глобальной спутниковой навигации второго поколения.

Надёжная работа системы ГЛОНАСС и стабильность формируемого ею навигационного поля позволяет успешно решать многие стратегически значимые для страны и международного партнёрства задачи, включая контролируемые на уровне высшего руково-

дства России задачи поддержания боеготовности к применению стратегических ядерных сил страны и высокоточного неядерного оружия и таких гражданских применений, как обеспечение безопасности на транспорте «ЭРА-ГЛОНАСС», «Социальный ГЛОНАСС» и многих других применений.

Созданная в первоначальном виде ещё под руководством академика М. Ф. Решетнёва и кардинально обновлённая теперь под руководством члена-корреспондента РАН Н. А. Тестоедова навигационная спутниковая группировка, как и система ГЛОНАСС в целом, остаётся национальным достоянием России и уже стала весомым вкладом страны в общемировую навигационную инфраструктуру, которая дополняется благодаря новым партнёрами в некоторой степени конкурентам – ЕС, КНР, Индии, Японии.

Знаменательно, что в дополнение к указанной среднеорбитальной собственной группировке ГЛОНАСС 2-го поколения для повышения качества спутниковой навигации в системе используются также спутники-ретрансляторы геостационарной группировки «Луч-5». Это КА-ретрансляторы нового поколения, построенные на базе модификаций той же платформы среднего класса «Экспресс-1000», что и КА «Глонасс-К», но продолжающие функционально линию КА с крупногабаритными сетчатыми управляемыми антеннами, начатую более 30 лет назад более тяжёлыми КА «Луч».

Для обновления геостационарной группировки спутниковой связи и ретрансляции в интересах Минобороны АО «ИСС» созданы спутники нового поколения «Радуга-1М» (запуски 2007–2013 гг.), а также «Поток-М» (запуски 2011–2015 гг.). Тем самым обеспечиваются текущие потребности связи в интересах безопасности страны. Для реализации дополнительных услуг широкополосной связи в интересах МО разработан и успешно эксплуатируется по назначению КА нового поколения «Благовест».

Для восполнения и расширения геостационарной группировки коммерческой системы связи и вещания «Ямал» (оператор «Газпром космические системы»), в которой в первые годы использовались сибирские спутники «Горизонт», а позднее – 3 КА среднего класса типа «Ямал-100, -200», созданные РКК «Энергия» имени С. П. Королева в кооперации с зарубежными фирмами, в АО «ИСС» были созданы и запущены в 2012–2014 гг. КА более тяжёлого класса «Ямал-300К» (платформа «Экспресс-1000») и «Ямал-401» (платформа «Экспресс-2000»).

На базе той же современной платформы «Экспресс-1000» для зарубежных заказчиков были изготовлены геостационарные КА связи среднего класса AMOS-5, Telkom-3, Kazsat-3, Lybid-1, а для ГПКС – КА НТВ нового поколения «Экспресс-АТ1, АТ-2».

Наконец, для развития низкоорбитальных группировок экспериментального, технологического и научно-образовательного назначения в АО «ИСС» были созданы и в 2008–2012 гг. запущены малые КА лёгкого класса нового поколения «Юбилейный» и «МиР» массой менее 70 кг.

На них прошли апробацию, получили лётную квалификацию, новые технические решения и технологии, которые позволяют в дальнейшем достаточно быстро и малозатратно создавать разнообразные низкоорбитальные группировки высоконадёжных и легко масштабируемых КА различного класса (от мини- до микро-) и различного назначения, включая научные исследования, ДЗЗ, связь и т. д., которые сочетают в себе достоинства как индустриального серийного, так и гибкого единичного производства.

В целом за более чем полувековую историю развития отечественных спутниковых телекоммуникаций, навигации и геодезии в Сибири создано 5 поколений глобальных информационных спутниковых систем, многократно перекрывающих Землю множеством лучей в различных диапазонах волн со всех видов орбит.

Не умаляя ни на йоту достижений и успехов предприятий ракетно-космической отрасли, в разное время занимавшихся и занимающихся сейчас созданием автономных космических аппаратов, следует отметить, что за 60 лет существования предприятия п/я 80 – ОКБ-10 – КБ ПМ – НПО ПМ – АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва под руководством генеральных конструкторов – генеральных директоров: Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, профессора, академика АН СССР и РАН Решетнёва М. Ф., лауреата Государственных премий СССР и РФ, доктора технических наук, профессора Козлова А. Г., лауреата Государственной премии РФ и премий Правительства РФ, профессора, заслуженного деятеля науки РФ, члена-корреспондента РАН Тестоедова Н. А. – коллективом ученых и специалистов АО «ИСС» созданы и сданы «под ключ» различным заказчикам более 40 космических систем и комплексов, а это более 1280 КА в интересах сектора нашей страны.

На их базе функционируют, созданные АО «ИСС» совместно с партнёрами:

- национальная спутниковая группировка, обеспечивающая глобальную связь и телевидение на всей территории Российской Федерации;
- национальная навигационная система ГЛОНАСС, обеспечивающая глобальность и непрерывность навигационно-временного обеспечения потребителей не только на территории России, но и за ее пределами;
- многофункциональная космическая система ретрансляции «Луч-М», обеспечивающая связь в реальном масштабе времени наземных станций с низколетящими КА, которые находятся вне зоны радиовидимости с территории Российской Федерации;
- многофункциональная система персональной спутниковой связи «Гонец – Д1М», обеспечивающая связь абонентов в труднодоступных регионах Земли;
- три многофункциональные космические системы, созданные в интересах обеспечения национальной безопасности государства.

На сегодня более 70 % конкурентоспособных автоматических космических аппаратов Российской Федерации создаются и получают «путевку в жизнь» в дважды орденоносном АО «ИСС» имени академика

М. Ф. Решетнёва», возглавляемом продолжателем его дела членом-корреспондентом РАН Н. А. Тестоедовым

Весь предыдущий опыт развития отечественных информационных спутниковых систем показывает, что на этом рынке космической деятельности непрерывно возникали и продолжают появляться всё новые задачи, о которых первоначально не подозревали даже такие выдающиеся деятели, основатели важнейших направлений отечественной космонавтики С. П. Королёв, М. К. Янгель и др. Стоя на плечах этих гигантов, их ученики и последователи, в том числе коллективы, возглавляемые М. Ф. Решетнёвым и его соратниками, сумели значительно продвинуть технику и технологии освоения и прикладного использования околоземного космического пространства. Одно только освоение геостационарной орбиты принесло уже человечеству такую значимую экономическую пользу, которая многократно превосходит экономическую отдачу от всех иных видов космической деятельности и во много раз окупает понесённые на это затраты.

Благодаря мудрости и прозорливости С. П. Королёва и М. К. Янгеля, их умению ставить государственные интересы выше личных, на территории СССР, Российской Федерации сформировались новые научные школы космонавтики, которые при правильно согласованном взаимодействии и устранении ложной внутренней конкурентности добивались эффективного решения самых сложных задач и выводили страну на передовые позиции. С. П. Королёв и М. К. Янгель находили для своих коллективов расширяющееся пространство решаемых задач, не сворачивали, а расширяли фронт принимаемых на себя работ. Идеи, методология и стиль работы, заложенный в нашей отрасли её основателями и первопроходцами, при грамотном использовании их учениками, на долгие годы обеспечили развитие космических предприятий даже в таких условиях, когда закрывались многие менее сложные и вполне доходные когда-то машиностроительные, приборостроительные, иные значимые предприятия.

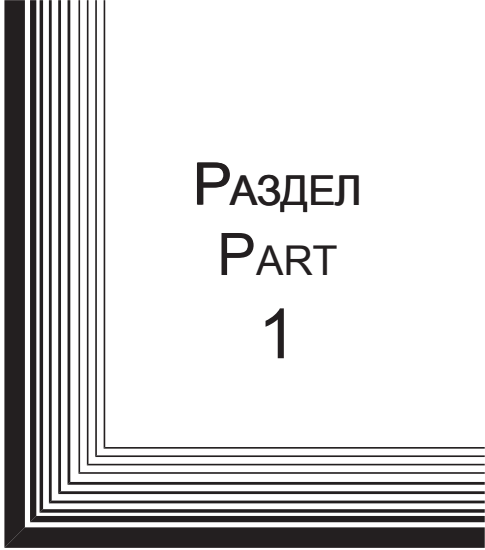
На арену космической деятельности всё активнее выходит уже не 3-е, а 4-е поколение специалистов, молодые люди, которые не знали и не могли знать С. П. Королёва, М. К. Янгеля и даже М. Ф. Решетнёва, но которые сохранили их веру в необходимость и важность для страны беззаветного служения космосу и своей Отчизне, сохранили стремление к преодолению новых самых сложных, масштабных и долгосрочных задач. А это значит, что вслед за некоторыми спадами в развитии отечественной космонавтики, разрывами в связях поколений будут приходить ещё новые волны научно-технического подъёма, прорывы к новым созвездиям и орбитам.

Отличительной особенностью нашего времени является существенное влияние космонавтики как науки

и как отрасли промышленности на социально-экономическое развитие общества, ее воздействие на процессы получения новых знаний и дальнейшее развитие средств производства. Совсем недавно только три страны – СССР, США и Франция – обладали полным набором космических технологий для создания РН, АКА, необходимой наземной инфраструктуры. Сегодня к ним присоединились Китай, Япония, Индия, страны Евросоюза. Обладание космическими технологиями сегодня – один из основных критериев экономического и научного развития государства.

Библиографический список

1. 40 космических лет. Научно-производственное объединение прикладной механики имени академика М. Ф. Решетнева. – Железногорск, 2002. – 311 с.
2. Академик Михаил Федорович Решетнев. – Красноярск, 2006. – 304 с.
3. Космические вехи : сб науч. тр., посвященный 50-летию создания ОАО «ИСС». – Красноярск, 2009. – 704 с.
4. Технология производства космических аппаратов : учебник для вузов / под ред. Н. А. Тестоедова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2009. – 352 с.
5. Мы были первыми. История создания навигационно-связной космической системы Военно-морского флота. – М. : Кучково поле, 2014. – 496 с.
6. Интеграция в аэрокосмическом образовании региона : сб. материалов / под ред. И. В. Ковалева ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2015. – 240 с.
7. Основы проектирования активных систем ориентации и стабилизации автоматических космических аппаратов связи на геостационарной орбите : учеб. пособие / В. А. Раевский, Н. А. Тестоедов, М. В. Лукьяненко и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2016. – 496 с.
8. Основы проектирования пассивных систем ориентации и стабилизации автоматических космических аппаратов связи, навигации и геодезии : учеб. пособие / В. А. Раевский, Н. А. Тестоедов, М. В. Лукьяненко и др. ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2016. – 414 с.
9. Космические системы ретрансляции : монография / под ред. А. В. Кузовникова. – М. : Радиотехника, 2017. – 448 с.
10. Быховский М. А. Пионеры информационного века. История развития теории связи. – М. : ЗАО «РИЦ Техносфера», 2006. – 376 с.
11. Современные системы управления движением космических аппаратов связи, навигации и геодезии. Кн. 1. Системы управления движением космических аппаратов на геостационарной орбите : учеб. пособие / В. А. Раевский, Н. Н. Тестоедов, М. В. Лукьяненко, Е. Н. Якимов ; СибГУ им. М. Ф. Решетнёва. – Красноярск, 2018. – Ч. 1. – 556 с.



РАЗДЕЛ
PART
1



ИНФОРМАТИКА,
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ
ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

INFORMATICS,
COMPUTER TECHNOLOGY
AND MANAGEMENT



UDC 004.021

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-312-319

For citation: Mitrofanov S. A., Semenkin E. S. Differential evolution in the decision tree learning algorithm. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 312–319. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-312-319

Для цитирования: Митрофанов С. А., Семенкин Е. С. Дифференциальная эволюция в алгоритме обучения деревьев принятия решений // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 312–319. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-312-319

DIFFERENTIAL EVOLUTION IN THE DECISION TREE LEARNING ALGORITHM

S. A. Mitrofanov, E. S. Semenkin

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: sergeimitrofanov95@gmail.com

Decision trees (DT) belong to the most effective classification methods. The main advantage of decision trees is a simple and user-friendly interpretation of the results obtained. But despite its well-known advantages the method has some disadvantages as well. One of them is that DT training on high-dimensional data is very time-consuming. The paper considers the way to reduce the DT learning process duration without losses of classification accuracy. There are different algorithms of DT training; the main of them being ID3 and CART algorithms. The paper proposes a modification of DT learning algorithms by means of the information criterion optimization for some selected attribute. The use of this modification allows avoiding optimization by means of enumeration search over the entire data set. The Separation Measure method is used to select the attribute. The method selects the attribute whose class-based averages are most distant from each other. Optimization of the selected attribute is carried out using the method of differential evolution, which is one of the evolutionary modeling methods designed to solve problems of multidimensional optimization. Self-configuring at the population level based on the probabilities of using mutation operator's variants was applied for differential evolution.

The classification problems were solved to compare standard DT learning algorithms with the modified ones. Algorithm efficiency refers to the percentage of correctly classified test sample objects. Statistical analysis based on Student's t-test was carried out to compare the efficiency of the algorithms.

The analysis showed that the use of the proposed modification of the DT learning algorithm makes it possible to significantly speed up the training process without losses in the classification effectiveness.

Keywords: decision tree, classification, optimization, Separation Measure, differential evolution, Population-Level Dynamic Probabilities, Success History Adaptation.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНАЯ ЭВОЛЮЦИЯ В АЛГОРИТМЕ ОБУЧЕНИЯ ДЕРЕВЬЕВ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

С. А. Митрофанов, Е. С. Семенкин

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: sergeimitrofanov95@gmail.com

Деревья принятия решений (ДПР) являются одним из наиболее эффективных методов классификации. Основным преимуществом деревьев принятия решений является простая и понятная пользователю интерпретация полученных результатов. Но, несмотря на известные преимущества подхода, он имеет и недостатки. Одним из главных недостатков является то, что обучение ДПР на данных большой размерности требует значительных затрат времени. В данной статье рассматривается способ уменьшения времени обучения ДПР без потери точности классификации. Существуют различные алгоритмы обучения ДПР, основными из которых являются алгоритмы ID3 и CART. В статье предложена модификация алгоритмов обучения ДПР с помощью оптимизации критерия информативности по некоторому выбранному атрибуту. Применение данной модификации позволяет избежать оптимизации полным перебором по всему набору данных. Для выбора атрибута используется метод Separation Measure. В данном методе выбирается тот атрибут, у которого выборочные средние по классам наиболее отдалены друг от друга. Оптимизация по выбранному атрибуту осуществляется с помощью метода дифференциальной эволюции, одного из методов эволюционного модели-

рования, предназначенного для решения задачи многомерной оптимизации. Для дифференциальной эволюции применена самонастройка на уровне популяции на основе вероятностей применения видов мутации.

Для сравнения стандартных алгоритмов обучения ДПП с модифицированными алгоритмами были решены задачи классификации. Под эффективностью алгоритмов понимается процент правильно классифицированных объектов тестовой выборки. Для сравнения эффективности алгоритмов проведен статистический анализ с применением *t*-критерия Стьюдента.

Анализ показал, что при использовании предложенной модификации алгоритма обучения деревьев принятия решений можно значительно ускорить процесс обучения, не потеряв при этом в эффективности классификации.

Ключевые слова: деревья принятия решений, классификация, оптимизация, *Separation Measure*, дифференциальная эволюция, *Population-Level Dynamic Probabilities*, *Success History Adaptation*.

Introduction. The solution of classification problems is one of the most important areas of intelligent data analysis technologies. There are many different decision making support methods to solve these problems. Decision trees have shown good performance in this area. Decision trees is a method based on the application of various functions for dividing the initial data set, in particular, simple threshold rules [1]. The main advantage of the method is relatively easy interpretability of the results. DT disadvantages include the fact that trees are extremely difficult to optimize because of their discrete structure. Another main disadvantage is the length of DT training process. This article considers a way to reduce training time without losing classification accuracy.

Decision trees. A decision tree is a binary tree in which a function is assigned to each inner node and a forecast is assigned to each leaf node [1]. In most cases one-dimensional predicates are used which compare the value of one of the attributes with a threshold, but there are also multidimensional predicates [2]. Multidimensional predicates make it possible to construct even more complex dividing surfaces, but they are rarely used in practice, in particular because they increase the tendency of decision trees to retrain.

DP learning algorithms, like any other machine learning algorithms, have their own settings and parameters, the variation of which provides a variety of these algorithms. The specific method for constructing the DT is determined by:

1. Types of predicates at the vertices.
2. Quality functional $Q(X, j, s)$.
3. Stop criterion.
4. Missing values processing method.
5. "Pruning" method.

The first three parameters are obligatory for DT learning methods, and the last two are present in some algorithms only. We have already mentioned the types of predicates, so let us move on to consider the quality functional $Q(X, j, s)$.

Quality functional. When constructing DT it is necessary to set the quality functional on the basis of which the sampling is performed at each node. We denote the set of objects that have fallen into some node as R_m , and the objects that fall into the left and right subtrees, respectively, for a given predicate as R_l and R_r . The following functional is used:

$$Q(R_m, j, s) = H(R_m) - \frac{|R_l|}{|R_m|} H(R_l) - \frac{|R_r|}{|R_m|} H(R_r).$$

Here $H(R)$ is an information criterion that evaluates the quality of the target variable distribution among objects of the set R . The smaller the diversity of the target variable is, the less the value of the information criterion should be and, accordingly, its value is minimized. The quality functional $Q(R_m, j, s)$ where j is the attribute number and s is the threshold value is maximized at the same time. Later on when considering specific algorithms [3] we will indicate what specific information criteria are used for classification.

Stop criterion. One can come up with a lot of stop criteria. We list some restrictions and criteria:

1. Limiting the maximum depth of a decision tree.
2. Limiting the minimum number of objects in a leaf.
3. Limiting the maximum number of leaves in a decision tree.
4. Stopping if all objects in the leaf belong to the same class.
5. The requirement that the quality functional during splitting should be improved by at least s percent.

Decision tree learning algorithms. Two main decision tree learning algorithms are ID3 and CART were implemented and compared with each other in this paper [4]. These algorithms complete their work if observations of one class are left in a leaf or if a restriction on the decision tree depth is imposed. In this paper a depth limit was not imposed.

The main difference between these algorithms lies in information criteria. The ID3 algorithm uses the entropy criterion [3]:

$$H(R) = - \sum_{k=1}^K p_k \log p_k$$

where p_k is the fraction of objects of class k that have fallen into the node R , K is the number of classes.

The CART algorithm uses the Gini criterion [3]:

$$H(R) = \sum_{k=1}^K p_k (1 - p_k).$$

Optimization of the presented information criteria in standard decision tree learning algorithms is carried out by enumeration search over the initial data set. Since it is necessary to calculate the values of the information criterion for all attribute values for all observations of the training sample, a significant amount of time is required for this process. The learning process of the decision tree can be represented as a diagram in fig. 1.

Learning process optimization. The paper proposes the optimization of the information criterion for some selected attribute in order to reduce the algorithm operat-

ing time. The use of this modification allows avoiding optimization by means of enumeration search over the entire data set.

Separation Measure. Let us consider some attribute x_j in the case of two classes. Let x^+ be the average value of the attribute for the objects of the first class, x^- be the average value of the objects of the second class, and x^* be the average value between x^+ and x^- . We suppose that $x^+ > x^-$, then n^+ is the number of observations for which $x_j \geq x^*$, and n^- is the number of observations for which $x_j < x^*$. We calculate the value $d = n^+n^-$, which determines the separation ability. On the basis of the obtained values it is necessary to maximize the separation ability by choosing the attribute with the largest value of d . In other words, we will choose the attribute for which the class-based averages are the most distant from each other [5].

Differential evolution. In this paper the differential evolution method is used to optimize the information criterion for the selected attribute. The differential evolution method is one of the methods of evolutionary modeling designed to solve the multidimensional optimization problem [6]. The method uses the ideas of genetic algorithms, but unlike them it does not require working with variables in binary code [7].

Let us consider the algorithm. A set of random vectors which are possible solutions to the optimization problem is initialized. The set is called a population. The number of vectors in the population on each generation is the same and is one of the methods setting parameters.

At each iteration of the evolutionary process the algorithm generates a new generation of a population of vectors, randomly combining vectors of the previous generation among themselves according to certain rules. Unlike genetic algorithms, in differential evolution there is a different sequence of the evolutionary process stages – first a mutation is made, then a crossover and, last but not least, a selection.

Selection and crossover cannot be of different types in differential evolution, but there are many different types of mutations. In particular, 7 different types of mutations were used [8] in the implemented method of differential evolution. The choice of the mutation type is carried out by the Population-Level Dynamic Probabilities method of self-configuring [9; 10]. Self-configuring is carried out at the population level on the basis of the probabilities of using mutation types. A selection is made in accordance with a specific probability distribution. The probability of using some type of mutation varies for the whole population.

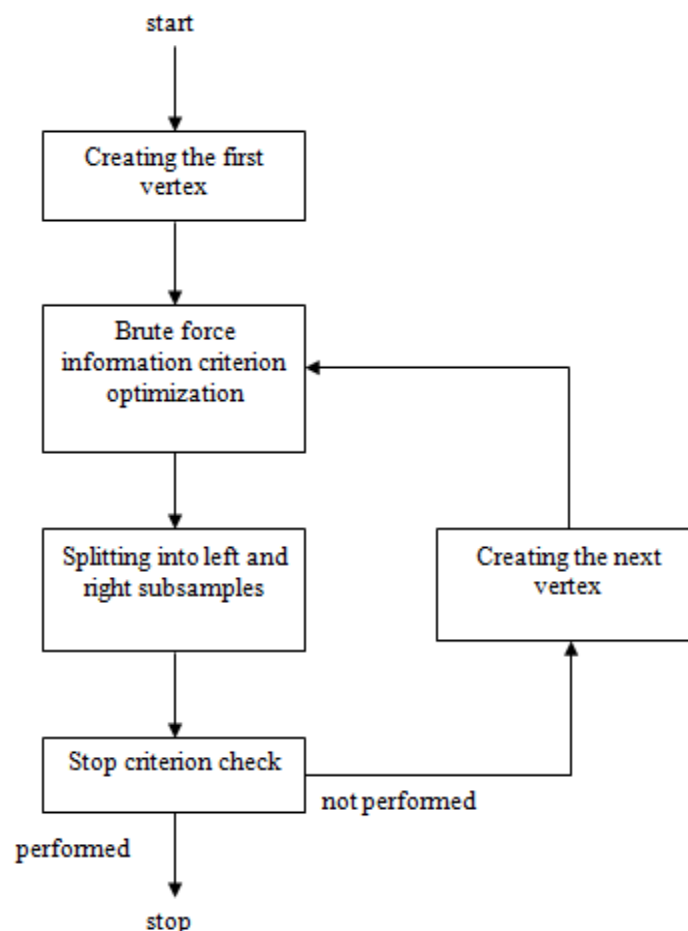


Fig. 1. Decision tree learning algorithm

Рис. 1. Схема алгоритма обучения дерева принятия решений

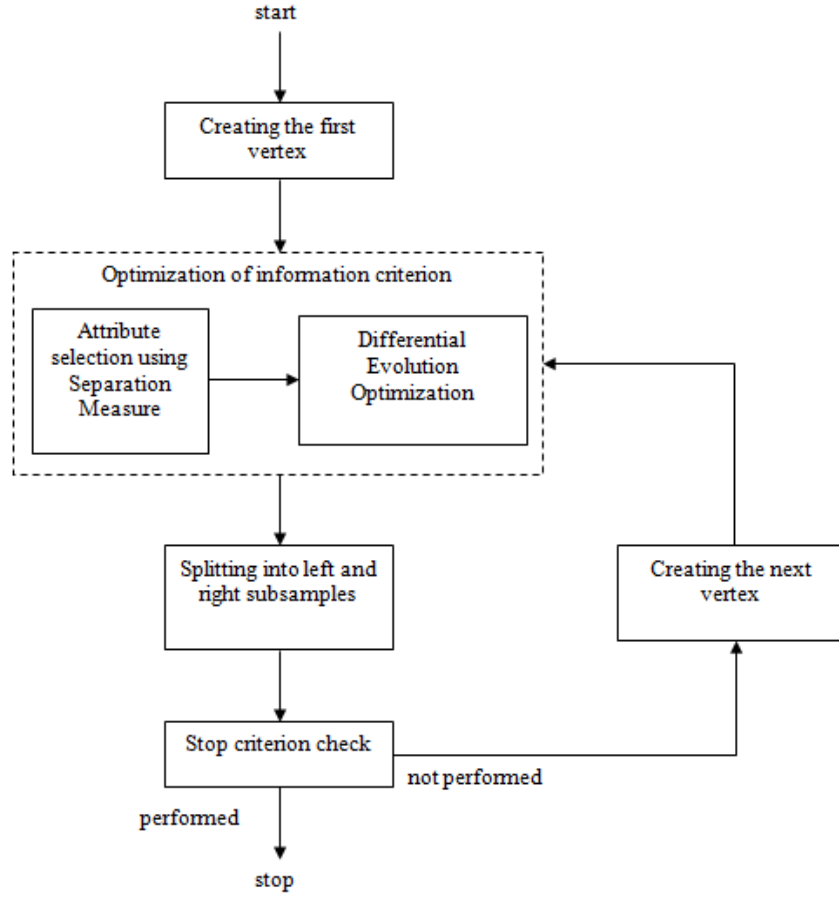


Fig. 2. Modified decision tree learning algorithm

Рис. 2. Модифицированный алгоритм обучения дерева решений

Probabilities are adapted on the basis of information about the successful or unsuccessful use of a mutation according to the formulas:

$$p_i = p_{all} + r_i \frac{(1 - np_{all})}{scale},$$

$$p_{all} = \frac{0.2}{n},$$

$$scale = \sum_{i=1}^n r_i,$$

$$r_i = \frac{success_i^2}{used_i},$$

where n is the number of mutation types, $used_i$ is the number of applications of the i -type of mutation, $success_i$ is the number of successful applications of the i -type of mutation, i. e. when the fitness of the offspring exceeded the average fitness of the parent population.

In the differential evolution method, in addition to the mutation strategy there are two more important factors that need to be adjusted: F is a parameter that determines the strength of the mutation, i.e. the amplitude of disturbances introduced into the vector by external noise; Cr is a parameter indicating the probability of crossing. Adaptation of parameters is carried out according to the Success History Adaptation algorithm [11]:

$$new_F = \frac{old_F + \frac{s1}{s2}}{2},$$

where new_F is the new value of the parameter F , and old_F is the old one, respectively.

$$s1 = \sum_{i=1}^n w_i \cdot (success_F_i)^2,$$

$$s2 = \sum_{i=1}^n w_i \cdot success_F_i,$$

$$w_i = \frac{FitDif_i}{\sum_{j=1}^n FitDif_j},$$

where n is the number of the parameter F successful applications, i. e. when the fitness of the offspring exceeds the average fitness of the parental individuals; $success_F$ is the value of the successfully applied parameter F ; $FitDif$ is a change in the fitness value for each successful parameter.

The procedure is similar for the parameter Cr . Parameters are adapted on the basis of information on the success of their application.

Fig. 2 presents a modified diagram of the decision tree learning algorithm.

The solution of classification problems. 4 tasks usually applied to analyze the effectiveness of classification algorithms [12] were used to compare the well-known DT learning algorithms with the modified algorithm:

- 1) Determining the type of soil from a satellite image.
- 2) Determining the type of a car.
- 3) Recognition of the type of an object by its segment.
- 4) Recognition of the urban landscape.

Comparison of algorithms is presented in the form of diagrams in fig. 3–6. It should be noted that the results averaged over 100 starts are presented for a modified learning algorithm with the differential evolution method, which is predetermined by the stochastic nature of the algorithm. Since the training time for standard and modi-

fied algorithms is significantly different, it is not possible to display them on diagrams. Therefore, for clarity in the diagrams the training time of standard algorithms is taken as a unit, and the training time of a modified algorithm is represented as a fraction of the training time of a standard algorithm. The horizontal axis in the diagrams shows the numbers of tasks.

Fig. 3, 4 illustrate a significant reduction in the time spent on the learning process. The following are diagrams comparing the efficiency of the algorithms classification. Efficiency refers to the percentage of correctly classified test sample objects.

Fig. 5, 6 show that the results of the classification efficiency do not differ significantly.

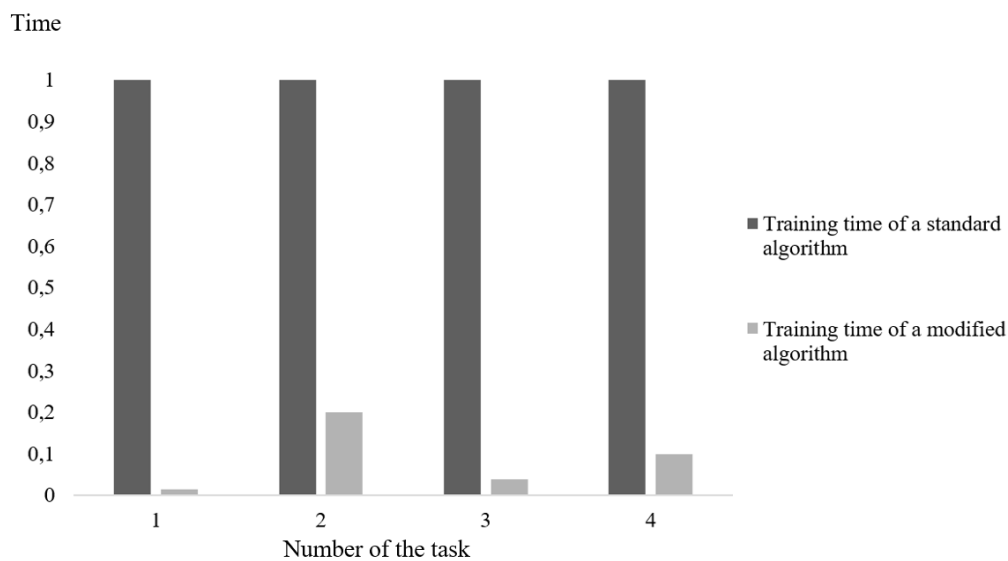


Fig. 3. Comparison of ID3 algorithms training time

Рис. 3. Сравнение времени обучения алгоритмов ID3

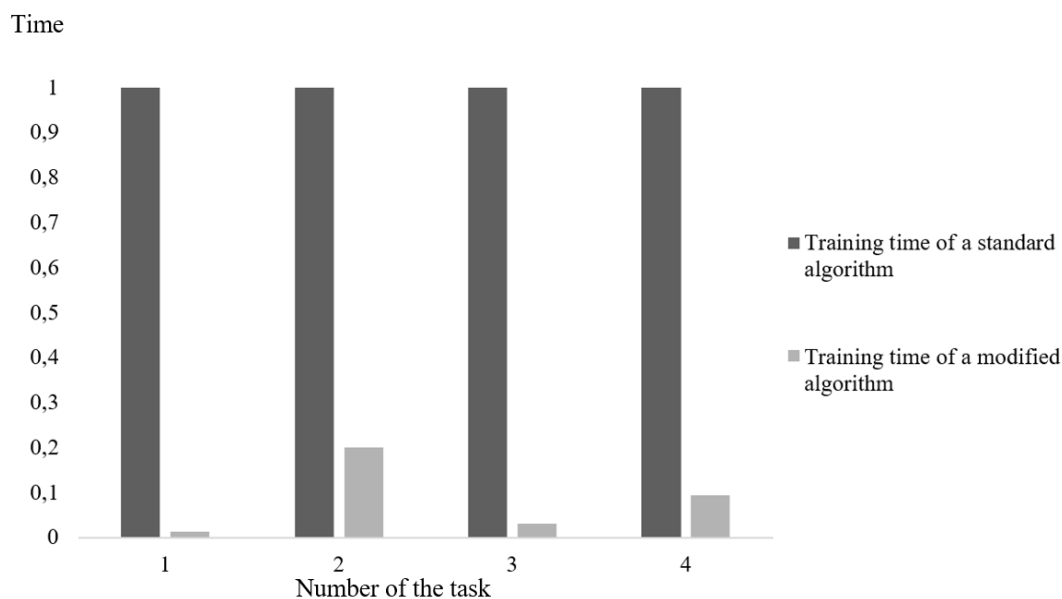


Fig. 4. Comparison of CART algorithms training time

Рис. 4. Сравнение времени обучения алгоритмов CART

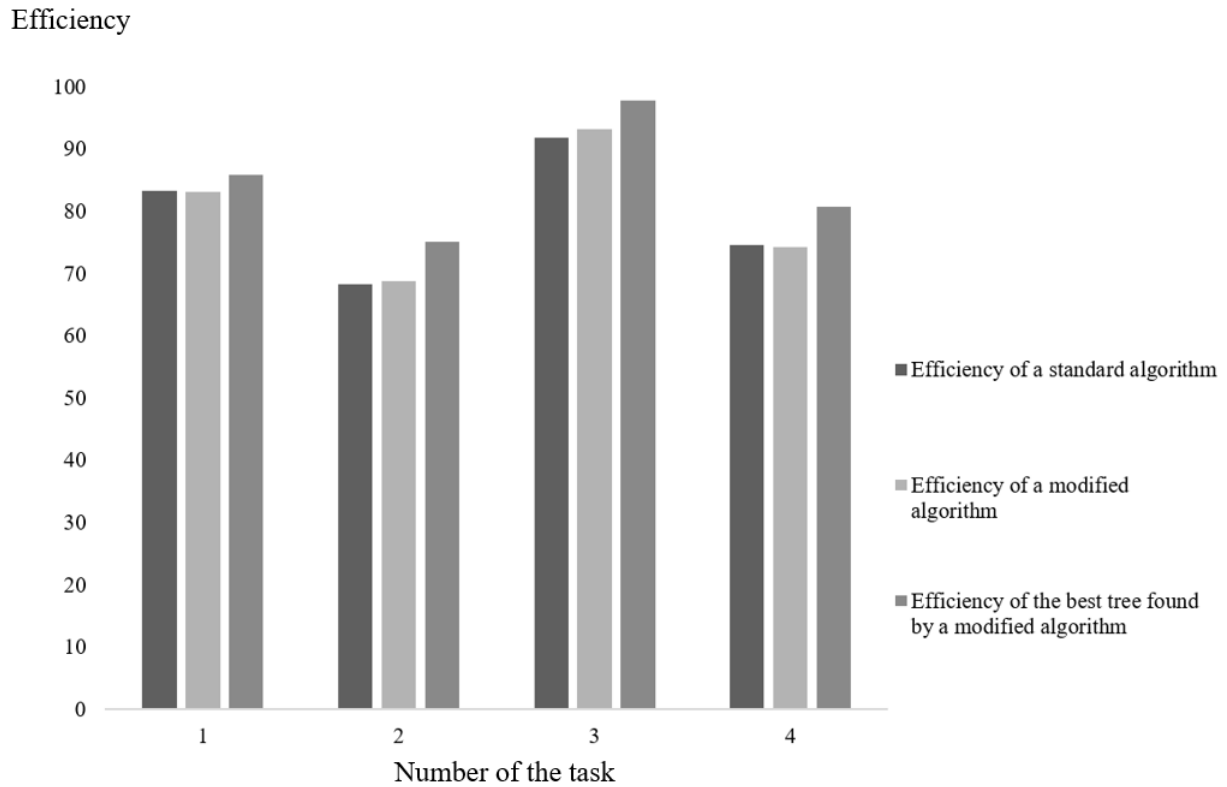


Fig. 5. Comparison of ID3 algorithms classification efficiency

Рис. 5. Сравнение эффективности классификации алгоритмов ID3

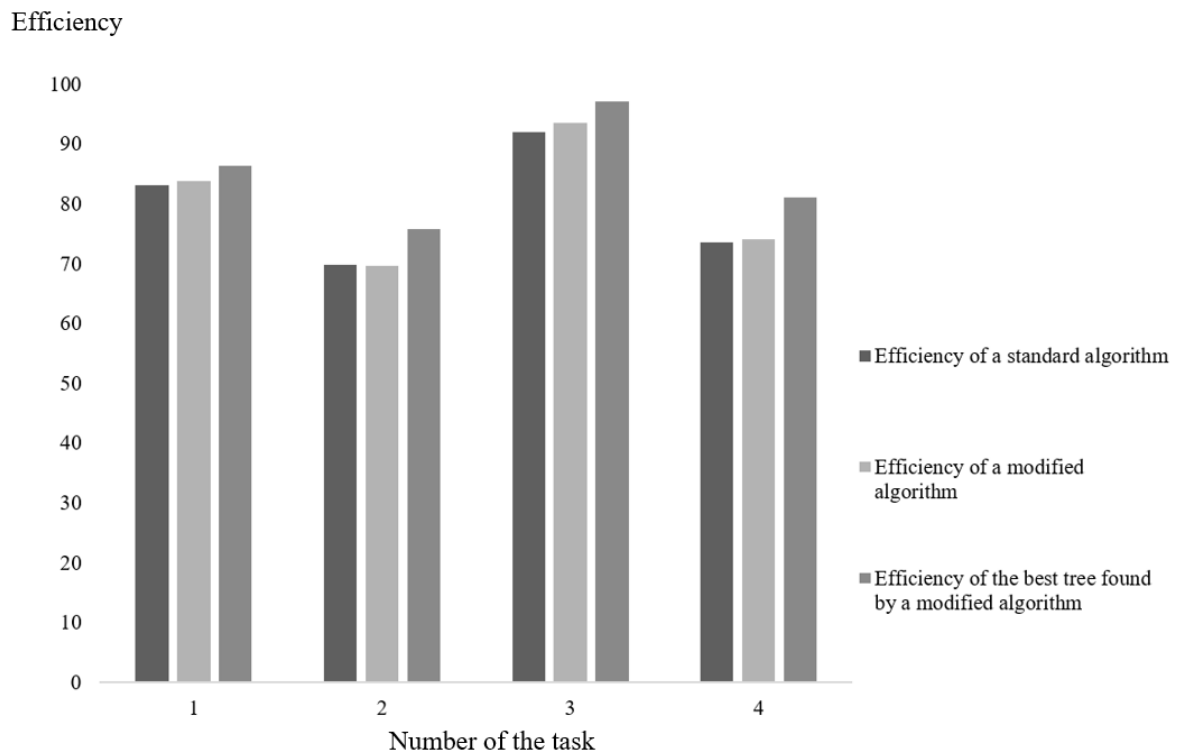


Fig. 6. Comparison of CART algorithms classification efficiency

Рис. 6. Сравнение эффективности классификации алгоритмов CART

Table 1

Experimental values of Student's t-test (average values)

	ID3	CART
Task 1	0.263	0.77
Task 2	0.378	0.121
Task 3	1.017	0.963
Task 4	0.27	0.381

Table 2

Experimental values of Student's t-test (best values)

	ID3	CART
Task 1	0.633	1.648
Task 2	2.635	1.506
Task 3	1.953	1.991
Task 4	2.389	3.097

Statistical analysis. Statistical analysis for a statistically reliable comparison of the efficiency of the standard and modified algorithms [13] was carried out in the present paper.

The hypothesis of the equality of mathematical expectations was put forward, an alternative hypothesis assumes inequality of mathematical expectations, the critical area is two-way. Cross-validation of each data set was performed, the algorithms were trained and tested several times on different parts of the samples in order to test the hypothesis. Student's t-test was used for comparison. According to Student's distribution table, $t_{cr} = 2.101$ was determined with a significance level of $\alpha = 0.05$ [14; 15]. Tab. 1 shows the observed values of Student's t-test for the considered tasks. Each cell corresponds to t_{obs} when comparing standard and modified algorithms.

All observed values of Student's t-test from tab. 1 did not fall into the critical region, i. e. $t_{obs} < t_{cr}$, therefore the hypothesis of mathematical expectations equality is accepted. Tab. 2 shows the observed values of Student's t-test when comparing trees obtained by the standard algorithm with the best trees obtained by the modified algorithm.

In tab. 2 not all observed values of Student's test exceeded the critical indicator, therefore, not all the best trees found by the modified algorithm have statistically significant differences from the trees obtained by the standard algorithm. However, in tab. 2 bold indicates values that exceed the critical indicator; for tasks 2 and 4 the modified ID3 algorithm can find decision trees that cope with classification much better. Similarly, for task 4 the modified CART algorithm allows finding the best decision trees.

Conclusion. In accordance with the statistical analysis the following conclusion can be drawn: when using the proposed modification of the decision tree learning algorithm, the training process can be significantly accelerated without losing classification efficiency. In addition, it is worth noting that although on average the algorithms work the same way, modified algorithms sometimes allow finding decision trees that better cope with the task. In the

future it is supposed to automate the process of forming decision trees by evolutionary algorithms in order to increase the efficiency of this method.

References

1. Breiman L., Friedman J. H., Olshen R. A., Stone C. T. Classification and Regression Trees. Wadsworth. Belmont. California. 1984, 128 p.
2. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning. Springer, 2009, 189 p.
3. Ross Quinlan J. C4.5: Programs for Machine learning. Morgan Kaufmann Publishers. 1993, 302 p.
4. Quinlan J. R. Induction of decision trees. *Machine learning*. 1986, No. 1(1), P. 81–106.
5. David L. Davies, Donald W. Bouldin. A Cluster Separation Measure. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. 1979, Vol. PAMI-1, Iss. 2, P. 224–227.
6. Storn R. On the usage of differential evolution for function optimization. *Biennial Conference of the North American Fuzzy Information Processing Society (NAFIPS)*. 2009, P. 519–523.
7. Goldberg D. E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Reading, MA: Addison-Wesley. 1989, 432 p.
8. Qin A. K., Suganthan P. N. Self-adaptive differential evolution algorithm for numerical optimization. *Proceedings of the IEEE congress on evolutionary computation (CEC)*. 2005, P. 1785–1791.
9. Semenkin E. S., Semenkina M. E. Self-configuring Genetic Algorithm with Modified Uniform Crossover Operator. *Advances in Swarm Intelligence. Lecture Notes in Computer Science 7331*. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg. 2012, P. 414–421.
10. Semenkin E., Semenkina M. Spacecrafts' control systems effective variants choice with self-configuring genetic algorithm. *ICINCO 2012 – Proceedings of the 9th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics*. 2012, P. 84–93.
11. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution. *IEEE Con-*

gress on Evolutionary Computation. Cancun. 2013, P. 71–78.

12. Machine Learning Repository. Available at: <https://archive.ics.uci.edu/ml/index.php> (accessed 19.08.2018).

13. Gmurman V. E. *Teoriya veroyatnostey i matematicheskaya statistika* [Probability theory and mathematical statistics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 2003, P. 303–304 (In Russ.).

14. Ayvazyan S. A., Enyukov I. S., Meshalkin L. D. *Prikladnaya statistika: Osnovy modelirovaniya i pervichnaya obrabotka dannykh* [Applied Statistics: Basics of modeling and primary data processing]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1983, 471 p. (In Russ.).

15. Rumshitskiy L. Z. *Matematicheskaya obrabotka rezul'tatov eksperimenta* [The mathematical processing of the experimental results]. Moscow, Nauka Publ., 1971, 192 p. (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Classification and Regression Trees / L. Breiman, J. H. Friedman, R. A. Olshen et al. Wadsworth. Belmont. California. 1984. 128 p.

2. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning. Springer, 2009. 189 p.

3. Ross Quinlan J. C4.5: Programs for Machine learning. Morgan Kaufmann Publishers. 1993. 302 p.

4. Quinlan J. R. Induction of decision trees // Machine learning. 1986. No. 1(1). P. 81–106.

5. David L. Davies, Donald W. Bouldin. A Cluster Separation Measure // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1979. Vol. PAMI-1, Iss. 2. P. 224–227.

6. Storn R. On the usage of differential evolution for function optimization // Biennial Conference of the North

American Fuzzy Information Processing Society (NAFIPS). 2009. P. 519–523.

7. Goldberg D. E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning // Reading, MA: Addison-Wesley. 1989. 432 p.

8. Qin A. K., Suganthan P.N. Self-adaptive differential evolution algorithm for numerical optimization // Proceedings of the IEEE congress on evolutionary computation (CEC). 2005. P. 1785–1791.

9. Semenkin E. S., Semenkin M. E. Self-configuring Genetic Algorithm with Modified Uniform Crossover Operator // Advances in Swarm Intelligence. Lecture Notes in Computer Science 7331. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg. 2012. P. 414–421.

10. Semenkin E., Semenkin M. Spacecrafts' control systems effective variants choice with self-configuring genetic algorithm // ICINCO 2012 – Proceedings of the 9th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics. 2012. P. 84–93.

11. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution 2013 IEEE Congress on Evolutionary Computation, Cancun. 2013. P. 71–78.

12. Machine Learning Repository [Электронный ресурс]. URL: <https://archive.ics.uci.edu/ml/index.php> (дата обращения: 19.08.2018).

13. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математическая статистика. М. : Высш. шк., 2003. С. 303–304.

14. Прикладная статистика: Основы моделирования и первичная обработка данных / С. А. Айвазян и др. М. : Финансы и статистика, 1983. 471 с.

15. Румшицкий Л. З. Математическая обработка результатов эксперимента. М. : Наука, 1971. 192 с.

© Mitrofanov S. A., Semenkin E. S., 2019

Mitrofanov Sergei Alexandrovich – Master student of the Department of System Analysis and Operations Research; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: sergeimitrofanov95@gmail.com.

Semenkin Evgeny Stanislavovich – Dr. Sc., Professor, Professor of the Department of System Analysis and Operations Research; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: eugenesemenkin@yandex.ru.

Митрофанов Сергей Александрович – студент магистратуры кафедры системного анализа и исследования операций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: sergeimitrofanov95@gmail.com.

Семенкин Евгений Станиславович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры системного анализа и исследования операций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eugenesemenkin@yandex.ru.

UDC 539.374

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-320-326

For citation: Senashov S. I., Savostyanova I. L., Cherepanova O. N. System analysis of dynamic problems of anisotropic plasticity theory. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 320–326. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-320-326

Для цитирования: Сенашов С. И., Савостьянова И. Л., Черепанова О. Н. Системный анализ динамических задач анизотропной теории пластичности // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 320–326. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-320-326

SYSTEM ANALYSIS OF DYNAMIC PROBLEMS OF ANISOTROPIC PLASTICITY THEORY

S. I. Senashov^{1*}, I. L. Savostyanova¹, O. N. Cherepanova²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

²Siberian Federal University
79, Svobodniy Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation

*E-mail: sen@sibsau.ru

Dynamic problems are the least studied area of plasticity theory. These problems arise in various fields of engineering and science, but the complexity of the original differential equations do not allow to develop accurate solutions and correctly solve numerical boundary value problems. This is even more typical of dynamic equations of anisotropic plasticity. Anisotropy reduces the group of symmetries allowed by the equations, and therefore narrows the number of invariant solutions. One-dimensional dynamic plasticity problems are well studied, but two-dimensional problems cause insurmountable mathematical difficulties due to the nonlinearity of the basic equations, even in the isotropic case. The study of the symmetries of the plasticity equations allowed us to find some exact solutions. The most known solution was found by B. D. Annin, who described the unsteady compression of a plastic layer made of isotropic material by rigid plates. Annin's solution is linear in two spatial variables, however, it includes arbitrary functions of time. Symmetries are also used in the proposed work. Point symmetries are first calculated for dynamic plasticity equations in the anisotropic case and are presented in the paper. The Lie algebra generated by the found symmetries appeared to be infinite-dimensional. This circumstance made it possible to apply the method of constructing new classes of non-stationary solutions. Symmetry can transform the exact solution of stationary dynamic equations in non-stationary solutions. The framed solutions include arbitrary functions and arbitrary constants. The outline of the article is as follows: according to the method of Lie group of point symmetries allowed by the equations of anisotropic plasticity is calculated. Two classes of new stationary invariant solutions are framed. These stationary solutions, by means of transformations generated by point symmetries, are transformed into new non-stationary solutions. In conclusion, a new self-similar solution of unsteady equations of anisotropic plasticity is framed; Annin's solution is generalized for the anisotropic case. The framed solutions can be used to describe the compression of plastic material between rigid plates, as well as to test programs, designed to solve anisotropic plastic problems.

Keywords: anisotropic plasticity, dynamics, symmetries, exact solutions.

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ЗАДАЧ АНИЗОТРОПНОЙ ТЕОРИИ ПЛАСТИЧНОСТИ

С. И. Сенашов^{1*}, И. Л. Савостьянова¹, О. Н. Черепанова²

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

²Сибирский федеральный университет,
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79

*E-mail: sen@sibsau.ru

Динамические задачи – это наименее изученная область теории пластичности. Динамические задачи возникают в самых разных областях техники и науки, но сложность исходных дифференциальных уравнений не позволяет строить точные решения и корректно численно решать краевые задачи. Это еще в большей степени касается динамических уравнений анизотропной пластичности. Анизотропия уменьшает группу симметрий, допускаемую уравнениями, а, следовательно, и сужает количество инвариантных решений. Неплохо исследованы одномерные динамические задачи пластичности, но уже двумерные задачи вызывают непреодолимые математические сложности из-за нелинейности основных уравнений, даже в изотропном случае.

Изучение симметрий уравнений пластичности позволило построить некоторые точные решения. Б. Д. Аннин построил наиболее известное решение, описывающее сжатие жесткими плитами пластического слоя из изотропного материала. Решение Аннина линейно по двум пространственным переменным, и в него входят произвольные функции времени. В предлагаемой работе также используются симметрии. В статье впервые вычислены точечные симметрии для динамических уравнений пластичности в анизотропном случае. Алгебра Ли, порождаемая найденными симметриями, оказалась бесконечномерной. Это обстоятельство дало возможность применить методику построения новых классов нестационарных решений. Симметрии позволяют преобразовать точные решения стационарных динамических уравнений в нестационарные решения. В построенные решения входят произвольные функции и произвольные постоянные. В статье по методике Ли-Овсянникова вычисляется группа точечных симметрий, допускаемая уравнениями анизотропной пластичности. Строятся два класса новых стационарных инвариантных решений. Эти стационарные решения, с помощью преобразований, порождаемых точечными симметриями, преобразуются в новые нестационарные решения. В заключении работы построено новое автомодельное решение нестационарных уравнений анизотропной пластичности, а решение Аннина обобщено на анизотропный случай. Приведенные решения можно использовать для описания сжатия пластического материала между жесткими плитами, а также для тестирования программ, предназначенных для исследования анизотропных пластических задач.

Ключевые слова: анизотропная пластичность, динамика, симметрии, точные решения.

Introduction. The theory of plasticity is covered in numerous studies, which is caused by the importance and relevance of the tasks under consideration. These tasks arise in the design of machines and mechanisms, in the technological processes using plastic deformations, in the process of armor drilling with a missile. Modern and classical articles or monographs [1–5] deal mainly with static problems and isotropic materials, the reason of which is not the lack of dynamic tasks importance to applications, but because there are no methods developed to solve dynamic problems. For the first time the spatial solution of dynamic equations was framed by B. D. Annin [6] in 1978. This solution was linear across two spatial variables and contained several arbitrary time-dependent functions. It was found by B. D. Annin on the basis of point symmetry group research, allowed by the equation system of dynamic plasticity theory. Later, based on the equation group properties, exact solutions of some flat dynamic problems were framed [6]. Since then, prior to the work [7], there seems to be no new solutions. Here the authors refer to the unique overview [3], where systems of nonlinear equations of solid media mechanics and their exact solutions are collected. The study of the symmetry group showed that the new method can be applied to anisotropic dynamic plasticity equations – to convert stable solutions of ideal plasticity into unstable ones, as it was done in [7].

Group properties can be applied for different purposes. They are most often used to frame invariant solutions. These are solutions that do not change under continuous transformations allowed, according to Lie, by the given system of differential equations. The invariant solutions of plasticity equations and their framing methods, for example, can be found in more detail in [6] and in the literature references. The works of authors [8–15] show how it is possible to “deform” exact solutions and to reduce one exact solution into another exact solution in the case of flat stationary equations of ideal plasticity by means of point symmetry. In the present paper we use a group of point symmetry to transform new stable solutions into new unstable ones for three-dimensional non-stationary plasticity equations, which was first done to solve plasticity equations in the isotropic case in [7].

Problem setting. Assume that $x = x_1$, $y = x_2$, $z = x_3$ – orthogonal Cartesian coordinate system, $u = v_1$, $v = v_2$, $w = v_3$ – components of the strain velocity vector, e_{ij} – strain rate tensor components, σ_{ij} – stress tensor components. Stress tensor components and velocity vector components satisfy motion equations

$$\partial_i v_i + v_j \partial_j v_i = \partial_i \sigma_{ij}, \quad i, j = 1, 2, 3. \quad (1)$$

Duplicate indexes are expected to sum. Stress strain tensor and strain rate tensor

$$\sigma_{ij} - \delta_{ij} p = \lambda e_{ij} = \lambda (\partial_j v_i + \partial_i v_j) / 2, \quad (2)$$

where δ_{ij} – Kronecker's symbol, λ – some non-negative function, $3p = \sigma_{ii}$.

The medium is assumed to be incompressible, so there is an incompressibility equation

$$\partial_i v_i = 0. \quad (3)$$

The equation system (1)–(3) is completed by the Mises plasticity condition

$$a_{11}(\sigma_{11} - p)^2 + a_{22}(\sigma_{22} - p)^2 + a_{33}(\sigma_{33} - p)^2 + 2(a_{12}\sigma_{12}^2 + a_{13}\sigma_{13}^2 + a_{23}\sigma_{23}^2) = 1, \quad (4)$$

where a_{ij} – current anisotropy parameters.

1. Group properties of dynamic plasticity theory equations. Let's calculate the group of point symmetries allowed by equations (1)–(4). We will do this according to the known method of Lie-Ovsyannikov, which has been already applied to equations of plasticity in [6]. The point symmetry group is generated by the following operators:

$$X_0 = \partial_t, M = t\partial_t + x_i \partial_{x_i}, S = \varphi(t) \partial_p, \quad (5)$$

$$T_i = f_i(t) \partial_{x_i} - \dot{f}_i(t) \partial_{v_i} - x_i \ddot{f}_i(t) \partial_p,$$

on not to add together i .

Functions $\varphi(t), f_i(t)$ are arbitrary from the class C^∞ , thus operators (5) give rise to an infinitesimal Lie

algebra. The point at the top indicates a derivative of the variable t .

A remarkable property of point symmetries is that they transfer the solution of the system (1)–(4) back into the exact solutions of the same system. Let the original coordinates be t, x_i, v_i, p then they are converted to new coordinates t', x'_i, v'_i, p' using transformations corresponding to operators (5):

$$\begin{aligned} t' &= t(a_0 + \exp a_1), x' = (\exp a_1 + a_{i+2} f_i(t)), \\ v'_i &= v_i + a_{i+2} \dot{f}_i(t), p' = p + \sum_{i=1}^3 \ddot{f}_i(t) a_{i+2}. \end{aligned} \quad (6)$$

Here a_i – are group parameters that continuously change in some proximity of zero. Then we use these transformations to frame new solutions of the system (1)–(4).

2. Stable system solutions (1)–(4). Since the system (1)–(4) accept the operator $X_0 = \partial_t$, invariant system solutions can be searched, which are independent of variable t . These solutions are determined from the system

$$\begin{aligned} v_j \partial_j v_i &= \partial_i \sigma_{ij}, \\ \sigma_{ij} - \delta_{ij} p &= \lambda e_{ij} = \lambda (\partial_j v_i + \partial_i v_j) / 2, \\ \partial_i v_i &= 0, a_{11} (\sigma_{11} - p)^2 + a_{22} (\sigma_{22} - p)^2 + \\ &+ a_{33} (\sigma_{33} - p)^2 + 2(a_{12} \sigma_{12}^2 + a_{13} \sigma_{13}^2 + a_{23} \sigma_{23}^2) = 1. \end{aligned} \quad (7)$$

The system (7) is simpler than the initial equation system as it possesses less independent variables. However, the solution, except the trivial ones, is not available to the knowledge of the authors [1–6].

A) Let us search for the invariant system solution (7) with reference to two-dimensional subalgebra generated by operators $\partial_y + A \partial_p, \partial_z + B \partial_p$. This solution will have the following appearance

$$u = u(x), v = v(x), w = w(x), p = Ay + Bz + p(x). \quad (8)$$

Here A, B arbitrary constants, functions u, v, w, p are determined from the system (7). Substituting ratios (7) into (8), we obtain

$$\begin{aligned} u &= \text{const}, \partial_x \sigma_{11} = 0, \\ u \partial_x v &= \partial_x \sigma_{12} + A, u \partial_x w = \partial_x \sigma_{13} + B. \end{aligned} \quad (9)$$

From (9) we obtain A system of ordinary differential equations to determine function v, w

$$\begin{aligned} u d_x v &= d_x \frac{2d_x v}{\sqrt{a_{12}(d_x v)^2 + a_{13}(d_x w)^2}} + A, \\ u d_x w &= d_x \frac{2d_x w}{\sqrt{a_{12}(d_x v)^2 + a_{13}(d_x w)^2}} + B, \\ \sigma_{11} &= \sigma_{22} = \sigma_{33} = p = \text{const}. \end{aligned} \quad (10)$$

Let us introduce the new required functions according to the formulas

$$\sqrt{a_{12} d_x v} = h \sin \varphi, \sqrt{a_{13} d_x w} = h \cos \varphi. \quad (11)$$

Then, the system (10) will be written as

$$uh \sin \varphi = \varphi' \cos \varphi + A, uh \cos \varphi = -\varphi' \sin \varphi + B. \quad (12)$$

From (12) we obtain

$$\frac{d\varphi}{-A \cos \varphi + B \sin \varphi} = dx.$$

While integrating the equation we have

$$\frac{1}{\sqrt{A^2 + B^2}} \ln \left| \operatorname{tg} \frac{\varphi + \theta}{2} \right| = x + C,$$

$$\text{where } \sin \theta = -\frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2}}.$$

Hence follows

$$\begin{aligned} \varphi &= -\theta + 2 \operatorname{arctg} \left(\exp(x + C) \sqrt{A^2 + B^2} \right), \\ h &= \begin{cases} \frac{1}{u} \left(-2 \frac{\exp(x + C) \sqrt{A^2 + B^2}}{1 + \exp^2(x + C) \sqrt{A^2 + B^2}} \right) \operatorname{tg} \varphi + \\ + \frac{B}{u \cos \varphi}, \text{ если } \cos \varphi \neq 0, \\ \frac{1}{u} \left(2 \frac{\exp(x + C) \sqrt{A^2 + B^2}}{1 + \exp^2(x + C) \sqrt{A^2 + B^2}} \right) \operatorname{ctg} \varphi + \\ + \frac{A}{u \sin \varphi}, \text{ если } \cos \varphi = 0, \end{cases} \quad (13) \\ \sigma_{12} &= \sin \varphi / \sqrt{a_{12}}, \sigma_{13} = \cos \varphi / \sqrt{a_{13}}. \end{aligned}$$

We study functions behavior included in formulas (13).

Assuming that x varies from $-\infty$ to $+\infty$ then $\exp(x + C) \sqrt{A^2 + B^2}$ from zero to $+\infty$, $2 \operatorname{arctg} \left(\exp(x + C) \sqrt{A^2 + B^2} \right)$ monotonously increases from zero to π . Here in φ varies from $-\theta$ to $-\theta + \pi$. Hereafter based on formulas (13) it becomes clear how the tensor tension components change.

This small study makes it possible to interpret the resulting solution as follows. There are two rigid rough plates $x = x_1 = \text{const}, x = x_2 = \text{const}$. Plastic material is pressed between them. Tangential stresses σ_{12}, σ_{13} .

B) We will search for invariant system solution (7) with reference to single-dimensional subalgebra, created by operators $\frac{1}{\alpha} \partial_x + \frac{1}{\beta} \partial_y - \frac{2}{\gamma} \partial_z$. The solution will have the following appearance

$$\begin{aligned} u &= Ag(\alpha x + \beta y + \gamma z), v = Bg(\alpha x + \beta y + \gamma z), \\ w &= Cg(\alpha x + \beta y + \gamma z), p = F(\alpha x + \beta y + \gamma z) \end{aligned} \quad (14)$$

Here $A, B, C, \alpha, \beta, \gamma$ are arbitrary parameters, function g, F are calculated from (6). Let's substitute the ratios (14) in (7). Obtained are the following ratios between functions and constant

$$\begin{aligned} \alpha A + \beta B + \gamma C &= 0, p = \text{const}, \\ g &\text{— arbitrary smooth function.} \end{aligned} \quad (15)$$

From (14) and (15) it follows that all the components of the tension tensor are constant and have the following appearance:

$$\begin{aligned}\sigma_{11} &= p + \frac{\alpha A}{D}, \quad \sigma_{22} = p + \frac{\beta B}{D}, \quad \sigma_{33} = p + \frac{\gamma C}{D}, \\ \sigma_{12} &= \frac{\beta A + \alpha B}{2D}, \quad \sigma_{13} = \frac{\gamma A + \alpha C}{2D}, \quad \sigma_{23} = \frac{\gamma B + \beta C}{2D}, \\ D^2 &= (a_{11}(\alpha A)^2 + a_{22}(\beta B)^2 + a_{33}(\gamma C)^2 + \\ &+ a_{12} / 2(\beta A + \alpha B)^2 + a_{13} / 2(\gamma A + \alpha C)^2 + \frac{a_{23}}{2}(\gamma B + \beta C)^2).\end{aligned}$$

A similar solution in the absence of convective members was framed in [15].

3. Deformation of system non-stationary solution (1)–(4).

A) Let's consider the stationary solution (8)–(13), framed in the previous paragraph, and by means of transformations (6) deform it into non-stationary solutions of the original system (1)–(4).

We have

$$\varphi = -\theta + 2\arctg\left(\exp(x + a_3 f_1(t) + C)\sqrt{A^2 + B^2}\right). \quad (16)$$

In this case, the tangential stresses σ_{12}, σ_{13} are no longer constant on the plates, as it was the case in the previous paragraph, but vary depending on the selected function included in the function (16). This solution can be interpreted by the impact of vibration loads on the plates $x = x_1 = \text{const}$, $x = x_2 = \text{const}$. At the same time the plates themselves also change their shape $x + a_3 f_1(t) = x_1$, $x + a_1 f_1(t) = x_2$. Here, if a_3 – a group parameter is the one which can be fixed $a_3 = 0$ then we get the initial stationary solution.

B) Let's consider the second stationary solution (14) framed in paragraph 2 B). By means of transformations (5), similar to the previous solution, we deform it into non-stationary solutions of the original system (1)–(4).

To do this, we apply a remarkable property of point symmetry of their ability to convert the system solution (1)–(4) back into the exact solutions of the same system.

The system (1)–(4) allows operators

$$S = \varphi(t)\partial_p,$$

$$T_i = f_i(t)\partial_{x_i} + \dot{f}_i(t)\partial_{v_i} - x_i \ddot{f}_i(t)\frac{\partial}{\partial p}, \quad i=1, 2, 3.$$

It means that it does not change under transformation

$$\begin{aligned}x'_i &= x_i + a_{i+2}f_i, \quad v'_i = v_i + a_{i+2}\dot{f}_i(t), \\ p' &= p - \sum_{i=1}^3 a_{i+2}x_i \dot{f}_i(t) + a_2\varphi(t).\end{aligned} \quad (17)$$

Here, variables without a prime are original, and variables with a prime are derived from point transformations corresponding to the subalgebra generated by the operators S, T_i with a_i – group parameters that continuously change in some proximity of zero.

Assuming that v_i^1, p^1 – is some system solution (1)–(4) then according to (17) v_i^2, p^2 a new solution for the same system

$$\begin{aligned}v_1^2 &= v_1^1(t, x_1 + a_3 f_1(t), x_2 + a_4 f_2(t), x_3 + a_5 f_3(t)) + a_3 \dot{f}_1(t), \\ v_2^2 &= v_2^1(t, x_1 + a_3 f_1(t), x_2 + a_4 f_2(t), x_3 + a_5 f_3(t)) + a_4 \dot{f}_2(t), \\ v_3^2 &= v_3^1(t, x_1 + a_3 f_1(t), x_2 + a_4 f_2(t), x_3 + a_5 f_3(t)) + a_5 \dot{f}_3(t), \\ p^2 &= p^1(t, x_1 + a_3 f_1(t), x_2 + a_4 f_2(t), x_3 + a_5 f_3(t)) - \\ &- \sum_{i=1}^3 x_i a_{i+2} \ddot{f}_i(t),\end{aligned} \quad (18)$$

is also accurate solution for the same system. We use this property to frame new system solutions (1)–(4). We will apply formula (18) to the solution framed in paragraph 2B).

We have

$$\begin{aligned}u &= Ag(\alpha(x + f_1(t)) + \beta(y + f_2(t)) + \gamma(z + f_3(t))) + \dot{f}_1(t), \\ v &= Bg(\alpha(x + f_1(t)) + \beta(y + f_2(t)) + \gamma(z + f_3(t))) + \dot{f}_2(t), \\ w &= Cg(\alpha(x + f_1(t)) + \beta(y + f_2(t)) + \gamma(z + f_3(t))) + \dot{f}_3(t), \\ p &= -x \ddot{f}_1(t) - y \ddot{f}_2(t) - z \ddot{f}_3(t) + \varphi(t)\end{aligned} \quad (19)$$

As a result, a new unstable velocity field, which corresponds to the following stressed state, has been built

$$\begin{aligned}\sigma_{11} &= p + \frac{\alpha A}{D}, \quad \sigma_{22} = p + \frac{\beta B}{D}, \quad \sigma_{33} = p + \frac{\gamma C}{D}, \\ \sigma_{12} &= \frac{\beta A + \alpha B}{2D}, \quad \sigma_{13} = \frac{\gamma A + \alpha C}{2D}, \quad \sigma_{23} = \frac{\gamma B + \beta C}{2D}, \\ D^2 &= (a_{11}(\alpha A)^2 + a_{22}(\beta B)^2 + a_{33}(\gamma C)^2 + \\ &+ a_{12} / 2(\beta A + \alpha B)^2 + a_{13} / 2(\gamma A + \alpha C)^2 + \frac{a_{23}}{2}(\gamma B + \beta C)^2), \\ p &= -x \ddot{f}_1(t) - y \ddot{f}_2(t) - z \ddot{f}_3(t) + \varphi(t).\end{aligned}$$

4. New automatic solution of the equation system (1)–(4). Let us frame the invariant solution based on subalgebra $M = t\partial_t + x_i\partial_{x_i}$. It has the following appearance

$$\begin{aligned}u &= u(\xi, \eta, \zeta), \quad v = v(\xi, \eta, \zeta), \quad w = w(\xi, \eta, \zeta), \\ p &= p(\xi, \eta, \zeta), \quad \xi = \frac{x_1}{t}, \quad \eta = \frac{x_2}{t}, \quad \zeta = \frac{x_3}{t}.\end{aligned} \quad (20)$$

In the literature, such decisions are commonly referred to as auto-model.

We substitute (20) into the equation system (1)–(4) and obtain

$$\begin{aligned}(u - \xi)\partial_\xi u + (v - \eta)\partial_\eta u + (w - \zeta)\partial_\zeta u &= \partial_\xi \sigma_{11} + \partial_\eta \sigma_{12} + \partial_\zeta \sigma_{13}, \\ (u - \xi)\partial_\xi v + (v - \eta)\partial_\eta v + (w - \zeta)\partial_\zeta v &= \partial_\xi \sigma_{12} + \partial_\eta \sigma_{22} + \partial_\zeta \sigma_{23}, \\ (u - \xi)\partial_\xi w + (v - \eta)\partial_\eta w + (w - \zeta)\partial_\zeta w &= \partial_\xi \sigma_{13} + \partial_\eta \sigma_{23} + \partial_\zeta \sigma_{33}, \\ \partial_\xi u + \partial_\eta v + \partial_\zeta w &= 0, \\ a_{11}(\sigma_{11} - p)^2 + a_{22}(\sigma_{22} - p)^2 + a_{33}(\sigma_{33} - p)^2 &+ \\ + 2(a_{12}\sigma_{12}^2 + a_{13}\sigma_{13}^2 + a_{23}\sigma_{23}^2) &= 1.\end{aligned} \quad (21)$$

The equation system (21) is more simplistic than the initial equation system since it contains one independent variable less.

We will search for the equation system solution (21) with the following appearance

$$\begin{aligned} u &= \xi, \quad v = \eta, \quad w = -2\zeta + f(\xi, \eta), \\ p &= p(\xi, \eta, \zeta) \end{aligned} \quad (22)$$

where $f(\xi, \eta)$ is differentiable function.

Substituting (22) into (21) we receive

$$\begin{aligned} \partial_\xi \sigma_{11} &= 0, \\ \partial_\eta \sigma_{22} &= 0.2(-f + 3\zeta) = \\ &= \partial_\xi \sigma_{13} + \partial_\eta \sigma_{23} + \partial_\zeta p. \end{aligned} \quad (23)$$

Note that the incompressibility equation is satisfied in the identical manner.

From the system (23) we receive

$$\begin{aligned} \sigma_{11} &= \sigma_{22}, \quad p = 3\zeta^2 + \sigma_{11}, \\ -2f &= \partial_\xi \sigma_{13} + \partial_\eta \sigma_{23}. \end{aligned}$$

Out of the last system equation (23) follows the equation to determine function f

$$\begin{aligned} -2f &= \partial_\xi \frac{f_\xi}{\sqrt{a_{11} + a_{22} - 2a_{33} + a_{12}f_\xi^2 + a_{13}f_\eta^2}} + \\ &+ \partial_\eta \frac{f_\eta}{\sqrt{a_{11} + a_{22} - 2a_{33} + a_{12}f_\xi^2 + a_{13}f_\eta^2}} \end{aligned} \quad (24)$$

Equation (24) is found in the study of equilibrium surfaces in the hydromechanics of weightlessness [16]. It is also found in the theory of plasticity [17] when describing slow non-stationary currents in the cylindrical channel, generating of which are parallel to the z axis.

In general, it is difficult to solve equation (24), so we will consider the particular case where $f = f(\xi)$. In this case we get an ordinary second-order differential equation that allows order downgrade and is reduced to a first-order equation of the class

$$f'_\xi = \pm \frac{\sqrt{1 + (2a_{33} - a_{11} - a_{22})a_{12}(f^2 + C)^2}}{a_{12}^{3/2}(f^2 + C)}, \quad (25)$$

where C – arbitrary variable. Equation (25) is found via quadratures; solutions are written as elliptical integrals of the first and second classes.

For convenience of the framed solution interpretation we will transform variables as follows. Let's enter new independent variables based on formula $x' = -mx$, $y' = -my$, $z' = mz$, $t' = h - mt$. Here m, h – are positive constants. This transformation can be done because the source system allows stretch and transfer operators. In this case the solution is framed as

$$u = \frac{-mx}{h - mt}, \quad v = \frac{-my}{h - mt}, \quad w = \frac{2mz}{h - mt} + f\left(\frac{-mx}{h - mt}\right).$$

This solution can be interpreted as a plastic flow of a layer along the oz axis that is compressed by rigid and

rough plates in the x and y directions with plates approaching at a constant speed m . Then, $2H = h - mt$, the thickness of the layer at the time t .

5. Generalization of Annin's solution to the anisotropic case. In this paragraph we will summarize B. D. Annin's solution [3] to the anisotropic case. To do this, let us find an invariant solution based on a two-dimensional sub-algebra generated by operators

$$\langle T_1, T_2 \rangle = \left\langle f_1(t)\partial_x + f_1(t)\partial_u - x\ddot{f}_1(t)\frac{\partial}{\partial p}, f_2(t)\partial_y + f_2(t)\partial_v - y\ddot{f}_2(t)\frac{\partial}{\partial p} \right\rangle.$$

It should be looked for as

$$\begin{aligned} u &= \frac{\dot{f}_1}{f_1}x + B^1(t, z) = A^1x + B^1, \\ v &= \frac{\dot{f}_2}{f_2}y + B^2(t, z) = A^2x + B^2, \\ w &= A^3(t)x + B^3(t), \\ p &= -\frac{x^2\ddot{f}_1}{2f_1} - \frac{y^2\ddot{f}_2}{2f_2} + B^3(t, z) = -\frac{x^2}{2}\left(\dot{A}^1 + (A^1)^2\right) - \\ &- \frac{y^2}{2}\left(\dot{A}^2 + (A^2)^2\right) + B^4(t, z). \end{aligned} \quad (26)$$

Here A^i, B^i – functions are calculated from (1)–(4). Adding (26) to equation system (1)–(4) we obtain

$$\begin{aligned} A^3 &= -A^1 - A^2, \\ p &= -\frac{x^2}{2}\left(\dot{A}^1 + (A^1)^2\right) - \frac{y^2}{2}\left(\dot{A}^2 + (A^2)^2\right) - \\ &- \frac{z^2}{2}\left(\dot{A}^3 + (A^3)^2\right) + (t)x + b_2(t)y + \lambda A^3, \\ S_{11} &= \lambda A^1, \quad S_{22} = \lambda A^2, \quad S_{33} = \lambda A^3, \quad S_{12} = 0, \\ S_{13} &= \lambda \partial_z B^1, \quad S_{23} = \lambda \partial_z B^2, \\ \lambda^{-2} &= a_{11}(A^1)^2 + a_{22}(A^2)^2 + a_{33}(A^3)^2 + \\ &+ 2(a_{12}(\partial_z B^1)^2 + a_{13}(\partial_z B^2)^2). \end{aligned}$$

Here b_i – arbitrary function of t . Functions A^i, B^i are calculated from

$$\begin{aligned} B^1 - b_1 + A^1 B^1 + (A^3 z + B^3)\partial_z B^1 &= \partial_z(\lambda B^1), \\ B^2 - b_2 + A^2 B^2 + (A^3 z + B^3)\partial_z B^2 &= \partial_z(\lambda B^2). \end{aligned}$$

This solution can be applied when analyzing a plastic flow of a parallelepiped made of anisotropic material compressed between rigid plates.

Conclusion. The paper demonstrates how with the help of symmetries it becomes possible to turn a stationary solution of plasticity equations into a whole

class of non-stationary solutions of dynamic plasticity equations. These solutions might be used to analyze dynamic technological processes. In addition, new solutions to dynamic plasticity equations have been framed by the standard methods of group analysis.

References

- Ivlev D. D., Maksimova L. A., Nepershin R. I. *Pre-delnoe sostoyanie deformirovannykh tel i gornykh porod* [The ultimate state of deformed bodies and rocks]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 832 p.
- Polyanin A. D., Zaitsev V. F. Handbook of nonlinear partial differential equations. CRC Press. London, New York, Second Editional, 2012, 1876 p.
- Novatskiy V. K. *Volnovye zadachi teorii plastichnosti* [Wave problems of the theory of plasticity]. Moscow, Mir Publ., 1978, 307 p.
- Zadayan M.A. *Prostranstvennye zadachi teorii plastichnosti* [Spatial problems of the theory of plasticity] Moscow, Nauka Publ., 1992. 382 p.
- Ishlinskiy A. Yu., Ivlev D. D. *Matematicheskaya teoriya plastichnosti* [Mathematical theory of plasticity]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2001, 704 p.
- Annin B. D., Bytev V. O., Senashov S. I. *Grupovye svoystva uravneniy uprugosti i plastichnosti* [Group properties of equations of elasticity and plasticity]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1985, 142 p.
- Senashov S. I., Savostyanova I. L. [New solutions of the dynamic equations of perfect plasticity]. *Sibirskiy zhurnal industrial'noy matematiki*. T. 22, No. 4(80), P. 89–91.
- Kiryakov P. P., Senashov S. I., Yakhno A. N. *Prilozhenie simmetriy i zakonov sokhraneniya k resheniyu differentsial'nykh uravneniy* [The application of symmetries and conservation laws to the solution of differential equations]. Novosibirsk, Izd-vo SO RAN Publ., 2001, 193 p.
- Senashov S. I., Gomonova O. V., Yakhno A. N. *Matematicheskie voprosy dvumernykh uravneniy ideal'noy plastichnosti* [Mathematical problems of two-dimensional ideal plasticity equations]. Krasnoyarsk, Sib. gos. aerokosmich. un-t Publ., 2012, 139 p.
- Senashov S. I., Yakchno A. N. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries Nonlinear analysis, 2009, No. 71, P. 1274–1284.
- Senashov S. I., Savostyanova I. L., Filyushina E. V. [About torsion of parallelepiped around three axis] *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*, 2017, T. 18, No. 3, P. 545–551.
- Senashov S.I., Yakchno A.N. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system. *J. Phys. A: Math. Theor.* 2013, No. 46, 355202.
- Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws, Hodograph Transformation and Boundary Value Problems of Plane Plasticity SIGMA 8 (2012), 071, 16 pages <http://dx.doi.org/10.3842/SIGMA.2012.071> Special Issue “Geometrical Methods in Mathematical Physics”.
- Senashov S. I., Yakhno A. N., Yakhno L. V. [The construction of new solutions and their characteristics for two-dimensional perfect plasticity with the help of symmetries] *Vestnik ChGPU*. 2010, No. 2(8), P. 473–491.
- Senashov S. I., Savost'yanova I. L. [A new three-dimensional plastic flow, corresponding to a homogeneous stress state] *Sibirskiy zhurnal industrial'noy matematiki*. 2019, tom KhKh11. No. 3(71), P.114–117.
- Babskiy V. G., Kolpachevskiy N. D., Myshkis A. D. i dr. *Gidrodinamika nevesomosti* [Hydrodynamics of weightlessness]. Moscow, Nauka Publ., 1975.
- Senashov S. I. [About one class of exact solutions of ideal plasticity equations]. *Zhurn. prikl. mekhaniki i tekhn. fiziki*. 1986, No. 1, P. 139–142.

Библиографические ссылки

- Ивлев Д. Д., Максимова Л. А., Непершин Р. И. Предельное состояние деформированных тел и горных пород. М. : Физматлит, 2008. 832 с.
- Polyanin A. D., Zaitsev V. F. Handbook of nonlinear partial differential equations. CRC Press. London, New York : Second Editional, 2012. 1876 p.
- Новацкий В. К. Волновые задачи теории пластичности. М. : Мир, 1978. 307 с.
- Задоян М. А. Пространственные задачи теории пластичности. М. : Наука, 1992. 382 с.
- Ишлинский А. Ю., Ивлев Д. Д. Математическая теория пластичности. М. : Физматлит, 2001. 704 с.
- Аннин Б. Д., Бытев В. О., Сенашов С. И. Групповые свойства уравнений упругости и пластичности. Новосибирск : Наука, 1985. 142 с.
- Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Новые решения динамических уравнений идеальной пластичности. Сибирский журнал индустриальной математики. Т. 22, № 4(80). С. 89–91.
- Киряков П. П., Сенашов С. И., Яхно А. Н. Приложение симметрий и законов сохранения к решению дифференциальных уравнений. Новосибирск : Изд-во СО РАН, 2001. 193 с.
- Сенашов С. И., Гомонова О. В., Яхно А. Н. Математические вопросы двумерных уравнений идеальной пластичности / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск. 2012. 139 с.
- Senashov S. I., Yakchno A. N. Deformation of characteristic curves of the plane ideal plasticity equations by point symmetries Nonlinear analysis. 2009. No. 71. P. 1274–1284
- Senashov S. I., Savostyanova I. L., Filyushina E. V. About torsion of parallelepiped around three axis // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т. 18, No. 3. С. 545–551.
- Senashov S. I., Yakchno A. N. Some symmetry group aspects of a perfect plane plasticity system. *J. Phys. A: Math. Theor.* 2013. No. 46. 355202.
- Senashov S. I., Yakchno A. N. Conservation Laws, Hodograph Transformation and Boundary Value Problems of Plane Plasticity SIGMA 8 (2012), 071, 16 pages <http://dx.doi.org/10.3842/SIGMA.2012.071> Special Issue “Geometrical Methods in Mathematical Physics”.

14. Сенашов С. И., Яхно А. Н., Яхно Л. В. Построение новых решений и их характеристик для двумерной идеальной пластичности с помощью симметрий // Вестник ЧГПУ. 2010. № 2(8). С. 473–491.

15. Сенашов С. И., Савостьянова И. Л. Новые трехмерные пластические течения, соответствующие однородному напряженному состоянию // Сибирский журнал промышленной математики. 2019. Т. XXII. № 3(71). С. 114–117.

16. Гидродинамика невесомости / В. Г. Бабский, Н. Д. Колпачевский, А. Д. Мышкис и др. М. : Наука, 1975.

17. Сенашов С. И. Об одном классе точных решений уравнений идеальной пластичности // Журн. прикл. механики и техн. физики. 1986. № 1. С. 139–142.

© Сенашов С. И., Савостьянова И. Л.,
Черепанова О. Н., 2019

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

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

Cherepanova Olga Nikolaevna – Cand. Sc., associate Professor, acting Director of the Institute of mathematics and fundamental Informatics, Siberian Federal University. E-mail: cheronik@mail.ru.

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

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

Черепанова Ольга Николаевна – кандидат физико-математических наук, доцент, исполняющая обязанности директора Института математики и фундаментальной информатики, Сибирский федеральный университет. E-mail: cheronik@mail.ru.

UDC 681.5

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-327-332

For citation: Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V. External boundaries of pole localization region formulation for transfer function with interval-given parameters. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 327–332. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-327-332

Для цитирования: Цавнин А. В., Ефимов С. В., Замятин С. В. Построение внешней границы области локализации полюсов передаточной функции с интервально-заданными параметрами // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 327–332. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-327-332

EXTERNAL BOUNDARIES OF POLE LOCALIZATION REGION FORMULATION FOR TRANSFER FUNCTION WITH INTERVAL-GIVEN PARAMETERS

A. V. Tsavnin, S. V. Efimov, S. V. Zamyatin

National Research Tomsk Polytechnic University
30, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: avc14@tpu.ru

In this paper the approach for external boundary of pole localization region formulation for transfer function with interval-given parameters is proposed. The boundary is formulated as analytic piecewise function of characteristic polynomial parameters of the given transfer function.

Analytic formulation of external boundary of poles localization region allows to reduce computations since existing methods require iterative numeric calculations of characteristic equation roots with fixed step size for edges mapping or full interval root locus mapping as well. Formulated boundary allows to clearly describe system behavior and calculate variation ranges of performance indexes. In addition, piecewise function that constrains gives new opportunities for parametric controller synthesis for systems introduced by transfer functions with interval-given parameters.

The results can find its practical application in aerospace engineering problems of mathematical analysis and synthesis for highly-precise systems of self-direction missiles.

In the research the boundary formulation is performed for third order transfer function. Transfer function order was chosen due to the fact that many physical systems and objects can be described mathematically with the third order transfer function, e.g. model of missile target-seeking head with gyro stabilized drive is described with this model.

The research was performed on the basis of the following step sequence: firstly, analytical solving of cubic equation applying Cardano's formula; secondly, interval root locus edges functions obtaining, next external vertexes set obtaining and, finally, external border formulation and plotting.

Key words: system analysis, root locus, interval systems, poles localization.

ПОСТРОЕНИЕ ВНЕШНЕЙ ГРАНИЦЫ ОБЛАСТИ ЛОКАЛИЗАЦИИ ПОЛЮСОВ ПЕРЕДАТОЧНОЙ ФУНКЦИИ С ИНТЕРВАЛЬНО-ЗАДАННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ

А. В. Цавнин, С. В. Ефимов, С. В. Замятин

Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30
E-mail: avc14@tpu.ru

Предлагается подход к построению внешней границы области локализации полюсов передаточной функции с интервально-заданными параметрами. Граница области локализации полюсов формируется как аналитическая кусочно-заданная функция зависимости от параметров характеристического полинома заданной передаточной функции.

Аналитическое построение внешней границы области локализации полюсов позволяет сокращать объем вычислений, так как существующие подходы требуют итеративного численного нахождения корней характеристического уравнения для полного отображения корней с заданным шагом или для построения ребер на корневой плоскости. Наличие границы области локализации позволяет однозначно охарактеризовать поведение системы, в том числе вычислить диапазоны изменения значений корневых показателей качества.

Кроме того, наличие аналитической кусочно-заданной функции, определяющей область локализации полюсов на корневой плоскости, открывает дополнительные возможности в решении задач параметрического синтеза регуляторов для систем автоматического управления, представленных передаточными функциями с интервально-заданными параметрами.

Практическая значимость полученных результатов может быть достигнута в аэрокосмической промышленности, в частности, при решении задач анализа и синтеза в высокоточных системах ракетного самонаве-

дения, построения их математических моделей, с целью извлечения экономического эффекта, связанного с количеством натурных экспериментов.

В представленной работе построение границы области локализации полюсов осуществляется для передаточной функции третьего порядка. Порядок передаточной функции выбран исходя из того, что на практике, множество объектов и систем могут быть описаны такой моделью. Например, модель ракетной головки самонаведения с гиросtabilизированным приводом описывается передаточной функцией третьего порядка.

В основе предлагаемого подхода лежит следующая последовательность действий: аналитическое решение кубического уравнения, получаемого по формуле Кардано, получение функциональных зависимостей для ребер многопараметрического корневого годографа, формирование набора внешних вершин корневого годографа, построение кусочно-заданных функций для внешних границ области локализации полюсов.

Ключевые слова: анализ систем, корневой годограф, интервальные системы, локализация полюсов.

Introduction. In classical automatic control theory, parameters of technological objects models and control systems are expressed in real fixed values, but in practice the exact parameter values and coefficients are unknown and can be represented as some tolerance interval values of a given parameter.

Referring to a number of works devoted to the study of systems with interval-given parameters [1–9], it can be noted that the boundaries of the pole localization region of the transfer function (TF) of these systems are obtained by calculating the roots of the characteristic equation at some discrete step of varied parameter changing, i.e. numerical construction of boundaries takes place. This approach allows to determine numerical values of root quality indicators for a given class of systems with some given accuracy and similarly to evaluate the stability of the system as a whole. However, it requires a lot of iterative calculations. In turn, when solving the problems of the regulator parametric synthesis, the absence of analytical dependence does not provide accurate understanding of how the changing values of parameters affect the quality indicators.

The above problems of synthesis and system analysis with interval-given parameters require analytical description.

Task Setting. The task for the third-order TF with interval-given parameters to obtain the analytical function describing the external region of pole localization at any parameter values within the specified intervals.

Obtaining basic dependencies. Let us assume that given is some 3rd order TF system with characteristic polynomial of

$$\Delta(s) = a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0. \quad (1)$$

Edges of root locus are formed by motion of polynomial roots (1) under changing value of one or several polynomial coefficients.

It is known that the roots of the cubic equation can be analytically found applying Cardano's formula. Cardano's formula gives solution to the following cubic equation

$$y^3 + py + q = 0. \quad (2)$$

To bring the original characteristic equation of the system (1) to the appearance (2), we obtain a set of coefficients of the equation

$$b_{n-j+1} = \frac{a_{j-1}}{a_n}, j = \overline{1, n},$$

where n – order of the system characteristic polynomial (1). Values p and q will respectively equal

$$p = -\frac{b_1^2}{3} + b_2,$$

$$q = \frac{2b_1^3}{27} - \frac{b_1 b_2}{3} + b_3.$$

We will then substitute the obtained values p and q into Cardano's formula

$$y = \sqrt[3]{-\frac{q}{2} + \sqrt{\frac{q^2}{4} + \frac{p^3}{27}}} + \sqrt[3]{-\frac{q}{2} - \sqrt{\frac{q^2}{4} + \frac{p^3}{27}}}.$$

With regard to substitution $s = y - \frac{a_2}{3a_3}$ [10]

$$\begin{aligned} s_{1,2,3}(a_3, a_2, a_1, a_0) = & \\ = & \begin{cases} \left(u(a_3, a_2, a_1, a_0) + v(a_3, a_2, a_1, a_0) \right) - \frac{a_2}{3a_3}, \\ \left(u(a_3, a_2, a_1, a_0)e_2 + v(a_3, a_2, a_1, a_0)e_1 \right) - \frac{a_2}{3a_3}, \\ \left(u(a_3, a_2, a_1, a_0)e_1 + v(a_3, a_2, a_1, a_0)e_2 \right) - \frac{a_2}{3a_3}, \end{cases} \end{aligned} \quad (3)$$

where

$$\begin{aligned} u(a_3, a_2, a_1, a_0) = & \\ = & \sqrt[3]{\frac{9a_3a_2a_1 - 27a_0a_3^2 - 2a_2^3 + \sqrt{(27a_0a_3^2 - 9a_3a_2a_1 + 2a_2^3)^2 + 4(3a_1 - a_2^2)^3}}{54a_3^3}}. \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} v(a_3, a_2, a_1, a_0) = & \\ = & \sqrt[3]{\frac{9a_3a_2a_1 - 27a_0a_3^2 - 2a_2^3 - \sqrt{(27a_0a_3^2 - 9a_3a_2a_1 + 2a_2^3)^2 + 4(3a_1 - a_2^2)^3}}{54a_3^3}}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} e_1 = -\frac{1}{2} + i\frac{\sqrt{3}}{2}, \\ e_2 = -\frac{1}{2} - i\frac{\sqrt{3}}{2}. \end{aligned} \quad (6)$$

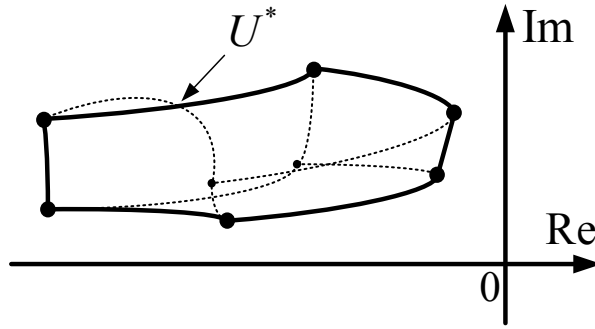


Fig. 1 Interval Root Locus with internal and external edges intersection

Рис. 1. Корневой годограф системы с наличием взаимного пересечения внешнего и внутреннего ребер

Using the property $e_1^2 = e_2$ и $e_2^2 = e_1$, the expression for the roots of the equation can be rewritten as

$$\begin{aligned} s(a_3, a_2, a_1, a_0) &= \\ &= \left(u(a_3, a_2, a_1, a_0) e_1^k + v(a_3, a_2, a_1, a_0) e_2^k \right) - \frac{a_2}{3a_3}, \\ k &= \{0, 1, 2\}. \end{aligned} \quad (7)$$

In addition, the pole configuration will be determined by the discriminant equation value (2), the expression for which is

$$Q = \frac{q^2}{4} + \frac{p^3}{27}.$$

Let us consider the case of $Q \in (0; +\infty)$, which correlates with the pair of complex-conjugate poles and one real pole.

For a system with interval-given parameters, the edge of a multi-parameter root locus (MPRL) is formed by changing the value of one of interval parameters at fixed boundary values of other parameters. Thus, the analytical expression E_f^{kl} for the MPRL edge when changing parameter values a_l can be determined according to (3) as

$$E_f^{kl} = s_k(a_l), k = \overline{1, n}, l = \overline{1, m} \quad (8)$$

where n – order of characteristic polynomial, m – number of interval parameters.

Given that the presented expressions are obtained with respect to the coefficients at the degrees of characteristic equation, it is also fair to use dependency data for more complex types of uncertainties. For affine, polylinear, and polynomial uncertainties, coefficients at degrees in general form can be represented as $a_k = \phi(q_1, q_2, \dots, q_l)$ [11] and are further substituted into (8), having the following appearance

$$E_f^{kl} = s_k(\phi(q_l)), k = \overline{1, n}, l = \overline{1, m}.$$

Description of system pole boundary regions localization under the interval type of uncertainty. So-called external vertices must be selected to form the ex-

ternal boundary of the TF system pole localization region with the parametric uncertainty of the interval type. The procedure for determining the membership of an MPRL vertex in a set of external vertices is based on the values of the departure angles. The angle of the edge departs from the vertex is defined as

$$\Theta = 180^\circ - \sum \Theta_k + \sum \Theta_l, \quad (9)$$

Under parameter increase, or

$$\Theta = -\sum \Theta_k + \sum \Theta_l \quad (10)$$

under decrease [12–13], where Θ_k and Θ_l – angles between real axis and vectors, directed from the pole under study to neighbor poles and zeros respectively. The vertex will be referred to as external vertex in case all of its exit angles lie within the sector in 180° [14].

It should be noted that when considering TF systems with interval-given parameters of the third order and higher, edge intersection connecting two external vertices and the edge connecting one external vertex with an internal vertex are possible, as shown in fig. 1.

Edges intersection is possible in case they come out of the same vertex and are formed by changing the values of the coefficients at degrees i, j for which the condition $|i - j| \geq 3$ is met. For the coefficients under study with indexes i, j the following equation system can be formulated

$$\begin{cases} \sin((j - i)\varphi) = 0; \\ \sum_z a_z |s|^{j+z} \sin((z - j)\varphi) = 0; \end{cases} \quad (11)$$

where i, j – the indices of vertex polynomial parameters which variation forms intersecting edges, z are the set of indices of the remaining coefficients of the vertex polynomial. Considering the part of the MPRL formed only by poles with a positive imaginary part, the angle φ will be defined by the expression

$$\varphi = \pi - \frac{\pi}{|i - j|}, |i - j| = 3, 4, 5 \dots \quad (12)$$

Substituting φ into the second expression (11), we obtain $|s|$. Knowing the module and argument, we will find the actual value of the edges intersection point U^* . However, to correctly create the system of analytical expressions defining the boundary of localization region of a given system, we must define parametric coordinates of the point U^* , i. e. interval parameter values a_i, a_j , under which the edges, coming out from the boundary vertex, created by the movement of these parameters possess a common point [15].

Numerical parameter values a_i^*, a_j^* in point U^* may be obtained from equations

$$\begin{cases} s_2(a_i, a_2, a_1, a_0) = U^*; \\ s_2(a_3, a_2, a_1, a_j) = U^*; \end{cases} \quad (13)$$

where a_i, a_j – changeable parameters, a_2, a_3 – fixed border values of corresponding parameters.

Example. Let us consider the system described by the 3-order TF with interval-given parameters and characteristic polynomial of

$$\Delta(s) = [a_3]s^3 + [a_2]s^2 + [a_1]s + [a_0],$$

where $a_3 = [0.7; 0.9]$, $a_2 = [1.7; 2.2]$, $a_1 = [5.2; 7.6]$, $a_0 = [2.5; 3.7]$.

Let us numerically build MPRL for a given system (fig. 2). Since MPRL is symmetrical to the real axis, only the part with a positive imaginary part is considered. Applying (9) and (10), we will define a set of external vertexes of the given system root locus. The obtained set of external vertexes makes the route: $5 \rightarrow 7 \rightarrow 3 \rightarrow 4 \rightarrow 12 \rightarrow 10 \rightarrow 14 \rightarrow 13 \rightarrow 5$, with external boundary of transition $13 \rightarrow 5$ created by the part of the transition $13 \rightarrow 5$ and $5 \rightarrow 6$. For this system the edge $5 \rightarrow 6$ is formed via polynomial root $P_{5 \rightarrow 6}(s) = \underline{a_3}s^3 + \overline{a_2}s^2 + \underline{a_1}s + [a_0]$, with the edge $13 \rightarrow 5$ root transition $P_{13 \rightarrow 5}(s) = [a_3]s^3 + \overline{a_2}s^2 + \underline{a_1}s + \underline{a_0}$. Indexes of the given edges coefficients differ by 3, which is a must requirement for intersection. Therefore, the index of variable parameter of one edge is $i = 3$, of the other is $j = 0$. Substituting the obtained values into (11) and (12),

we obtain $\varphi = \frac{2\pi}{3}$, $|s| = 2.3636$. Applying Euler's formula, we will receive the point of intersection $U^* = -1.1818 + 2.047i$. Solving (13), we obtain $a_3^* = 0.7415$ and $a_0^* = 3.047$.

Having obtained a set of external vertices, a set of variable parameters forming the edges connecting the external vertices, and having determined the presence and further coordinates of the specific point of edges intersection, we can form a system of analytical expressions defining the borders of the pole system location region (fig. 3)

$$F(a_3, a_2, a_1, a_0) = \begin{cases} f_1(a_1) = u(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\overline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_1 \in [\underline{a_1}; \overline{a_1}]; \\ f_2(a_2) = u(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \overline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \overline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_2 \in [\underline{a_2}; \overline{a_2}]; \\ f_3(a_0) = u(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \overline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \overline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_0 \in [\underline{a_0}; \overline{a_0}]; \\ f_4(a_3) = u(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_3 \in [\underline{a_3}; \overline{a_3}]; \\ f_5(a_1) = u(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_1 \in [\underline{a_1}; \overline{a_1}]; \\ f_6(a_2) = u(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_2 \in [\underline{a_2}; \overline{a_2}]; \\ f_7(a_0) = u(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\overline{a_3}, \underline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_0 \in [\underline{a_0}; \overline{a_0}]; \\ f_8(a_3) = u(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_3 \in [\underline{a_3}^*; \overline{a_3}]; \\ f_9(a_0) = u(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_2^k + v(\underline{a_3}, \overline{a_2}, \underline{a_1}, \underline{a_0})e_1^k - \frac{\underline{a_2}}{3\underline{a_3}}, a_0 \in [\underline{a_0}^*; \overline{a_0}]. \end{cases} \quad (14)$$

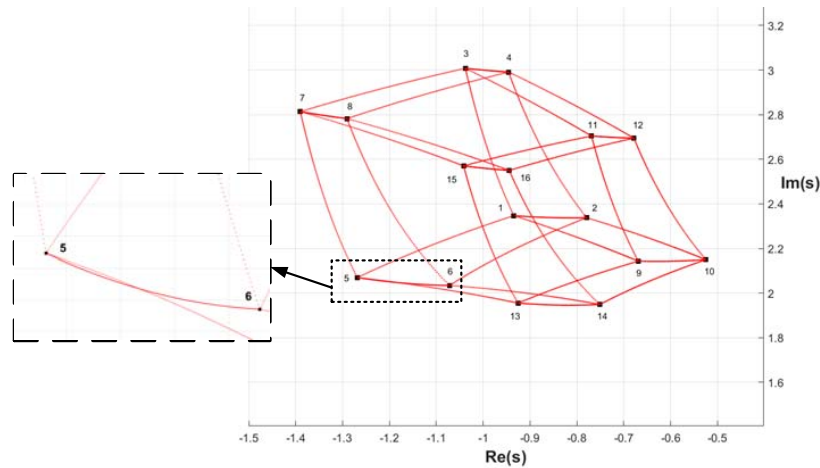
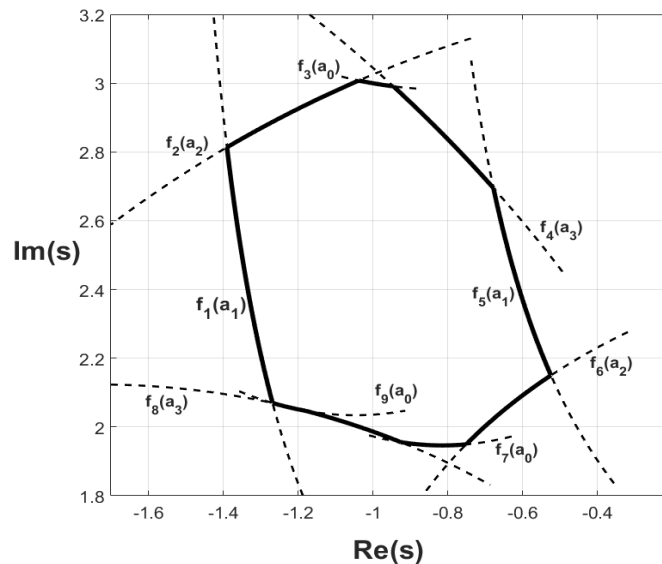


Fig. 2 Interval Root Locus for the given system

Рис. 2. Корневой годограф заданной системы

Fig. 3. Piecewise function $F(a_3, a_2, a_1, a_0)$ forming the external boundary of poles localization regionРис. 3. Кусочно-заданная функция $F(a_3, a_2, a_1, a_0)$, образующая внешнюю границу области локализации полюсов ПФ системы

Conclusion. The work justified a need for analytical approach to the study of systems with interval-given parameters. The analytical approach allows to obtain a clear idea of the system behavior, as well as formalize the synthesis procedure. According to the results of the study, analytical expressions for edges were worked out, a piecewise function for the boundary of the pole localization region of the 3-order transfer function with interval-given parameters was obtained. Furthermore, a numerical example was considered, the results of which confirm the above-mentioned theoretical research.

References

1. Ezangina T. A., Gayvoronskiy S. A., Efimov S. V. Construction of Interval Polynomial Ensure the Specified Degree of Robust Stability. *2014 CACS International*

Automatic Control Conference (CACS 2014), Taiwan, 2014, P. 292–295.

2. Gayvoronskiy S. A., Ezangina T. A., Pushkarev M. I. The interval-parametric synthesis of a linear controller based on the coefficient parameters of robust stability and oscillation. *15th International conference on Sciences and Techniques of Automatic Control & computer engineering – STA'2014*. Tunisia, 2014, P. 754–757.

3. Polyak B. T., Scherbakov P. S. *Robastnaya ustoychivost' i upravlenie* [Robust Stability and Control]. Moscow, Nauka Publ., 2002, 303 p.

4. Jolen L., Kiefer M., Didrit O., Walter E. *Applied Interval Analysis*. Springer-Verlag London, 2001, 468 p.

5. Ross Barmish B. *New Tools for robustness of linear systems*. Macmillan Publishing Company New York, 1994, 394 p.

6. Zhmud V., Zavorin A. The Design of the Control System for Object with Delay and Interval-Given Parameters. *2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON)*. Russia, 2015, P. 1–6.
7. Weinmann A. *Uncertain Models and Robust Control*. Springer-Verlag Wien GmbH, 1991, 722 p.
8. Ackermann J. *Robust Control. The parameter Space Approach* 2nd ed. Springer-Verlag London, 2002, 483 p.
9. Yi-Wei Tu, Ming-Tzu Ho. Robust low-order controller synthesis for model matching of interval plants and its application to servo motor control. *18th IEEE International Conference on Control Applications Part of 2009 IEEE Multi-conference on Systems and Control*. Russia, 2009, P. 968–973.
10. Korn G. A., Korn T. A. *Mathematical Handbook for scientists and engineers. Definitions, theorems and formulas for reference and review*. Second, enlarged and revised edition. McGraw-Hill Book Company, 1968, 720 p.
11. Bhattacharyya S. P., Chapellat H. *Robust control: the parametric approach*. L.H. Keel – Prentice Hall, 1995.
12. Barmish B. R., Tempo R. The robust root locus. *Automatica*. 1990, Vol. 26, B2, P. 283–292.
13. Uderman E. G. *Metod kornevogo godografa v teorii avtomaticheskikh sistem* [The root hodograph method in the theory of automatic systems]. Moscow, Nauka Publ., 1972, 448 p.
14. Sukhodoev M. S., Gayvoronskiy S. A., Zamyatin S. V. [Analysis and synthesis of robust automatic control systems in Matlab]. *Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta*. 2008, Vol. 312, No. 5, P. 61–65 (In Russ.).
15. Sukhodoev M. S. *Kornevoy analiz i sintez sistem s interval'nymi parametrami na osnove verшинnykh kharakteristicheskikh polinamov. Kand. Diss.* [Root analysis and synthesis of systems with interval parameters based on vertex characteristic polynomials. Cand. Diss.]. Tomsk, 2008.
- based on the coefficient parameters of robust stability and oscillation // 15th International conference on Sciences and Techniques of Automatic Control & computer engineering – STA'2014. Tunisia, 2014. P. 754–757.
3. Поляк Б. Т., Щербаков П. С. *Робастная устойчивость и управление*. М. : Наука, 2002. 303 с.
4. *Applied Interval Analysis* / L. Jolien, M. Kiefer, O. Didrit et al. London : Springer-Verlag, 2001. 468 p.
5. Ross Barmish B. *New Tools for robustness of linear systems*. New York : Macmillan Publishing Company, 1994. 394 p.
6. Zhmud V., Zavorin A. The Design of the Control System for Object with Delay and Interval-Given Parameters // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Russia, 2015. P. 1–6.
7. Weinmann A. *Uncertain Models and Robust Control*. Springer-Verlag Wien GmbH, 1991. 722 p.
8. Ackermann J. *Robust Control. The parameter Space Approach* 2nd ed. London : Springer-Verlag, 2002. 483 p.
9. Yi-Wei Tu, Ming-Tzu Ho. Robust low-order controller synthesis for model matching of interval plants and its application to servo motor control // 18th IEEE International Conference on Control Applications Part of 2009 IEEE Multi-conference on Systems and Control. Russia, 2009. P. 968–973.
10. Korn G. A., Korn T. A. *Mathematical Handbook for scientists and engineers. Definitions, theorems and formulas for reference and review*. Second, enlarged and revised edition. McGraw-Hill Book Company, 1968. 720 p.
11. Bhattacharyya S. P., Chapellat H., Keel L. H. *Robust control: the parametric approach*. Prentice Hall, 1995.
12. Barmish B. R., Tempo R. The robust root locus // *Automatica*. 1990. Vol. 26, B2. P. 283–292.
13. Удерман Э. Г. *Метод корневого годографа в теории автоматических систем*. М. : Наука, 1972. 448 с.
14. Суходоев М. С., Гайворонский С. А., Замятин С. В. *Анализ и синтез робастных систем автоматического управления в среде Matlab* // *Известия Томского политех. ун-та*, 2008. Т. 312, № 5. С. 61–65.
15. Суходоев М. С. *Корневой анализ и синтез систем с интервальными параметрами на основе вершинных характеристических полиномов : дис. канд. техн. наук : 05.13.01*. Томск, 2008.

Библиографические ссылки

1. Ezangina T. A., Gayvoronskiy S. A., Efimov S. V. Construction of Interval Polynomial Ensure the Specified Degree of Robust Stability // 2014 CACS International Automatic Control Conference (CACS 2014). Taiwan, 2014. P. 292–295.
2. Gayvoronskiy S. A., Ezangina T. A., Pushkarev M. I. The interval-parametric synthesis of a linear controller

© Tsavnin A. V., Efimov S. V., Zamyatin S. V., 2019

Tsavnin Alexey Vladimirovich – assistant professor; Automation and Robotics Department, National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: avc14@tpu.ru.

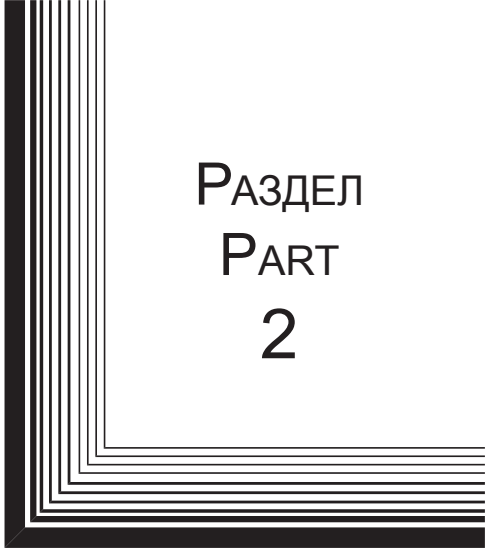
Efimov Semen Viktorovich – Cand. Sc., associate professor; Automation and Robotics Department, National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: efimov@tpu.ru.

Zamyatin Sergey Vladimirovich – Cand. Sc., associate professor, Automation and Robotics Department, National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: zamsv@tpu.ru.

Цавнин Алексей Владимирович – ассистент отделения автоматизации и робототехники; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: avc14@tpu.ru.

Ефимов Семен Викторович – кандидат технических наук, доцент отделения автоматизации и робототехники; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: efimov@tpu.ru.

Замятин Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент отделения автоматизации и робототехники; Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: zamsv@tpu.ru.



РАЗДЕЛ
PART
2



АВИАЦИОННАЯ
И РАКЕТНО-
КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION
AND SPACECRAFT
ENGINEERING



UDC 53.072.8

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-334-343

For citation: Derevyanko V. A., Makukha A. V. Measurement of temperature distribution using a three-wire system of sensors based on thermistors. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 334–343. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-334-343

Для цитирования: Деревянко В. А., Макуха А. В. Измерение распределения температуры с помощью трехпроводной системы датчиков на основе термисторов // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 334–343. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-334-343

MEASUREMENT OF TEMPERATURE DISTRIBUTION USING A THREE-WIRE SYSTEM OF SENSORS BASED ON THERMISTORS

V. A. Derevyanko*, A. V. Makukha

Institute of computational modeling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

*E-mail: ksl@icm.krasn.ru

Improving the reliability and increasing the avionics resource is associated with possibility of continuous control of temperature fields of printed circuit boards. This problem can be solved only with the use of a large number of temperature sensors. It raises the problem of connecting the measuring elements and recording equipment. Several methods with their own advantages and disadvantages are proposed.

One of the implemented and patented methods is using a set of resistive diode sensors installed in series on a three-wire line. The temperature sensors are pairs of counter - connected diodes with a sequential survey when applying sawtooth voltage. The system is simple and easy to implement, but its main drawback is the method of determining the temperature by measuring the amplitude of the total reverse currents of diode pairs. It determines the large measurement errors, especially in the temperature range less than 20°C.

The article deals with a similar design of a three-wire circuit, but with a fundamentally different approach to temperature measurement. The temperature sensor here is not diode pairs, but thermistors with a well-known dependence of resistance on temperature and high accuracy, and diode pairs record only the moment of coincidence of the sawtooth voltage with the voltage on the thermistors.

This approach allows using mathematical methods of signal processing to accurately determine the voltage drop on the thermistor, and this ensures the accuracy of the resistance/temperature and the expansion of the temperature range.

Given the fact that thermistors are increasingly used to measure temperature, simplifying their inclusion in a large number will allow to register the temperature field of electronic units, which is extremely important for spacecraft.

The proposed version of a three-wire circuit for connecting temperature sensors at several points was tested experimentally, including at negative temperatures.

Keywords: thermistor, counter-connected diodes, three-wire temperature measurement circuit.

ИЗМЕРЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ С ПОМОЩЬЮ ТРЕХПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ ДАТЧИКОВ НА ОСНОВЕ ТЕРМИСТОРОВ

В. А. Деревянко*, А. В. Макуха

Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44

*E-mail: ksl@icm.krasn.ru

Повышение надежности и увеличение ресурса радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов связаны с возможностью непрерывного контроля температурных полей печатных плат. Такая задача может быть решена только с использованием большого количества датчиков температуры. При этом возникает проблема подключения измерительных элементов и регистрирующей аппаратуры. Предложено несколько способов, имеющих свои достоинства и недостатки.

Одним из реализованных и запатентованных способов является использование набора резистивно-диодных датчиков, установленных последовательно на трехпроводной линии. Датчиками температуры являются пары встречно включенных диодов с последовательным опросом при подаче пилообразного напряжения. Система простая и легко реализуемая, но её основной недостаток заключается в способе определения температуры по измерению амплитуды суммарных обратных токов диодных пар. Именно этим определяются большие погрешности измерения, особенно в области температур меньше 20 °C.

В статье рассматривается аналогичная конструкция трехпроводной цепи, но с принципиально иным подходом к измерению температуры. Датчиком температуры здесь являются не диодные пары, а термисторы с хорошо известной зависимостью сопротивления от температуры и высокой точностью, а диодные пары фиксируют только момент совпадения величины пилообразного напряжения с напряжением на термисторах.

Такой подход позволяет использовать математические методы обработки сигналов для точного определения падения напряжения на термисторе, а это обеспечивает и точность определения сопротивления / температуры и расширения температурного диапазона измерений.

Учитывая то, что термисторы все чаще используются для измерения температуры, упрощение схемы их включения в большом количестве позволит регистрировать температурное поле радиоэлектронных блоков, что крайне важно для космических аппаратов.

Предложенный вариант трехпроводной схемы подключения датчиков температуры в нескольких точках проверен экспериментально, в том числе и при отрицательных температурах.

Ключевые слова: термистор, встречно включенные диоды, трёхпроводная схема измерения температуры.

Introduction. Many years of experience in testing electronic equipment in the space industry showed that 80 % of electromechanical failures are associated with various thermal effects on the equipment and 20 % of failures are caused by various types of vibrations and impact, therefore the close attention is paid to monitoring the thermal operating conditions of avionics.

The method currently used provides for temperature control with help of temperature sensors installed in the immediate vicinity of radio electronic components.

To get real information about the temperature field distribution of electronic components and to monitor the thermal conditions of avionics in real time a large number of temperature sensors are required [1–5] (several dozen sensors on each board and several hundred ones in the device).

There are devices for measuring temperature fields with thermoelectric sensors in the form of paired heterogeneous conductors [6]. The disadvantages of these devices include the complexity of their implementation (the need to isolate electrical conductors from the object and stabilize the temperature of the sensors leads).

Widespread resistance thermometers [7] have a complex system of separate power supply and registration which complicates to use a large number of these sensors on an electronic circuit board. This is due to the complexity of the connector wiring as well as sensor addressing and interrogation.

There are devices for measuring the temperature fields using a thermoelectric sensor in the form of a grid with quadrangular cells of m and n heterogeneous conductors connected at the intersection and forming columns and rows, respectively, by measuring thermal electromotive force between the output ends of conductors [8].

In [9] it was proposed to use distributed resistive diode sensors which allow installing up to tens of sensors with a sequential survey in series on a three-wire line. This method is based on the measurement with temperature-sensitive elements T_i consisting of counter-connected identical diodes DDi and two equal resistors R (fig. 1). The number of lead wires in this measurement scheme is three. The constant voltage source 1 is connected to the thermal sensitive elements via wires $U1$ and $U3$. The harmonic voltage source 2 and the signal recorder 3 are connected via wires $U1$ and $U2$.

The principle of temperature measuring is as follows: since the constant voltage source 1 is connected to a voltage divider of $2N$ identical resistors with resistance R the total differential resistance of the on-board diodes becomes minimal when the harmonic signal from the source 2 increases at the moment when the voltage across the diode pair DDi is equal to zero. The change in current through the diode pair is measured by the recorder 3 and processed. The signal is differentiated and the temperature of the thermal sensitive element T_i which number is determined by the order of the following peaks is calculated by the peak amplitude of the derivative. The measuring tool in this case is a diode pair. This construction highly facilitates the sensors placement and simplifies the system of interrogation and registration.

However, semiconductor diodes act here as a thermal sensitive element and its reverse saturation current depends on temperature. The main disadvantage of this method is the need of preliminary calibration of diode pairs and nonlinear dependence of the temperature on the signal magnitude. Radiation-resistant silicone or gallium-arsenide diodes are used in space industry. Their reverse currents are much smaller than germanium diodes ones and therefore they can be used in the amplitude measurement method on resistive-diodes circuits only in the temperature range above 20 °C. Measurements errors are larger at lower temperatures.

Problem formulation. An undoubted advantage of distributed resistive-diodes temperature sensors is the possibility of their sequential polling on a three-wire line with the temporary addressing. The disadvantage is the amplitude method for recording the total saturation current of diodes which magnitude depends on many factors: the type of diode, the recorded temperature, the coincidence of the diode pair reverse currents, the influence of parallel-connected diode pairs and the interference taking into account large values of the diodes inverse resistance.

Taking into account all the problems of the semiconductor diodes the thermistors were considered as temperature sensors [10–12] $R_{x_1}, \dots, R_{x_N}$ (fig. 2), and diode pairs are used to fix the moment when the harmonic signal voltage Up_i coincides with the voltage Ux_i in the corresponding point of the voltage divider [13]. The R_{x_0} resistor (with minimal temperature resistance coefficient) acts as a calibration resistance.

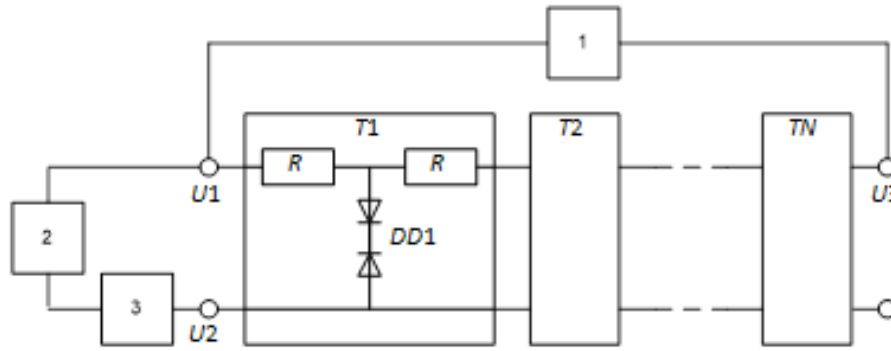


Fig. 1. Measurement scheme in the patent

Рис. 1. Схема измерений в патенте

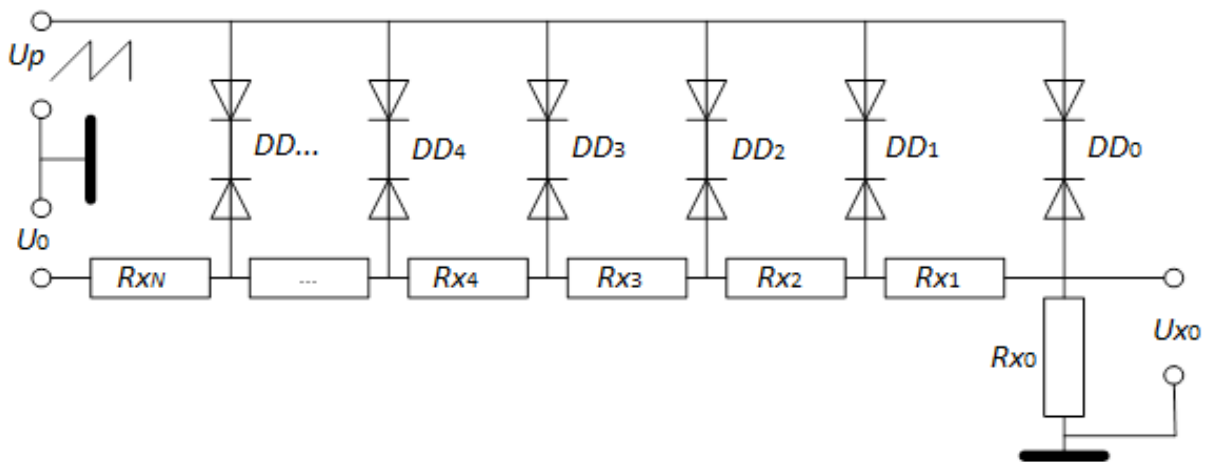


Fig. 2. Measurement scheme in the experiment

Рис. 2. Схема измерений в эксперименте

The constant voltage U_0 is supplied through one wire to a divider composed of N thermistors R_{xi} . The sawtooth voltage U_p is supplied through the second wire to diode pairs DD_i which are connected to the voltage divider. The signal U_{x0} from the resistor R_{x0} on the third wire is differentiated and the voltage between the two thermistors is determined by the maximum peak amplitude of the derivative. The number of thermistor is determined by the order of the following peaks. Thus, the thermistor voltage is determined by the time of the diode pair peaks and it significantly increases the measurement accuracy.

Experiment results. To verify the method effectiveness an installation based on the measuring complex LTR was assembled. Series connected thermistors operating in the temperature range from $+20$ to $+80$ °C were replaced by calibrated resistances measured to the fourth digit. For definiteness the values of calibrated resistances and the corresponding temperature calculated for MF521021k thermistors with resistance $R_0 = 1.0$ kilo-ohm ± 1.0 % when $T_0 = 25$ °C or $R_0 = 510$ ohm ± 1.0 % and the temperature coefficient $B \cong 4000$ 1/°K are shown on tab. 1. The temperature value T_{xN} for each R_{xN} is calculated by the formula

$$\frac{1}{T_{xN}} = \frac{1}{T_0} + \frac{1}{B} \ln \left(\frac{R_{xN}}{R_0} \right).$$

The sawtooth voltage U_p and the constant voltage to the divider $U_0 = 10$ V came from the LTR34-8 digital-to-analog converter. The U_p and U_{x0} voltage at the calibration resistance was measured by a 14-bit LTR11 AD converter (fig. 3).

The figure also shows the time derivative dU_{x0}/dt of the measured signal on an enlarged scale as well as U_{x0} . Each peak of the derivative dU_{x0}/dt is marked with the corresponded diode pair DD_i on which the signal increment U_{x0} and the sawtooth voltage value $U_{pi} = U_{xi}$ at a given time passed.

Since the current through the diode pairs was three orders of magnitude less than the current through the divider they were neglected in the calculations. Therefore, from the constancy of the current through the thermistors and the calibration resistance, the thermistor resistance was calculated by the formula

$$R_{xi} = \frac{U_{xi} - U_{xi-1}}{U_{x0}} R_{x0}. \quad (1)$$

As diode pairs germanium and silicone diodes of different purposes were used (tab. 2). The reverse current J_D was measured at a reverse voltage of 20 V and an ambient temperature of +20 °C.

In the tab. 3 the results of five measurements, the average measured value of resistance and the deviation from the exact value are shown.

The selection of diode pairs exerts a great influence on the measurement accuracy. A preliminary selection for the same reverse current is required. At different currents with differentiation U_{x0} asymmetric peaks were obtained at $U_{xi} = U_{pi}$. Because of this there was a shift in one or another direction from the peak maximum and, accordingly, a distortion of measurement results. It is clearly demonstrated by the data given in tabl. 2 and 3. An imbalance of reverse currents in the diode pair DD_1 affects the R_{x1} , R_{x2} and DD_4 as well as R_{x4} measurement accuracy.

Temperature range check. Testing of the proposed temperature measurement scheme was carried out in a narrow temperature range of the board and diodes from 20 to 25 °C. Of special interest is the measurement of devices thermal regimes at negative temperatures. For this purpose in fig. 2 all diodes were replaced by diode pairs from D311A with the same reverse current according to tab. 4.

TP018-02 thermistor was glued to the board base. Its resistance was measured by the H-27R-100 submodule and converted to temperature by a computer. In range from 10 to 20 °C all measurements were carried out according to the well-functioning scheme. At lower temperatures the voltage gain $\Delta U_{x0} = U_{x0}(t) - U_{x0min}$ is reduced by repeatedly reducing the reverse current of diode pairs. Thus, the signal itself decreased many times and the peaks of the derivative dU_{x0}/dt couldn't be distinguished against the background of interference due to the discreteness of digitalization (fig. 4).

In this case it is necessary to apply averaging over K measurement. Random noise during averaging decreased $\sqrt{K}$ times and the useful signal was clearly distinguished. The averaging results over 16 and 1024 measurements and the temperature $TR = 9.2$ °C and $TR = -10.3$ °C, respectively, are shown on fig. 5 and 6.

Experimental data processing was reduced to the time derivative dU_{x0}/dt transition, to the dependence not on time but on the sawtooth voltage $F(U_p) = dU_{x0}/dt$ with the received signal post-processing. Since, due to a small change in the signal U_{x0} and the discreteness of its digitalization large interference noise arose and there were problems with determining the exact voltage value $U_{xi} = U_{pi}$, a special technique was used [14; 15].

Table 1

Temperature matching for experimental resistors

		R_{x1}	R_{x2}	R_{x3}	R_{x4}	R_{x5}	R_{x6}	R_{x7}
R_0		911.7	121.4	702.8	391.8	452.4	217.4	453.5
1 kilo-ohm	$T_{xM}(^{\circ}\text{C})$	27.1	80.6	33.0	47.4	43.7	63.3	43.7
510 ohm	$T_{xM}(^{\circ}\text{C})$	12.6	60.7	18.0	31.0	27.7	45.2	27.6

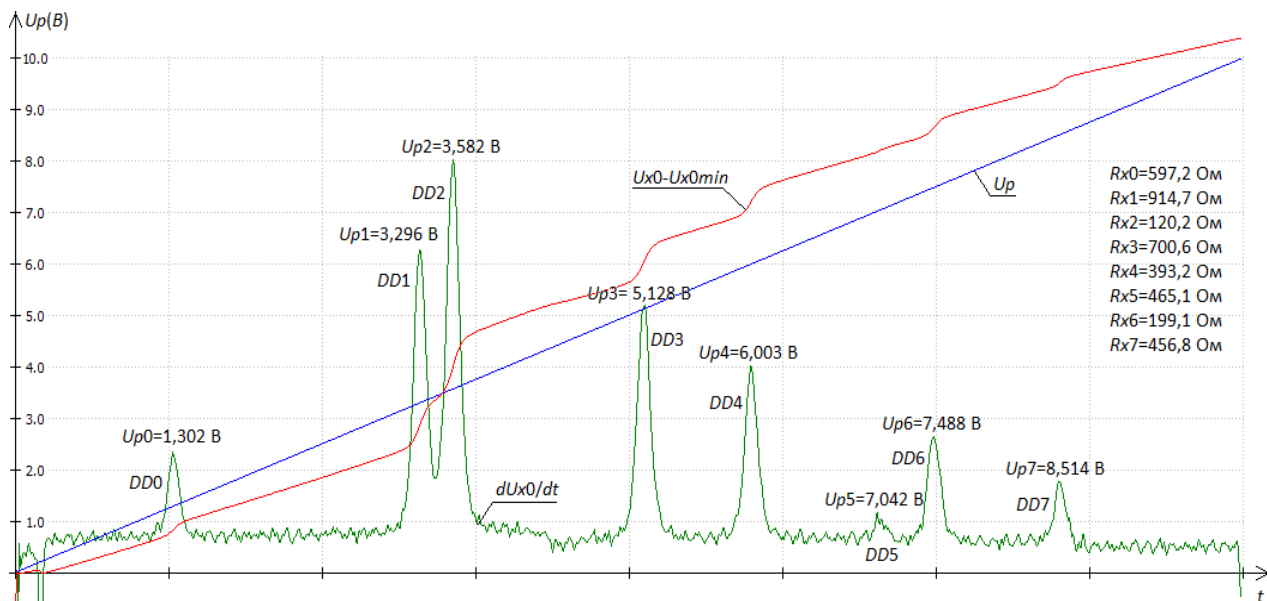


Fig. 3. Results of measurement of U_p and $U_{x0}(\mu V)$ versus time

Рис. 3. Результаты измерения U_p и $U_{x0}(\mu V)$ в зависимости от времени

Table 2

Types and characteristic of diode pairs

	DD_0	DD_1	DD_2	DD_3	DD_4	DD_5	DD_6	DD_7
Type	IN5819	D311A	D311A	D311A	SR360	IN5819	2D213A	D223
$J_D(\mu A)$	5.3 5.1	12.4 20.2	16 15.1	15.0 14.8	7.9 4.5	2.5 2.6	4.8 5.2	1.8 4.6

Table 3

Accurate and measured characteristics of experimental resistors

	Exact value	Experimental value					Average value $\langle Rx_i \rangle$	Error, %
Rx_0	597.2	№ 1	№ 2	№ 3	№ 4	№ 5		
Rx_1	911.7	926.2	924.5	928.1	934.3	929.2	928.46	1.84
Rx_2	121.4	119.2	118.8	118.7	118.2	118.4	118.66	-2.26
Rx_3	702.8	705.2	704.6	705.9	710.1	707	706.56	0.54
Rx_4	391.8	400.8	399.7	400.6	402.3	402.1	401.1	2.37
Rx_5	452.4	455.9	457.2	456.7	458.7	458	457.3	1.08
Rx_6	217.4	214.4	212.9	214.2	216.5	213.2	214.24	-1.45
Rx_7	453.5	453.9	454.4	456.1	455	457.4	455.36	0.41

Table 4

Diode pairs with the same reverse current

	DD_0	DD_1	DD_2	DD_3	DD_4	DD_5	DD_6	DD_7
Type	D311A	D311A	D311A	D311A	D311A	D311A	D311A	D311A
$J_{DD}(\mu A)$	18.5	18.5	24.0	16.0	17.2	19.2	20.0	21.5

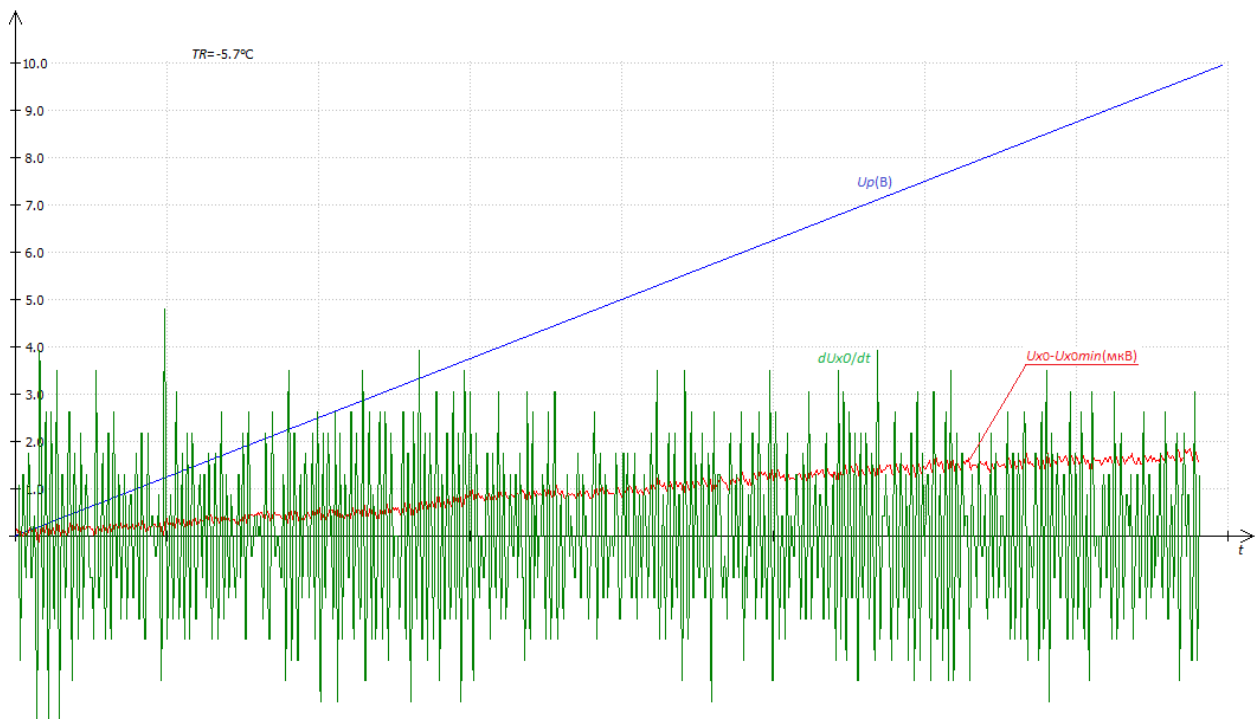


Fig. 4. The results of U_{x0} measurement and processing depending on the time at the board temperature $TR = -5.7^\circ C$.
The scale for U_{x0} and dU_{x0}/dt is increased 10 times

Рис. 4. Результаты измерения и обработки U_{x0} в зависимости от времени при температуре платы $TR = -5,7^\circ C$.
Масштаб по U_{x0} и dU_{x0}/dt увеличен в 10 раз

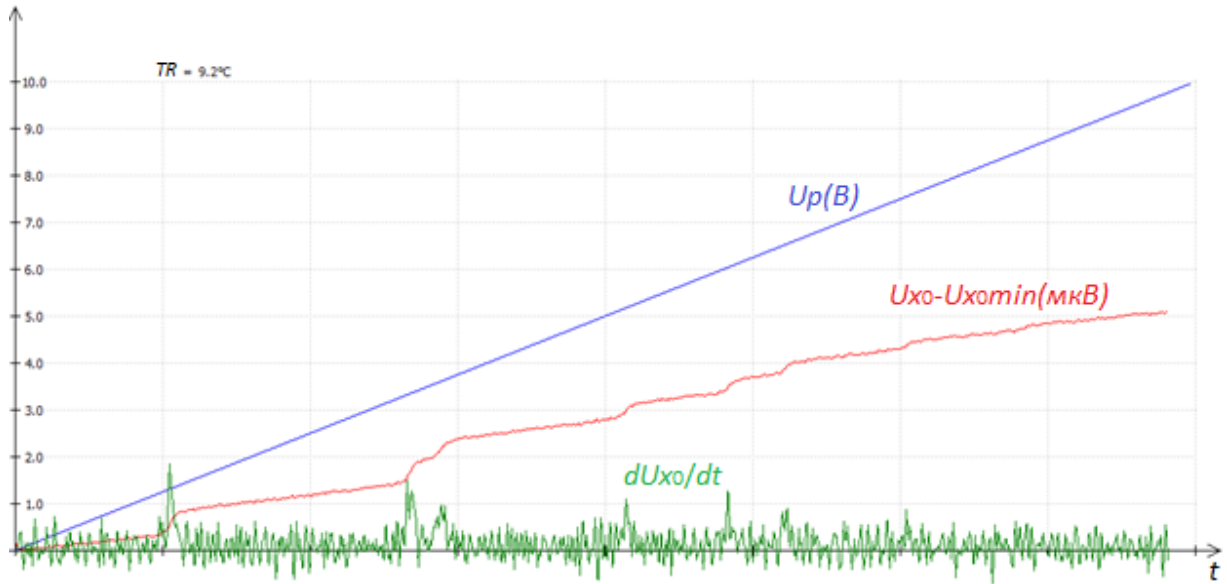

 Fig. 5. Averaging results $\Delta U_{x_0} = U_{x_0}(t) - U_{x_{0min}}$ and dU_{x_0}/dt over 16 measurements

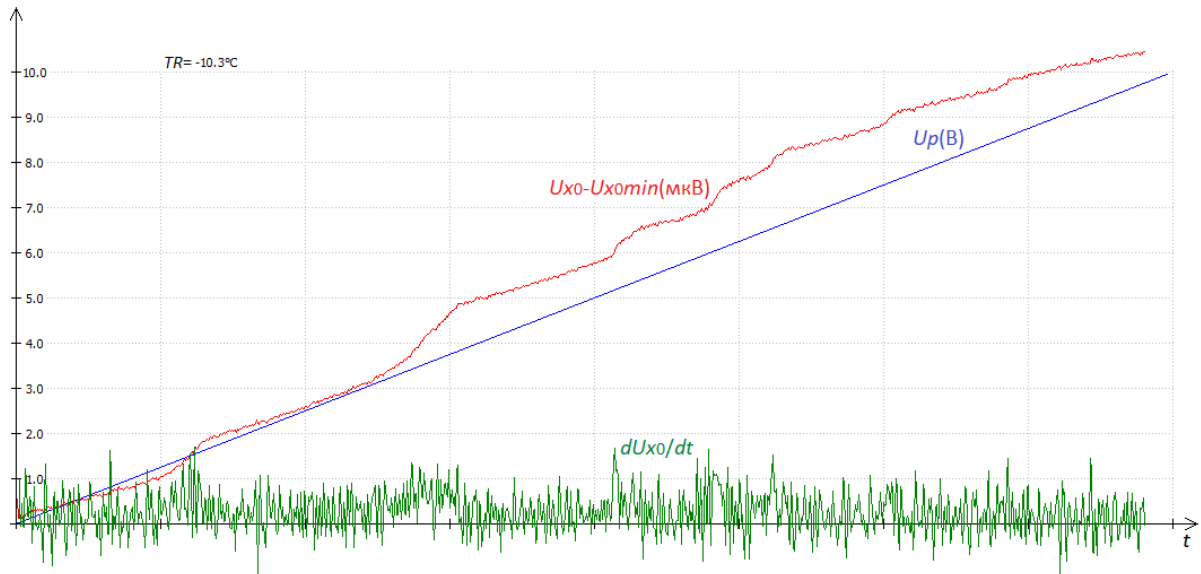
 Рис. 5. Результаты усреднения $\Delta U_{x_0} = U_{x_0}(t) - U_{x_{0min}}$ и dU_{x_0}/dt по 16 измерениям

 Fig. 6. Results of averaging $\Delta U_{x_0} = U_{x_0}(t) - U_{x_{0min}}$ and dU_{x_0}/dt over 1024 measurements. The scale for U_{x_0} and dU_{x_0}/dt is increased 100 times

 Рис. 6. Результаты усреднения $\Delta U_{x_0} = U_{x_0}(t) - U_{x_{0min}}$ и dU_{x_0}/dt по 1024 измерениям. Масштаб по U_{x_0} и dU_{x_0}/dt увеличен в 100 раз

For this, cross-correlation function $k_{FG}(Up)$ between $F(Up)$ and

$$G(U_{p_i} - Up) = e^{-\alpha|U_{p_i} - Up|}, \quad (2)$$

was estimated by the formula

$$k_{FG}(Up) = \frac{\sum (F(Up) - \langle F(Up) \rangle) \times (G(U_{p_i} - Up) - \langle G(U_{p_i} - Up) \rangle)}{\sqrt{\sum (F(Up) - \langle F(Up) \rangle)^2 \times \sum (G(U_{p_i} - Up) - \langle G(U_{p_i} - Up) \rangle)^2}}. \quad (3)$$

Where the function $G(U_{p_i} - Up)$ looked like the peak in the derivative of voltage U_{x_0} , and

$$\begin{cases} \langle G(U_{p_i} - Up) \rangle = \sum_{k=1}^N \frac{G(U_{p_i} - U_{p_k})}{N}, \\ \langle F(Up) \rangle = \sum_{k=1}^N \frac{F(U_{p_k})}{N}, \end{cases}$$

is average values of correlating functions over the summed range and U_{p_i} is the voltage at which dU_{x_0}/dt reaches maximum for each peak.

The variable α in the function (2) changed during the method development for more accurate determination of thermistor resistance. It has been experimentally established that the best value for $1/\alpha$ in the formula (2) is a value in range $0,1 \div 0,2$ V.

At lower values the peaks broaden and, accordingly, the exact determination of the maximum worsens. In addition, at low values of thermistor resistance an overlap of two adjacent peaks is observed which leads to the de-

crease in the calculated value Rx_i . At larger values false peak arise due to interference in the numerical determination of the signal Ux_0 .

For checking purposes the cross-correlation function $k_{FG}(Up)$ was constructed according the measurement results (fig. 4).

The maximum value $k_{FG}(Up)$ didn't exceed the value 0.15 (fig. 7), and it was later used as a criterion for the results reliability (fig. 8, 9).

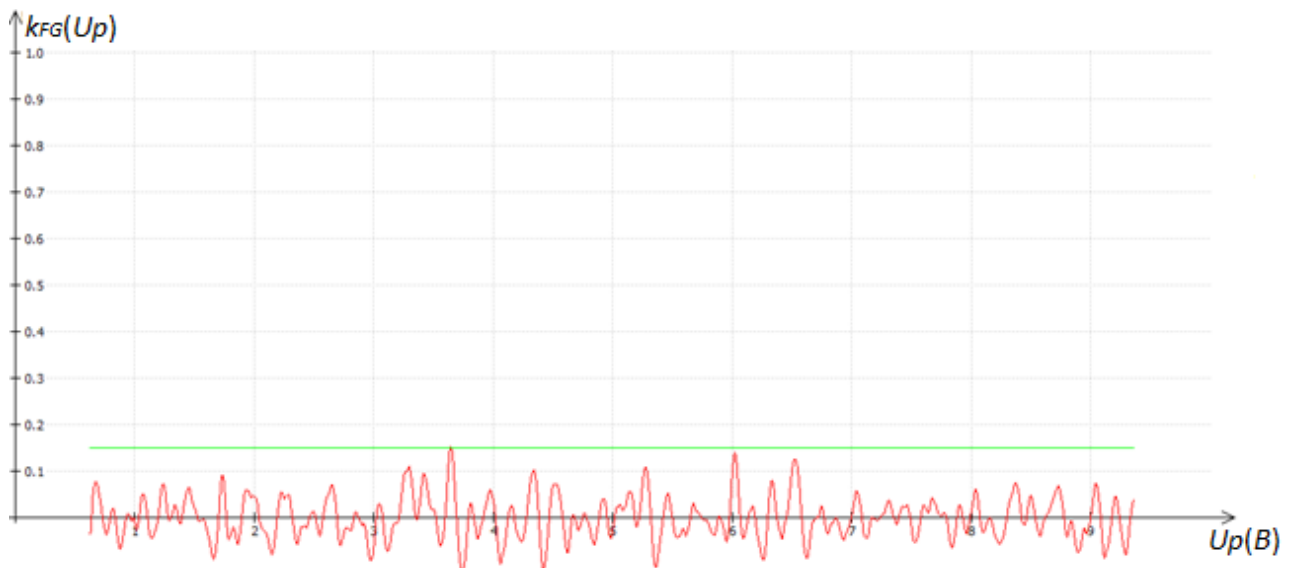


Fig. 7. Cross-correlation function according to the measurement results in fig. 4

Рис. 7. Кросскорреляционная функция по результатам измерения рис. 4

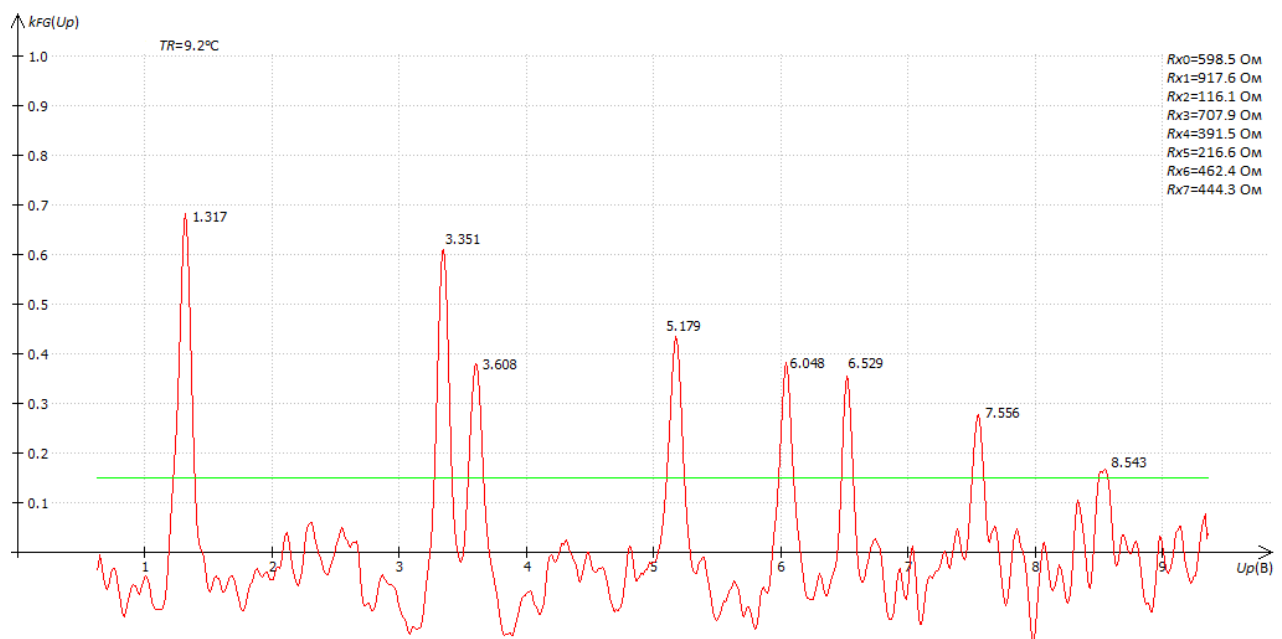


Fig. 8. Cross-correlation function according to the measurement results in fig. 5

Рис. 8. Кросскорреляционная функция по результатам измерения рис. 5

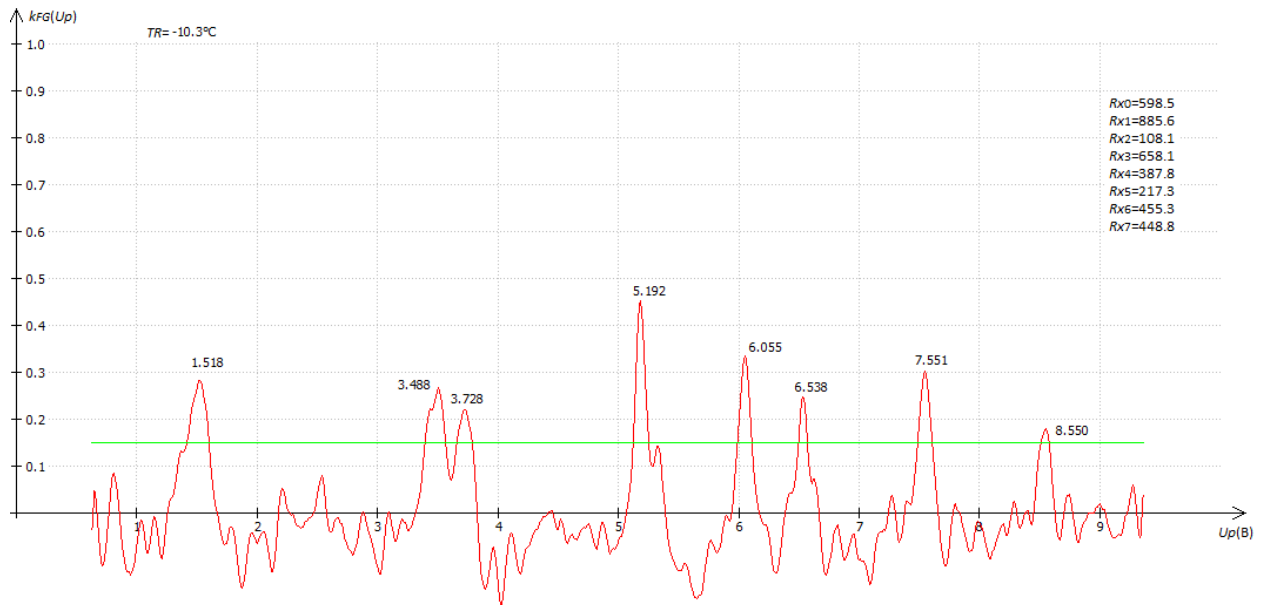


Fig. 9. Cross-correlation function according to the measurement results in fig. 6

Рис. 9. Кросскорреляционная функция по результатам измерения рис. 6

Table 5

Statistical processing results for 7 thermistors

N		16	32	64	128	512	1024
$T_R(^{\circ}\text{C})$		9.2	7.6	3.8	-3.3	-3.9	-10.3
R_{x1}	914.6	917.6	910.9	911	889.7	892.4	885.6
R_{x2}	119.2	116.1	116.9	117.4	112.2	114.9	108.1
R_{x3}	703.9	707.9	707.8	703.2	698.7	703.5	658.1
R_{x4}	393.9	391.5	391	391.8	397.4	394	387.8
R_{x5}	224.5	216.6	220.4	217.3	218.5	215.1	217.3
R_{x6}	453.4	462.4	458.2	454.8	470.5	459.5	455.3
R_{x7}	454.4	444.3	443.8	456.7	427.5	451.2	448.8
$\Delta R_{x1}/R_{x1}$		0.328 %	-0.405 %	-0.394 %	-2.723 %	-2.427 %	-3.171 %
$\Delta R_{x2}/R_{x2}$		-2.601 %	-1.930 %	-1.510 %	-5.872 %	-3.607 %	-9.312 %
$\Delta R_{x3}/R_{x3}$		0.568 %	0.554 %	-0.099 %	-0.739 %	-0.057 %	-6.507 %
$\Delta R_{x4}/R_{x4}$		-0.609 %	-0.736 %	-0.533 %	0.889 %	0.025 %	-1.549 %
$\Delta R_{x5}/R_{x5}$		-3.519 %	-1.826 %	-3.207 %	-2.673 %	-4.187 %	-3.207 %
$\Delta R_{x6}/R_{x6}$		1.985 %	1.059 %	0.309 %	3.772 %	1.345 %	0.419 %
$\Delta R_{x7}/R_{x7}$		-2.223 %	-2.333 %	0.506 %	-5.920 %	-0.704 %	-1.232 %
$\delta_{cp}(N)$		1.690 %	1.263 %	0.937 %	3.227 %	1.765 %	3.628 %

The lower the temperature the greater number of N averages must be carried out in order to get a correct result. The lowest temperature at which it was still possible to process the signal was -10°C at $K = 1024$ (fig. 6, 9).

Tab. 5 shows the measurement of thermistor simulators resistance at different temperatures $T_R(^{\circ}\text{C})$ of the board depending on the number of N averages and the relative measurement error $\Delta R_{xi}/R_{xi}$. The last line shows the absolute average relative measurement error

$$\delta_{cp}(N) = \sum_{i=1}^7 (|\Delta R_{xi}|/R_{xi}) / 7$$

depending on N measurements. It is clearly seen that at $N = 128$ and $N = 512$ and approximately equal temperature

$$\frac{\delta_{cp}(128)}{\delta_{cp}(512)} \approx \frac{3,227}{1,765} \approx \sqrt{\frac{512}{128}} = \frac{2}{1}.$$

This example confirms the correctness of the chosen statistical averaging method.

Conclusion. Thus, the use of thermistors as temperature sensors and diode pairs determining the addressing of the measuring elements allows the three-wire temperature measurement scheme in the range from -10°C and above with an error of less than 4 % to be implemented.

Acknowledgments. The study was carried out with the financial support of the Russian Foundation for Basic Research, the Government of the Krasnoyarsk Territory, the Krasnoyarsk Regional Fund for Support of Scientific and Technological Activities in the framework of the project No. 18-47-242005.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ, правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда поддержки научной и научно-технической деятельности в рамках проекта №18-47-242005.

References

1. Derevyanko V. A., Latypov A. F. [Recovery of the temperature distribution of the medium in the two-dimensional domain by the tomographic method from the result of measurements of the electrical resistance of oriented conductors]. *Vychislitel'nye tekhnologii*. 2018, No. 23 (3), P. 31–38 (In Russ.).

2. Vasil'ev E. N., Derevyanko V. A. [Analysis of the effectiveness of the use of thermoelectric modules in cooling systems of radioelements]. *Vestnik SibSAU*. 2013, No. 4 (50), P. 9–13 (In Russ.).

3. Korneeva A., Shaidurov V. Computational algorithms for analysis of data from thin-film thermoresistors on a radio-electronic printed circuit board. *Conference Proceeding of American Institute of Physics*. 2016, No. 1759, Art. 020048.

4. Korneeva A. A., Shaidurov V. V. [Numerical analysis of temperature data from film resistors of electronic board]. *Vychislitel'nye tekhnologii*. 2017, No. 22 (3), P. 32–44 (In Russ.).

5. Shaidurov V. V., Korneeva A. A. [Numerical method for the analysis of non-local data from film thermistors of electronic boards]. *Sibirskie elektronnye matematicheskie izvestiya*. 2017, No. 14, P. 914–926 (In Russ.).

6. Lineveg F. *Izmerenie temperatury v tekhnike* [Temperature measurement in the technique]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1980, P. 320–346 (In Russ.).

7. GOST 6651–2009. Gosudarstvennaya sistema obespecheniya edinstva izmereniy (GSI). *Termopreobrazovateli soprotivleniya iz platiny, medi i nikelya. Obshchie tekhnicheskie trebovaniya i metody ispytaniy* [State system for ensuring the uniformity of measurements. Platinum, copper and nickel resistive temperature transducers. General technical requirements and test methods]. Moscow, Standartinform Publ., 2011.

8. Temperature measuring conductor network – uses thermoelectric effect at crossing points of conducting strips of two different materials. Patent France FR2315689, G01K7/02, 1977.

9. Bashirova A. G., Evdokimov Yu. K., Kraev V. V., Natfulov F. Kh. *Ustroystvo izmereniya prostranstvennogo raspredeleniya temperatury* [A device for measuring the spatial distribution of temperature]. Patent RU2079822 C1. 1994.

10. Wood S. D., Mangum B. W., Fillben J. J., Tillet S. B. An investigation of the stability of thermistors. *J. Research of the National Bureau of Standards*. 1978, No. 83 (3), P. 247–263.

11. Precise and reliable measurement, optimization and management. Germany: Heraeus Sensor Technology, 2017, 38 p.

12. Yadevich A. I. [Platinum thin film sensor for resistance thermometers]. *Mir izmereniy*. 2010, No. 3, P. 52–55 (In Russ.).

13. Neiman L. R., Demirchyan K. S. *Teoreticheskie osnovy elektrotekhniki* [Theoretical foundations of electrical engineering]. Vol. 1. Leningrad, Energoizdat, 1981, 536 p.

14. Bronshtein I. N., Semendyaev K. A. *Spravochnik po matematike dlya inzhenerov i uchashchikhsya VTUZov* [Handbook of mathematics for engineers and students of high schools]. Moscow, Nauka Publ., 1986, P. 464–465.

15. Korn G., Korn T. *Spravochnik po matematike dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Mathematical handbook for scientists and engineers]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 684 p.

Библиографические ссылки

1. Дервянко В. А., Латыпов А. Ф. Восстановление распределения температуры среды в двумерной области томографическим методом по результатам измерений электрического сопротивления ориентированных проводников // Вычислительные технологии. 2018. № 23 (3). С. 31–38.

2. Васильев Е. Н., Дервянко В. А. Анализ эффективности применения термоэлектрических модулей в системах охлаждения радиоэлементов // Вестник СибГАУ. 2013. № 4 (50). С. 9–13.

3. Korneeva A., Shaidurov V. Computational algorithms for analysis of data from thin-film thermoresistors on a radio-electronic printed circuit board // Conference Proceeding of American Institute of Physics. 2016. No. 1759. Art. 020048.

4. Корнеева А. А., Шайдуров В. В. Численный анализ температурных данных с пленочных резисторов электронных плат // Вычислительные технологии. 2017. № 22 (3). С. 32–44.

5. Шайдуров В. В., Корнеева А. А. Численный метод анализа нелокальных данных с пленочных термоэлектрических элементов // Сибирские электронные математические известия. 2017. № 14. С. 914–926.

6. Линеveg Ф. Измерение температуры в технике. М.: Металлургия, 1980. С. 320–346.

7. ГОСТ 6651–2009. Государственная система обеспечения единства измерений (ГСИ). Термопреобразователи сопротивления из платины, меди и никеля. Общие технические требования и методы испытаний. М.: Стандартинформ, 2011.

8. Temperature measuring conductor network - uses thermoelectric effect at crossing points of conducting strips of two different materials. Patent France FR2315689, G01K7/02, 1977.

9. Пат. RU2079822 C1. Устройство измерения пространственного распределения температуры / А. Г. Баширова, Ю. К. Евдокимов, В. В. Краев,

Ф. Х. Натфулов ; заявитель КНИТУ-КАИ. № 94038391/28 ; заявл. 11.10.1994 ; опубл. 27.03.1997.

10. An investigation of the stability of thermistors / S. D. Wood, B. W. Mangum, J. J. Fillben et al. // J. Research of the National Bureau of Standards. 1978. No. 83 (3). P. 247–263.

11. Precise and reliable measurement, optimization and management. Germany : Heraeus Sensor Technology, 2017. 38 p.

12. Ядевич А. И. Тонкопленочные платиновые чувствительные элементы для термисторов сопротивления // Мир измерений. 2010. № 3. С. 52–55.

13. Нейман Л. Р., Демирчан К. С. Теоретические основы электротехники. Т. I. Л. : Энергоиздат, 1981. 536 с.

14. Бронштейн И. Н., Семендяев К. А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов. М. : Наука, 1986. С. 464–465.

15. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М. : Наука, 1973. 684 с.

© Derevyanko V. A., Makukha A. V., 2019

Derevyanko Valerii Aleksandrovich – Cand. Sc., Senior researcher of the Department of information and computational modeling; Institute of computational modeling SB RAS. E-mail: dv@icm.krasn.ru.

Makukha Aleksandr Vasilievich – Leading engineer of the Department of information and computational modeling; Institute of computational modeling SB RAS. E-mail: ks1@icm.krasn.ru.

Деревянко Валерий Александрович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник отдела информационно-вычислительного моделирования; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: dv@icm.krasn.ru.

Макуха Александр Васильевич – ведущий инженер отдела информационно-вычислительного моделирования; Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: ks1@icm.krasn.ru.

For citation: Makhalov D. A., Nikitina M. P., Usikov S. B., Manoilo A. V. Real-time carrier rocket mission control using space relay system. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 344–355. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-344-355

Для цитирования: Махалов Д. А., Никитина М. П., Усиков С. Б., Манойло А. В. Телеметрическое обеспечение оперативного контроля полёта ракет и разгонных блоков с использованием спутникового контура управления // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 344–355. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-344-355

REAL-TIME CARRIER ROCKET MISSION CONTROL USING SPACE RELAY SYSTEM

D. A. Makhalov*, M. P. Nikitina, S. B. Usikov, A. V. Manoilo

Central Research Institute of Machine Building
4, Pionerskaya St., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation

*E-mail: mda@mcc.rsa.ru

One of the purposes of the multifunctional space relay system “Luch” is telemetry provision for the timely control of launches from the “Vostochniy” spaceport. Launch vehicles and upper stage units have special high-speed and low-speed relay user equipment for telemetry relaying using the relay system “Luch”. This article is about special programs for processing such kind of telemetry at the Mission Control Centre (MCC) of the federal state unitary enterprise “Central Research Institute for Machine Building” (TsNIMASH) for mission launch control. These programs are the part of telemetry processing software-hardware system of the MCC. Their purpose is real-time reception, processing and depicting results of processing telemetry data from high-speed and low-speed relay user equipment. This article contains description of the telemetry structure, transmission scheme and description of telemetry reception and processing approach based on the specific characteristics of such kind of telemetry. It contains information about tasks, solved by the MCC telemetry complex for giving timely, objective and correct information about a launch process as well. Created programs, processing algorithms and representation forms of the results of telemetry processing successfully provided missions control of the launches of the spacecraft “Kanopus-V-1K”, “Meteor-M” №2-1 in 2017, “Kanopus-V” №3, 4 in 2018. We propose to use developed programs for telemetry provision of the timely control of orbital mean insertion during the next launches from the “Vostochniy” spaceport.

Keywords: relay user equipment, launch vehicles, upper stages, telemetry processing, launch control.

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ОПЕРАТИВНОГО КОНТРОЛЯ ПОЛЁТА РАКЕТ И РАЗГОННЫХ БЛОКОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СПУТНИКОВОГО КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ

Д. А. Махалов*, М. П. Никитина, С. Б. Усиков, А. В. Манойло

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

*E-mail: mda@mcc.rsa.ru

Телеметрическое обеспечение оперативного контроля запусков с нового космодрома «Восточный» на участках выведения, расположенных вне зоны видимости наземных измерительных пунктов, осуществляется с помощью многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч». Для передачи телеметрической информации (ТМИ) через систему ретрансляции «Луч» на ракете-носителе (РН) и разгонном блоке (РБ) установлены комплекты высокоскоростной и низкоскоростной абонентской аппаратуры ретрансляции. В статье описаны средства, разработанные в ЦУП ФГУП ЦНИИМаши для оперативного контроля полета РН и РБ по информации, полученной с абонентской аппаратуры ретрансляции. Разработанные средства в составе телеметрического информационно-вычислительного комплекса ЦУП ЦНИИМаши обеспечивают прием, обработку и отображение результатов обработки телеметрической информации РН и РБ в режиме реального времени. Приведена структура передаваемой информации, схема ее передачи и особенности, определяющие алгоритмы приема и обработки телеметрической информации. Указаны основные задачи, решаемые на средствах телеметрического информационного комплекса ЦУП для предоставления оперативных, объективных и качественных данных о процессе выведения. Созданные в ЦУП средства, разработанные алгоритмы обработки и формуляры отображения телеметрической информации высокоскоростной и низкоскоростной абонентской аппаратуры ретрансляции успешно применялись для оперативного контроля выведения космических аппаратов «Канопус-В-ИК» и «Метеор-М» № 2–1 в 2017 г. и «Канопус-В» № 3, 4 в 2018 г. Созданные средства

предполагается использовать для телеметрического обеспечения оперативного контроля процесса выведения орбитальных средств при последующих запусках с космодрома «Восточный».

Ключевые слова: абонентская аппаратура ретрансляции, ракеты-носители, разгонный блок, обработка ТМИ, представление результатов обработки ТМИ.

Introduction. By 2018 three launches of “Soyuz-2” launch vehicles for the spacecraft of scientific and socio-economic purposes had been performed from the new spaceport called “Vostochniy” [1–3]. The main launch routes from the new spaceport are beyond the visibility of existing ground telemetry stations, and the construction of new ground telemetry stations or the use of mobile ground telemetry stations in the Far North and the Pacific Ocean is expensive and difficult. High-speed relay user equipment was created for transmitting the telemetry data of launch vehicles via the “Luch” satellite transponders [4] during launches from the “Vostochniy” spaceport, as well as low-speed relay user equipment [5–7] was developed for transmitting telemetry data of upper stages. The work considers the reception, processing and display of telemetry data of launch vehicles and upper stages received from the relay user equipment at the MCC of the federal state unitary enterprise TsNIIMASH.

The scheme of data transmission through the “Luch” multifunctional space relay system. To control the flight of the “Soyuz-2” launch vehicles by telemetry data of high-speed relay user equipment at the MCC using a telemetry processing software-hardware system, programs for receiving, processing and displaying incoming telemetry data have been developed. Fig. 1 shows a telemetry data reception scheme where created programs are highlighted in yellow. The high-speed relay user equipment starts transmitting telemetry data from the 400th second of the flight of a launch vehicle, when a rocket approaches the border of the visibility range of spaceport measuring tools. The real-time telemetry data is transmitted to the earth-based relay station “Klyon-R” № 304 (“Vostochniy” spaceport) via the “Luch-5A” relay satellite. The telemetry data is received by two sets of RT-428 receiver. From the first set, data is transmitted directly to the MCC to the hardware-software complex of relay user equipment [8] to the relay and communication control center [9]. From the second set, data is transmitted through the special control software of the earth-based relay station “Klyon-R” to the automated exchange system of relay and communication control center. The telemetry processing software-hardware system receives and processes information from both sources [10]. The results of processing telemetry data are displayed on individual and collective drawing tools in the relay and communication control center.

Telemetry data is transferred from the hardware and software complex of the relay user equipment to the telemetry processing software-hardware system in accordance with the protocol for the information exchange of the hardware-software complex of the relay user equipment, based on TCP protocol. Moreover, in addition to telemetry data, two types of data are transmitted to the telemetry processing software-hardware system: “RT-428 profile” messages and “RT-428 status vector” messages.

“RT-428 Profile” messages contain information about the configuration of a receiver, such as:

- the results of self-diagnosis of a receiver;
- set frequency range and frequency letter;
- set operating mode (transfer speed and frame size);
- use of Reed-Solomon codes and Viterbi codes.

“State vector RT-428” messages contain current information about the RT-428. This information includes signal-to-noise ratio, number of errors, presence of capture and frame synchronization.

Telemetry data is transmitted from the automated exchange system of the relay and communication control center to the telemetry processing software-hardware system using the protocol compatible with the structure of transmission packets over networks of the National Ground-Based Automated Control Centre using UDP packets. Herewith, decoding such information is fraught with a number of difficulties caused by the fact that the data format of the National Ground-Based Automated Control Centre is poorly adapted to transmit information using relay user equipment. Firstly, telemetry data in this format is transmitted in 12-bit words packed into 16-bit ones. With that, the RT-428 packet for the information of high-speed relay user equipment has the length of 3568 bytes or 28544 bits, which is not divided by 12 without a remainder, that is why it is necessary to supplement such a packet with zero bits. Secondly, such a packet size is too large for UDP transmission, that is why the automated exchange center of the relay and communication control center breaks it into smaller packets, and only the last one will contain additional zero bits. If the selected size is odd, an additional problem arises: it is impossible to put an integer number of 16-bit words into such a packet (one word can be divided into two packets). Thirdly, at present, the automated exchange system of the relay and communication control center does not transmit time information, which makes it impossible to accurately correlate telemetry data with time.

It should be noted that the direct transmission of telemetry data of the high-speed relay user equipment from RT-428 receiver installed at the “Vostochniy” spaceport to the hardware-software complex of the relay user equipment was unsatisfactory according to the test results. Due to the small size of the network buffer being used to transmit telemetry data from the receiver and the significant time it took to transmit telemetry data from the earth-based relay station “Klyon-R” of the “Vostochniy” spaceport to the MCC, the actual speed of telemetry data transmission was not more than 180 kbit / s instead of the nominal 256 kbit / s; that caused regular loss of telemetry data during transmission in real time. The developers of the receiver managed to solve this problem using an additional gateway for transmitting data from the earth-based relay station “Klyon-R”, which was not used during the launch work (it is shown in grey in fig. 1).

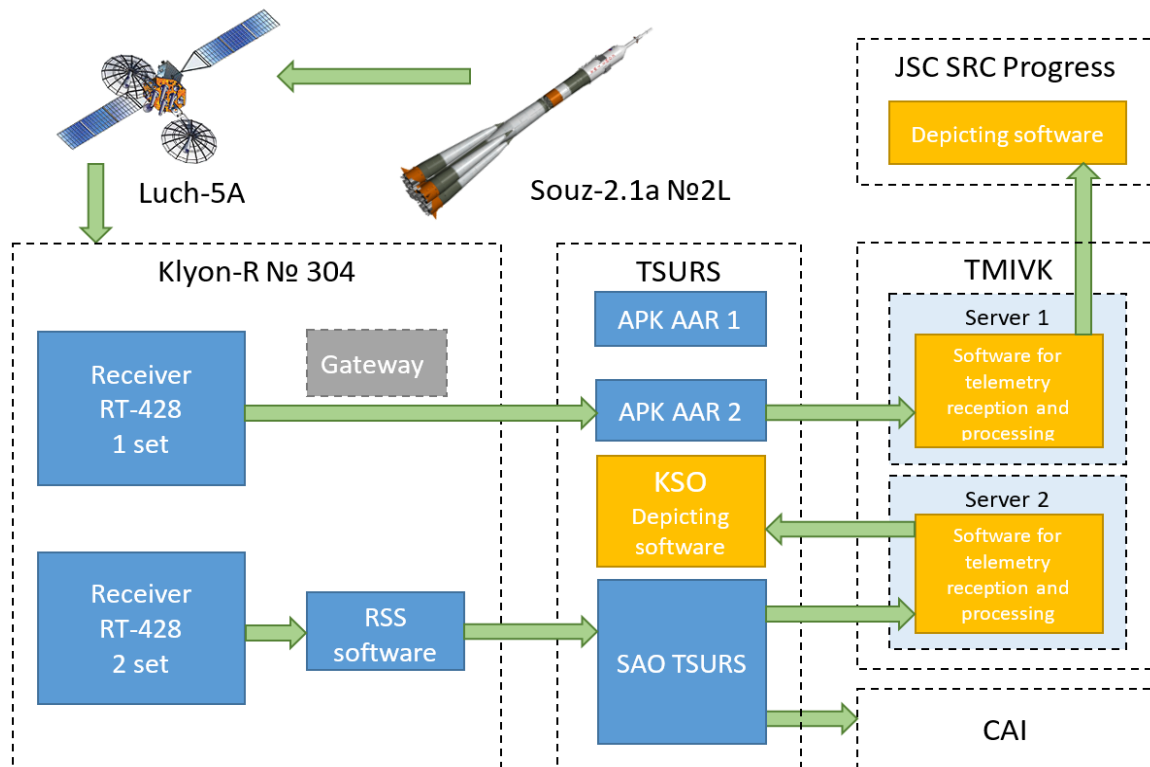


Fig. 1. Scheme of telemetry reception of high-speed relay user equipment at MCC

Рис. 1. Схема приёма телеметрической информации
высокоскоростной абонентской аппаратуры ретрансляции в ЦУП

The main tasks of telemetry processing software-hardware system for processing the telemetry data of the relay user equipment. The main tasks to be solved using the telemetry processing software-hardware system of the MCC to ensure high-quality relay of telemetry data from relay user equipment of a launch vehicle and an upper stage and operational control of the output process are the following:

- assessing the quality and reliability of telemetry data (percentage of failed and reliable frames, the number of errors recovered by Reed-Solomon codes), the level of the received signal;
- assessing the timeliness of the beginning and end of the reception of relayed telemetry data in accordance with the sequence diagram of the operation of the relay user equipment;
- switching the telemetry data streams received from the various “Luch-5” relay satellites and from ground-based aids (while ensuring transmission at the MCC);
- exact binding of TM-frames to time;
- assessing the current parameters of the orbit of a space rocket and an upper stage;
- operational control of the onboard systems, including fix–ing the moments of separation of the parts of a launch vehicle, payload, control system commands, turning on and off the marching and corrective propulsion systems of the upper stage, the operating modes of the telemetry system and relay user equipment;
- processing telemetry data received from relay user equipment both during flight tests and during ground testing [11–14];

- providing data for the interdepartmental commission in the event of an emergency launch;
- real-time processing of data from the on-board video monitoring system transmitted through the “Luch” multifunctional space relay system (when implementing such an outcome).

Most of these tasks have already been implemented in the telemetry processing software-hardware system. Let us consider the above tasks in more detail.

The operational assessment of the quality and reliability of the received telemetry data is necessary when conducting ground and flight tests of launch vehicles and upper stages in order to:

- determine the correct operation of relay user equipment and the structure of generated telemetry data;
- make the comparative analysis of various “Luch-5” relay satellites and ground receiving stations;
- select the optimal configuration of the on-board relay equipment of the “Luch-5” relay satellite;
- measure the actual data content of the communication channels being used, the frequency of data loss and delay in data transmission;
- identify one-time and prolonged interference in the transmission of telemetry data;
- compare the quality of received telemetry data at different sessions, on different days, on different products.

For example, Reed-Solomon codes and CRC-16 checksum used in the telemetry data for high-speed relay user equipment allow you to accurately determine the reliability of the received telemetric frame and the number

of distortions that occurred in it during the transmission over the radio link.

Software and hardware tools of a telemetry processing software-hardware system allow performing in-depth processing of a telemetry data in real time, providing the solution to most of the above tasks [10–14]. For a detailed manual analysis, the means for viewing the initial telemetric frames, transmitted over the network data packets and intermediate results of processing telemetry data are available.

Determining the exact time of the start and end for receiving the telemetry data of relay user equipment helps to evaluate the accuracy of the on-board flight sequence, the “Luch” relay satellite guidance, flight path, and orientation of a launch vehicle/upper stage.

Depending on the flight path, launch vehicles and upper stages can get simultaneously or sequentially into the visibility areas of two satellite transponders, as well as ground-based measuring points. At the same time, independent assessing of the telemetry data flows coming from each source should be provided, as well as automatic switching of all received flows into a single stream for the most high-quality and continuous processing. During the switching process, telemetry processing software-hardware system tools allow fully synchronize telemetry data flows regardless of the delays of data. In addition, the algorithms that allow you to restore a telemetry frame from several failed ones received from different sources have been developed.

Due to the fact that the telemetry frames of a launch vehicle and upper stage use their own different on-board time, counted from the moment the equipment was turned on or the NOV command was transmitted, while ground-based telemetry data processing, there is a problem of linking the received information to decreed Moscow time (DMT). This normally uses the time of registration of telemetry data at ground measuring stations, synchronized with the central timing system, however, when processing data received through the “Luch” multifunctional space relay system, this approach is not applicable for two reasons. Firstly, the transfer of the telemetry data from a launch vehicle/upper stage to the “Klyon-R” earth-based relay station via the “Luch-5” relay satellite takes a long time (during the launch from the “Vostochniy” spacecraft using the “Luch-5A” relay satellite, the radio signal travels over 260 ms covering the distance of about 79000 km). Therefore, it is impossible to use directly the time of registering telemetry data at the station, but it is necessary to take into account the amendment depending on the current position of a product, the position of the relay satellite and the earth-based relay station being used. Secondly, at the present time the task of telemetry data registering by the central timing system time has not been solved at the “Klyon-R” earth-based relay station. Telemetry data is linked to the time at the hardware-software complex of the relay user equipment (relay and communication control center) or at the telemetry processing software-hardware system (in the case of reception from the automated exchange system of relay and communication control center), which is fraught with the large errors caused by the inconsistent time of transmission of the telemetry data from a remote earth-based relay station

to the relay and communication control center and delays in all the software and hardware used in the transfer means. Prior to solving the problem of accurate linking telemetry data to time at the “Klyon-R” earth-based relay station, the registration of on-board events using the telemetry data of high-speed relay user equipment can be carried out only with fairly rough accuracy.

The operational assessment of the ballistic parameters of the launch vehicle and the upper stage based on the state vectors received from on-board satellite navigation system allows controlling the accuracy of the output, the deviation of the product from the computed path, the fact of performing the correcting pulse of an upper stage, and the accuracy of directing the “Luch-5” relay satellite to the target. Additionally, the ability to independently determine the separation parameters for spacecraft controlled from the MCC will increase the reliability of getting into communication with them at the first revolutions in the event of the significant deviation of the orbit parameters from the calculated ones until official data are received from the upper stage UMCC. Let us list the main ballistic parameters being calculated at the stage of the operational processing of state vectors:

$\vec{v}$ – speed;
 H – height;
 $H_{\min}$ – minimum height;
 $H_{\max}$ – maximum height;
 T – tact;
 i – inclination;
 e – eccentricity
 a – major axis;
 Ω – longitude of the ascending node;
 ω – perigee argument;
 u – latitude argument;
 φ – latitude;
 λ – longitude.

Monitoring the system health of onboard systems according to the telemetry data of the relay user equipment allows you to quickly evaluate the accuracy of the flight program, including the flights out of sight of ground-based tracking stations. Among the main controlled indicators of a launch vehicle and upper stage:

- deviation of pitching motion and yawing from the program values, product orientation;
- voltage on the bus of onboard power system;
- operability of onboard control system elements;
- operability and the mode of operation of a telemetry system and relay user equipment, calibration levels;
- performance indicators of propulsion systems;
- residues of propellant components;
- contacts of separation of detachable parts and payload;
- indications of emergency situations;
- commands and events recorded by the onboard control system;
- temperature indicators of main components of the product.

Separately it is worth noting the importance of processing the telemetry data of relay user equipment not only during start-up, but also during ground preparation of the product at the launch complex, as well as using the te-

lemetry data records obtained during factory tests. During such processing, it is possible to verify the correct operation of transmitting and receiving equipment, the processing algorithms of telemetry data in the structure of the relay user equipment and the entire transmission path of the telemetry data of relay user equipment. At this stage, it is possible to identify such inconsistencies in the work as: inconsistencies in the operation of the standard telemetry system and relay user equipment, inconsistencies in the structure of the generated data, delays and distortions in the transmission of data along the entire path, errors in measuring individual parameters, etc.

In the event of the emergency completion of a launch, the results of processing of telemetry data of the relay user equipment at telemetry processing software-hardware system at the MCC of TsNIIMASH are supposed to be used during the work of the interagency commission as an additional data source, and tools for analyzing the initial (unprocessed) telemetry frames and faulty information as a source of additional information, that is not available in the results of automatic processing of telemetry data.

After installing the equipment for relaying video data on the launch vehicle/upper stage, from the onboard video monitoring system it will be possible to carry out processing of received information in real time with the help of telemetry processing software-hardware system with its display on the individual and collective drawing tools for additional control of flight.

Data structure of the high-speed relay user equipment of a launch vehicle. As part of the telemetry frame of the high-speed relay user equipment, a subset of the telemetry frame of the modernized digital radio-telemetry system RTSTsM-1 (the main telemetry system of the "Soyuz-2" launch vehicle) is transmitted. The frame structure of the high-speed relay user equipment was built in accordance with the recommendations of the CCSDS international committee [15; 16] and it contains a header, checksum, Reed-Solomon codes. In concluding pseudo-randomization and convolutional coding algorithms are applied to the signal (fig. 2).

Fig. 3 shows the structure of the data part of a user package. One user package contains the telemetry data of

two complete reading frames of MAS1, TSM2, MAS3 and TSM 6 of the second stage of commutation of telemetry.

The distribution of telemetry data over transmission channels is determined by the telemetry data collection program for a particular product.

To control and correct possible transmission errors in the telemetric frame, Reed-Solomon coding is used, where the entire frame is encoded except for the attached synchronization marker (framing pulse), with the following parameters:

– block length – 255 bytes, where the data portion is 223 bytes, the remainder is 32 bytes;

– multiplicity of the errors being corrected: $E = 16$;

– polynomial generating the field: $F(x) = x^8 + x^4 + x^3 + x^2 + 1$;

– generating polynomial: $g(x) = \prod_{h=1}^{15} (x - \alpha^{h(GS+1)})$, where $h = 1$, $GS = 1$

The encoded part of the frame is conventionally divided into blocks with the length of 223 bytes; two complete blocks and one shortened block of 88 bytes are obtained. The shortened block during encoding / decoding is supplemented by non-transferable characters (zeros) to the full length of the block (Virtual Fill). The multiplicity of the errors being corrected $E = 16$ means that when decoding it is possible to correct transmission errors of characters up to 16 bytes in each block. The remnants of the polynomials of all three blocks are transmitted at the end of the frame, prior to the framing pulse. Remnants are transmitted in the same sequence as the original information blocks.

It is worth noting that using another method of splitting a telemetric frame for Reed-Solomon coding could slightly increase the restoration ability of the algorithm. That is, if instead of dividing the frame into blocks of $223 + 223 + 88$ bytes (supplementing the latter with zeros), we can break the frame into blocks of equal length of $178 + 178 + 178$ bytes (supplementing each one with zeros). It will be possible to restore for the first block not $16/223 = 7.1\%$ of errors but $16/178 = 9.0\%$ of errors. Thus, the potential resistance to accidental failures on average will be higher.

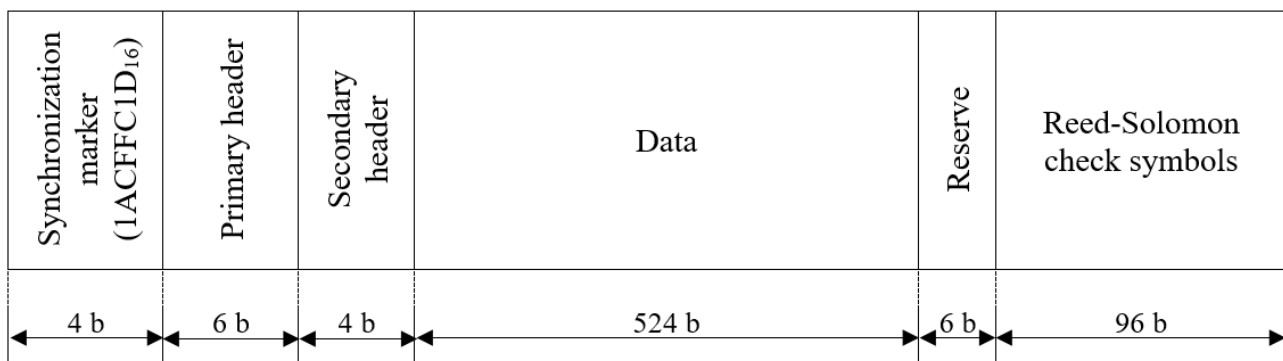


Fig. 2. The structure of the telemetric frame of high-speed relay user equipment

Рис. 2. Структура телеметрического кадра ВААР

Word № 1	MAS1/1	Word № 249	MAS1/63	Word № 505	MAS1/63
Word № 2	TSM2	Word № 250	TSM2	Word № 506	TSM2
Word № 3	MAS3/1	Word № 251	MAS3/63	Word № 507	MAS3/63
Word № 4	TSM6	Word № 252	TSM6	Word № 508	TSM6
Word № 5	MAS1/2	Word № 253	MAS1/64	Word № 509	MAS1/64
Word № 6	TSM2	Word № 254	TSM2	Word № 510	TSM2
Word № 7	MAS3/2	Word № 255	MAS3/64	Word № 511	MAS3/64
Word № 8	TSM6	Word № 256	TSM6	Word № 512	TSM6

Fig. 3. The structure of transfer frame data part

Рис. 3. Структура информационной части пользовательского пакета

The accuracy of the received user data packet is additionally checked using the checksum transmitted in the data field. The checksum is calculated using the CRC-16 algorithm with the polynomial $0x1021 (x^{16} + x^{12} + x^5 + 1)$.

To reduce the power spectral density of the transmitted signal, the main frames are pseudo-randomized based on the $0xA9$ sequence (except for framing pulse).

When processing the received telemetry data of the high-speed relay user equipment, the checksum and Reed-Solomon codes can reliably evaluate the accuracy of the received telemetry data and correct up to 48 distorted bytes in each frame.

Let us consider some of the features of receiving telemetry data of the high-speed relay user equipment. The first task that arises during reception is to search for telemetric frames in the bitstream. A frame is a sequence of 8-bit words (bytes) of 640 bytes in length, starting with a framing pulse. However, data from a receiver comes in the form of packets with the length of 3568 bytes, and these bytes contain the densely packed bits of the bitstream received by the RT-428. Most often they do not correspond to the bytes of the frames, but contain them with some bit shift. To search for the correct bit shift, a framing pulse, the Reed-Solomon codes or the checksum are used, since it is necessary to take into account the possibility of false framing pulses inside the frame. If for 640 bytes, starting from the found framing pulse, the checksum converges, then the correct frame is found and the bit shift is correctly determined, i.e. the next framing pulse should be sought immediately after the end of the found frame. If the checksum does not converge, this can indicate that there are failures in the frame, and that the framing pulse is false, so the next initialization vector will be searched sequentially, taking into account all possible bit shifts.

Data structure of the low-speed relay user equipment of an upper stage. Let us consider the structure of the information generated by the upper stage “Fregat-M” low-speed relay user equipment of the and the features of its processing.

Telemetric data for transmission through the low-speed relay user equipment to the “Luch” relay satellite is formed by the onboard telemetry system BR-9TsK-1 from a full telemetry frame. Telemetry data can be transmitted in the form of small frames (64 words) or full frames (512 words). Three modes of information rates and data

transmission rates of the low-speed relay user equipment are possible:

1) Transmission of small frames (64 words) at the speed of 62.5 bit / s (when the “Luch-5” relay satellite is operating in the multi-station access mode). In this mode, the transmission of one frame takes 10.24 s, the transmission rate is 0.097 frames / s.

2) Transmission of small frames (64 words) at the speed of 8000 bit / s (when the “Luch-5” relay satellite is in individual access mode). In this mode, the transmission of one frame takes 0.080 s, the transmission rate is 12.5 frames / s.

3) Transmission of full frames (512 words) at the speed of 8000 bit / s (when the “Luch-5” relay satellite is operating in the mode of individual access). In this mode, the transmission of one frame takes 0.640 s, the transmission rate is 1.56 frames / s.

The main transmission mode is the delivery of small frames.

A frame word consists of 10 bits. 8 bits (from the 2nd to the 9th) are informational. The first bit in the word is the least significant, and the tenth is a high-order digit. The 1st and the 10th bits are service ones. During the transmission of the 10th bit, an impulse is transmitted, supplementing the number of units in the current word to an even number. The presence of a parity bit allows processing the received telemetry data to check the correctness of each word of the received frame.

64 consecutive 10-bit words make up the small frame of the system. The structure of the small frame is shown in fig. 4.

The first word of the frame contains command and service data on data transmission rate, frame length, type and channel of satellite navigation equipment - command word. The command word contains information about the frame size, output speed, type and channel of satellite-navigational equipment. The structure of the command word is shown in fig. 5.

Time stamps from the second-fourth words of the frame contain the time of formation of a small frame. Telemetry data of satellite-navigational equipment (SNE) transmitted within the frame is transmitted with its time as well.

The last word of the small frame – the frame synchronization label – contains units in all 10 bits; it can be used to check the accuracy of frame searching process.

The small frame includes the telemetric parameters of the on-board systems of the "Fregat" upper stage:

- control system;
- propulsion system;
- satellite navigation equipment;
- telemetry system BR-9TsK-1;
- state of the separation contacts of the payload.

The full composition of the small frame is presented in the telemetry program for a specific product.

Let us consider the features of receiving telemetry data of the low-speed relay user equipment. The first task that arises during the reception is frame search. A frame is a sequence of 64 or 512 10 bit words ending by ten units, and data comes from the RT-428 in packets of 8 to 223 bytes in length. RT-428 packs the incoming bits in bytes, starting with the high-order bit, and BR-9TsK-1 system outputs the bits, starting with the least significant, so before searching for a frame in the stream coming from RT-428, one must "flip" the bits in each byte, and then connect right to left bytes in FIFO order. In order to find a frame in the resulting sequence of bits, it is necessary to determine the correct bit shift, that is, find the beginning of 10-bit words in an unstructured stream. For this purpose, one cannot use end-of-frame marker, since the combination of 10 units can occur randomly inside a frame if, for example, one word ends in 5 units, and the next starts with 5 units. Therefore, the main criterion in determining the correct bit shift is the service parity bit. A correct bit shift should be considered such a shift at which the maximum number of resulting 10-bit words will have the correct parity. Next, the frame search problem is solved by finding the end-of-frame marker.

Of particular note is the solution to this problem at a transmission rate of telemetry data of 62.5 bits/s. At this rate, a frame is formed in 10.24 seconds. This imposes certain restrictions on data buffering: if at the rate of 8000 bits/s it is possible to accumulate some amount of data in order to analyze possible bit shifts and parity, at the rate

of 62.5 bits/s it is not possible to accumulate too much, since delays of the telemetry data processing can reach dozens of seconds in the course of this approach. Such buffering is permissible only for post-session processing.

Presenting the results of processing telemetry data of relay user equipment. The traditional way of presenting the results of telemetry data processing is tabular forms, where the values of telemetric parameters in physical units or in the form of text editions are displayed in the screen together with the units of measurement and the time of the last change in value. To display dynamically changing parameters graphs are used.

To perform operational control, the results of processing telemetry data of relay user equipment in telemetry processing software-hardware system are presented to users in real time in the form of mnemonic diagrams, tables, graphs and text protocols; in the post-session mode – in the form of graphs, tables, text protocols and various printouts. Operational display tools are created at the MCC (based on the ability to perform the simplest and most comprehensive flight control). Let us give examples of some of them.

Fig. 6 shows the example of a mnemonic diagram used to control the flight of the "Soyuz-2.1a" launch vehicle according to the telemetry data of the high-speed relay user equipment during the launch of the "Kanopus-V" spacecraft No. 3, on February 4, 2018.

The mnemonic diagram contains the following elements:

- general state of telemetry data receiving (at the top);
- phase trajectory (on the left);
- current elements of the orbit (in the center);
- space rocket orientation (on the right);
- state of signal parameters (left-bottom);
- state of calibration levels (at the bottom);
- control system status (at the bottom);
- operation of the high-speed relay user equipment transmitter and RT-428 receiver (right-bottom).

Word number	1	2	3	4	5 ... 63	64
Content	Command word	Time stamp			Data	Sync label

Fig. 4. Small frame structure

Рис. 4. Структура малого кадра

Bit number	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Value	Not used	Codeblock length: 0 – 64 words 1 – 512 words	Main codeblock transfer rate: 0 – 8000 bit/s 1 – 32000 bit/s	Small codeblock transfer rate: 0 – 62.5 bit/s 1 – 8000 bit/s	Type of navigation equipment: 0 – SNE-F 1 – SNE	SNE channel number: 0 – 1st 1 – 2nd	0	0	1	Parity check

Fig. 5. Structure of small frame command word

Рис. 5. Структура КСС малого кадра

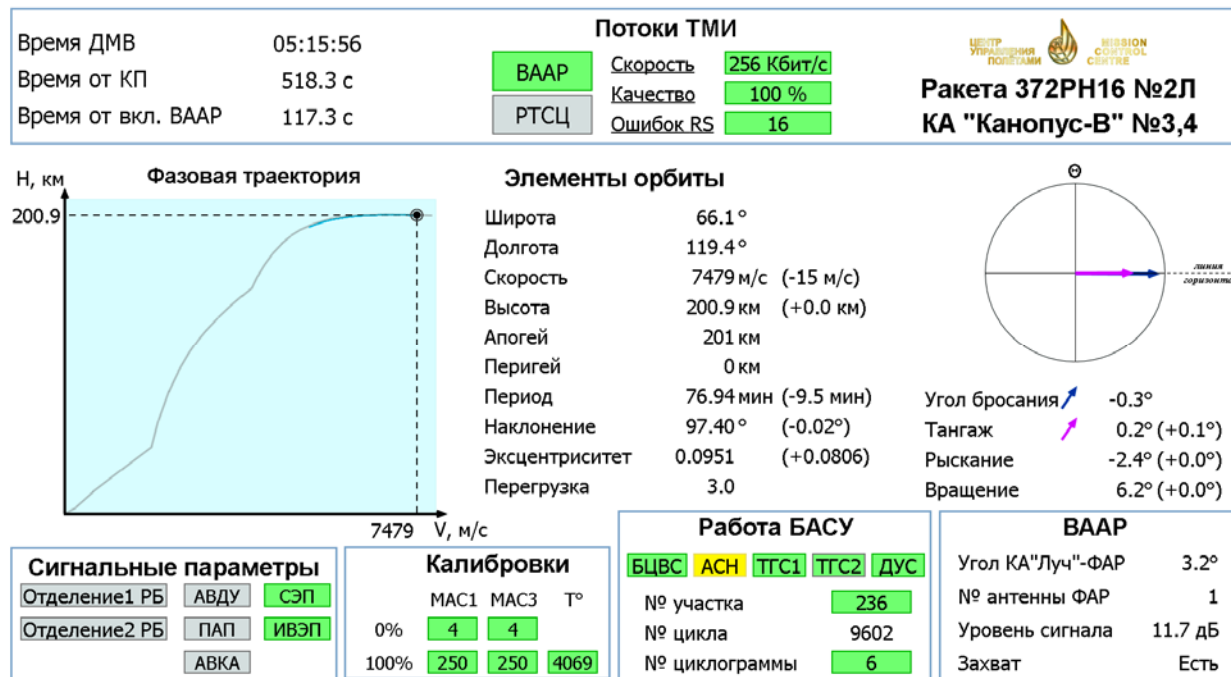


Fig. 6. The mnemonic diagram of the status display of the Launch vehicle "Soyuz-2.1a"

Рис. 6. Мнемосхема отображения состояния РН «Союз-2.1а»

Operational monitoring of the propulsion system of a launch vehicle is carried out on a separate mnemonic diagram.

On the given mnemonic diagram three times are displayed: the current Decreed Moscow Time, the time before the initial motion switch – before the start or after the initial motion switch – after the start, the time before turning on the high-speed relay user equipment or from the moment of turning on the high-speed relay user equipment. The high-speed relay user equipment and RTSTs blocks signal about receiving the telemetry data flows from the high-speed relay user equipment and RTSTsM-1 transmitters, respectively. Next, the current selfdescriptiveness of receiving telemetry data is calculated. 256 kb/s is a nominal value. In the case of loss of telemetry data in terrestrial data transmission channels at the indicated launch, data rate sometimes decreased to 180 kb/s, which was immediately highlighted in yellow or red. The quality of the telemetry data contains the percentage of reliable telemetry data frames to the total number of frames received in the last 2 seconds. Reliability is determined by the Reed-Solomon codes and checksum. The "RS errors" field displays the number of failed channels recovered using Reed-Solomon codes in the last 2 seconds.

On a large diagram we can see calculated and actual space rocket phase trajectory, calculated on the basis of state vectors received from the navigation user equipment; the horizontal axis presents the product rate module, and the vertical axis – the current height above the common ellipsoid. The phase trajectory allows us to visually assess (easily and efficiently) the deviation of launch vehicle movement from the calculated trajectory.

The current elements of the orbit are given along with their deviation from the calculated ones. In terms of altitude and speed, the comparison is performed for the current

moment of flight, and the deviation from the target parameters of the orbit is displayed for the remaining elements. Axial overload is calculated based on the navigation user equipment measurements as well.

The information on the orientation of a launch vehicle in space along the pitching, yawing and rotation angles is displayed in the right area of the screen. Moreover, for the convenience of estimation, the pitch angle is recalculated to the current tangent to the Earth's surface in such a way that at the final seconds of the flight it becomes close to zero. Based on the navigation user equipment measurements, the so-called departure angle is calculated – the angle between the space rocket velocity vector and the tangent to the Earth's surface. The throw angle and the recalculated pitch are displayed in a pie chart for a visual assessment.

Among all the signal parameters of a launch vehicle for operational control, those that can operate after 400 seconds of flight (turn-on time of high-speed relay user equipment) are selected: these are two contacts of separating an upper stage from a launch vehicle, the voltage presence on the onboard power buses along with the voltage levels of the secondary power sources and various signs of emergency completion of flight.

The calibration levels of 0 and 100 % on two working single blocks of data gathering equipment and the temperature switch of RTSTsM-1 are displayed in decimal with the results of the assessment: the values in the tolerance are highlighted in green, out of the tolerance – yellow or red.

Operational control of the onboard automated control system is carried out according to the following systems:

- digital airborne computation system;
- satellite-navigational equipment (system, subsystem);

- three-axis gyrostabilizer;
- angular rate sensors.

The control of each system is performed by a set of telemetric parameters. If there are some insignificant problems in the system, the system turns yellow. If there are some significant ones, the system turns red.

The operation of transmitting and receiving equipment of satellite relay is controlled by the following parameters:

- the angle between the current direction of radiation of the antenna (implemented phased array) and the selected “Luch-5” relay satellite;
- the number of the selected direction of radiation of the implemented phased array;
- the level of the registered signal in the RT-428 receiver;
- the presence of signal capture in the RT-428 receiver.

The described mnemonic diagram allows us to control about 100 telemetric parameters. When using the tabular forms to control all these parameters, 2–4 separate forms would be required, which would not provide such visibility as a mnemonic diagram.

Fig. 7 presents the mnemonic diagram showing the main events of the flight profile of the “Soyuz-2.1a” launch vehicle.

Initially, the entire mnemonic diagram is displayed against a white background. The events that occur on the

launch vehicle up to the 400th second of flight (before turning on the high-speed relay user equipment) are shown in blue according to the estimated time. Events recorded by the signal parameters of slowly changing parameters and by digital telemetry are highlighted in green as they are recorded.

Note: due to the peculiarities of the time linking of the telemetry data of the high-speed relay user equipment described above, the time indicated on the operational control mnemonic are approximate. The exact time reference of telemetry data of the high-speed relay user equipment is carried out after matching the timeline with central timing system.

Fig. 8 shows the example of the flight control profile of the “Fregat” upper stage during the launch of the “Kanopus-V-1K” satellite with the hosted payload on July, 14th, 2017 using small frames of the telemetry data of high-speed relay user equipment. The mnemonic displays the current time (DMT and time before and after the initial motion switch), the time boundaries of the “Luch” relay satellite zones, the speed of the telemetry data output, its quality, as well as the orbit elements, the state of the propulsion system, the presence of the compartment contacts and the main parameters of the central computing complex.

As an example of the graphs analysis of telemetry data, fig. 9 shows the graph of axial overload with the marked events tkst, tgk3 *, tka, SC1, tform.

4. C2.1A.KNP34, 24, виток 1702 - ф101. Циклограмма выведения

Кадр 101 - 14pt - 100% - Очистить - Свои кадры

Циклограмма полета РН "Союз 2.1а" 372РН16 № 2Л **ВААР** **Время: 531.4 с**

	ДМВ расчёт./факт.	От КП расчётн.	ΔТ	Событие	Описание
Расчётные события	05:07:18			КП	Контакт подъёма
	05:09:15	117.8		ВОД	Команда на отделение I ступени
	05:11:00	222.8		СО	Сброс створок ГО
	05:11:54	277.0		ГК2	Команда на выключение ДУ II ступени
	05:12:05	287.3		ОА	Команда на отделение II ступени
	05:12:07	289.1		СП	Сброс створок ХО
По ТМИ ВААР	05:14:02.517	404.5	+4.7	ВААР	Включение ВААР
	05:14:05.537	407.5			Изменение к-та усиления по трактам углов ψ и θ
	05:15:19.133	481.1			Коррекция НЗ
	05:15:37.898	499.9			Окончание терминального управления
	05:14:56.172	458.2	-63.5	ПО	Разрешение на отделение объекта
	05:16:05.010	527.0	+1.9	ГК3	Команда на выключение ДУ III ступени
	05:16:08.259	530.3	+1.7	ОК	Отделение РБ
	05:16:09.325	531.3	+2.1	ТОРМ	Торможение блока И

05:16:09 НП

Fig. 7. The flight profile of the launch vehicle “Soyuz-2.1a”

Рис. 7. Циклограмма полёта РН «Союз-2.1а»

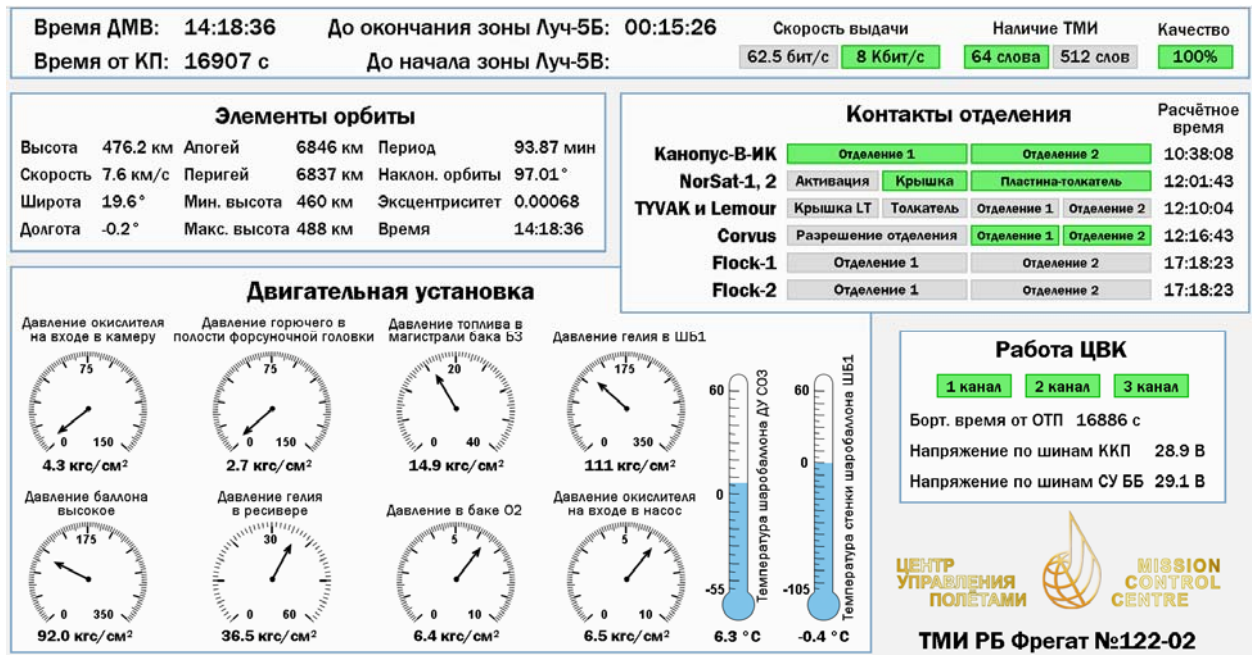


Fig. 8. The mnemonic diagram of the flight control of the upper stage “Fregat” (based on the telemetry data of low-speed relay user equipment)

Рис. 8. Мнемосхема контроля полёта РБ «Фрегат» по ТМИ НААР

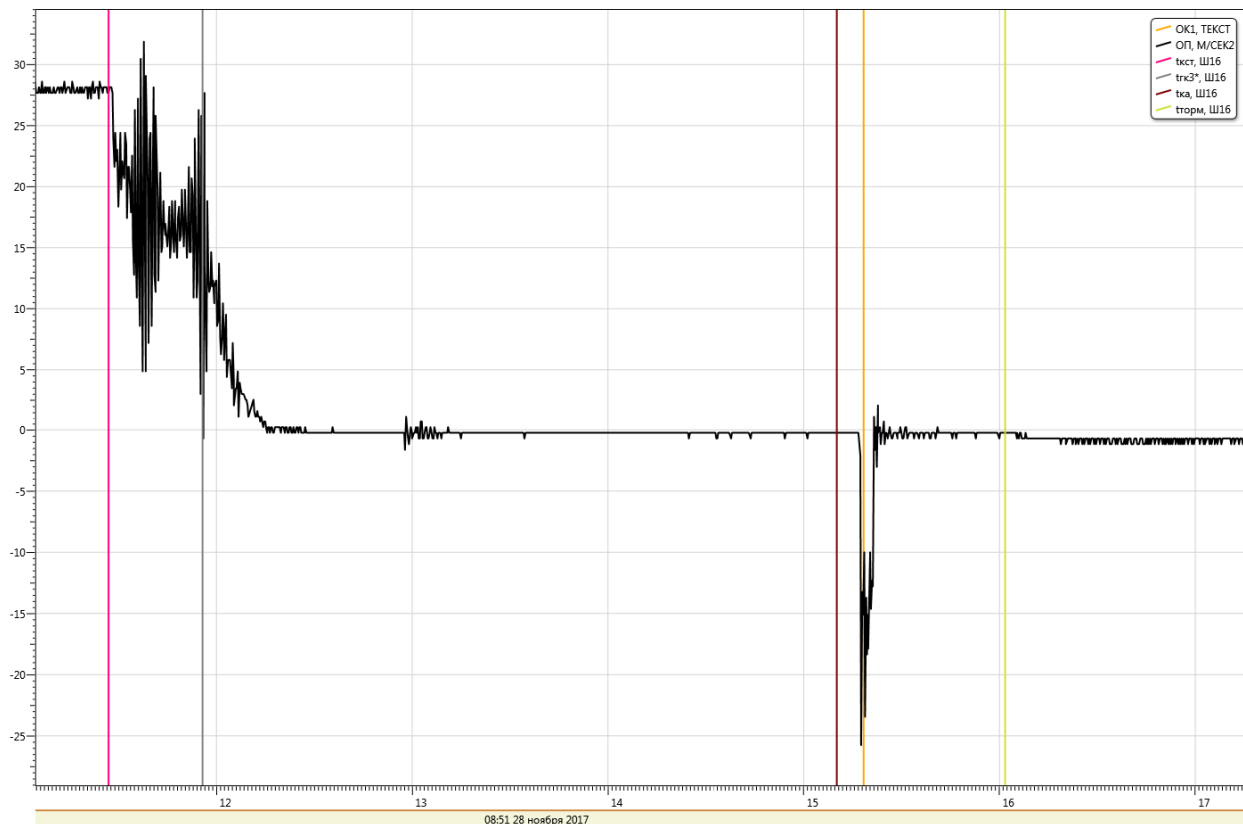


Fig. 9. Axial overload of the launch vehicle “Soyuz-2.1b” at the time of the “Fregat” upper stage separation 28.11.2017

Рис. 9. Осевая перегрузка РН «Союз-2.1б» при отделении РБ «Фрегат» 28.11.2017

Here `tkst` is the command to switch to the final thrust stage mode, `tgk3*` is the beginning of the airborne digital computation system command to turn off the remote control of the 3rd stage, `tka` is the command to separate the “Fregat” upper stage, `SC1` (separation contact) is the operation of separation contact of an upper stage from a launch vehicle, `ttorm` is the braking command for block of the 3rd stage.

Conclusion. The means developed at the MCC, created processing algorithms and display forms of the telemetric data of low-speed and high-speed relay user equipment were successfully used for the telemetric support of operational control of the launching the “Kanopus-V-1K” and “Meteor-M” spacecraft No. 2-1 in 2017 and the “Kanopus-V” No. 3, 4 in 2018. The results of processing of telemetry data of low-speed relay user equipment at the start of 2018 from the “Vostochny” spaceport were transmitted in real time and displayed into the sector of the chief designer of the JSC SRC Progress. All of these means will be updated according to the results of these launches and will be used for the telemetric support of the operational control of upcoming launches from the “Vostochny” spaceport being used for the detailed

References

1. Maksimov A. M., Raykunov G. G., Shuchev V. G. [Scientific and technical problems of development of controlling automated ground complex for scientific and socio-economic spacecrafts]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2011, No. 4 (65), P. 5–12 (In Russ.).
2. Kislyakov M. Y., Logachev N. S., Petushkov A. M. [System-technical aspects of development of controlling automated ground complex for scientific and socio-economic spacecrafts and measuring up to 2025]. *Raketno-kosmicheskoye priborostroyeniye i informatsionnyye sistemy*. 2016, Vol. 3, No. 1, P. 62–71 (In Russ.).
3. Logachev N. S., Petushkov A. M. [System-technical aspects of development of the spaceport “Vostochny” measuring complex up to 2025]. *Sbornik trudov VIII Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii “Aktual'nye problemy raketno-kosmicheskogo priborostroyeniya i informatsionnykh tekhnologiy”* [Proceedings of VIII all-Russian scientific and technical conference “Actual problems of rocket-space instrument engineering and information technologies”]. Moscow, JSC “RKS”, 01–03.06.2016, P. 303–320 (In Russ.).
4. Testodov N. A., Vygon'skiy Yu. G., Kuzovnikov A. M., Mukhin V. A., Chebotarev V. E., Somov V. G., Kosenko V. E. *Kosmicheskiye sistemy retranslyatsii* [Space relay systems]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2017, 448 p.
5. OS NII KP. *Sozdaniye abonent'skoy apparatury retranslyatsii mnogofunktsional'noy kosmicheskoy sistemy retranslyatsii “Luch”* [Creation of subscriber relay equipment for MKSR “Luch” constellation]. 2013.
6. Kononov V. P., Kutsevalov A. T., Makarov M. I., Makatrov A. S., Chaplinskii V. S. [Innovation technologies and management tools for upper staged of space rockets]. *Vestnik MGTU MIREA*. 2015, No. 1 (6), P. 57–65 (In Russ.).
7. Kononov V. P., Makatrov A. S., Bogdanov S. A., Gerastovskii V. F., Kutsevalov A. T., Chaplinskii V. S. [Globality and efficiency ensuring of control and management of space rockets upper stages]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Povolzhskiy region. Tekhnicheskiye nauki*. 2013, No. 2 (26), P. 130–139 (In Russ.).
8. Khromenkov A. S. [Development of program complex for managing of subscriber relay equipment station]. *Sbornik statei V nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov Tsentra upravleniya poletami* [Collected papers of V scientific and technical conference of young scientists and specialists of Mission Control Centre]. Korolev, 2015. P. 284–291 (In Russ.).
9. Nogov O. A. [Relay and communication control center]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2010, No. 4 (61), P. 110–117 (In Russ.).
10. Tachenov S. A. [Analysis features of full telemetry flows from spacecrafts and launch vehicles]. *Sbornik statei VII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov Tsentra upravleniya poletami* [Collected papers of VII scientific and technical conference of young scientists and specialists of Mission Control Centre]. Korolev, 2017. P. 240–248 (In Russ.).
11. Titov A. M. [The implementation of transformations on telemetry parameters values. Part 1]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2016, No. 8 (93), P. 77–86 (In Russ.).
12. Titov A. M. [The implementation of transformations on telemetry parameters values. Part 2]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2017, No. 1 (94), P. 75–82 (In Russ.).
13. Matyushin M. M., Titov A. M. *Teoreticheskiye osnovy obrabotki teletricheskoy informatsii: monografiya* [Theoretical basis of telemetry data processing]. Moscow, Mashinostroyeniye-Polet Publ., 2018, 508 p.
14. Makhalov D. A., Titov A. M. [Automated analysis of telemetry data]. *Kosmonavtika i raketostroyeniye*. 2017, No. 2 (95), P. 146–155. (In Russ.).
15. The Consultative Committee for Space Data Systems. [Packet telemetry. Recommendation for Space Data System Standards]. *CCSDS 102.0-B-5. Blue Book*. Iss. 5. Washington, D.C., CCSDS, November 2010.
16. The Consultative Committee for Space Data Systems. [TM synchronization and channel coding. Recommendation for Space Data System Standards]. *CCSDS 131.0-B-3. Blue Book*. Iss. 3. Washington, D.C., CCSDS, September 2017.

Библиографические ссылки

1. Максимов А. М., Райкунов Г. Г., Шучев В. Г. Научно-технические проблемы развития наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами научного и социально-экономического назначения // *Космонавтика и ракетостроение*. 2011. Вып. 4 (65). С. 5–12.
2. Кисляков М. Ю., Логачев Н. С., Петушков А. М. Системно-технические аспекты развития НАКУ КА НСЭН и измерений до 2025 года // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*. 2016. Т. 3, вып. 1. С. 62–71.
3. Логачев Н. С., Петушков А. М. Системно-технические аспекты развития измерительного комплекса космодрома «Восточный» до 2025 года // *Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения*. 2016. Т. 3, вып. 1. С. 62–71.

роостроения и информационных технологий : сб. тр. VIII Всеросс. науч.-техн. конф. (1–3 июня 2016 г.) / под ред. д-ра техн. наук, проф. А. А. Романова. М. : АО «РКС», 2016. С. 303–320.

4. Космические системы ретрансляции / Н. А. Тестоведов [и др.]. М. : Радиотехника, 2017. 448 с.

5. ОАО «НИИ КП». Создание абонентской аппаратуры ретрансляции многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч». 2013.

6. Инновационные технологии и средства управления разгонными блоками ракет космического назначения / В. П. Коновалов, А. Т. Куцевалов, М. И. Макаров и др. // Вестник МГТУ МИРЭА. 2015. Вып. 1 (6). С. 57–65.

7. Обеспечение глобальности и оперативности контроля и управления разгонными блоками ракет космического назначения / В. П. Коновалов, А. С. Макатров, С. А. Богданов и др. // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2013. Вып. 2 (26). С. 130–139.

8. Хроменков А. С. Разработка программного комплекса управления земными станциями абонентской аппаратуры ретрансляции // Сб. статей V науч.-техн. конф. молодых учёных и специалистов Центра управления полётами. Королёв, М.О., ЦНИИмаш. 2015. С. 284–291.

9. Ногов О. А. Центр управления ретрансляцией и связью // Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 4 (61). С. 110–117.

10. Таченов С. А. Особенности анализа полных потоков ТМИ от КА и РН // Сб. статей VII науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов Центра управления полётами. г. Королёв, М.О., ЦНИИмаш. 2017. С. 240–248.

11. Титов А. М. Реализация преобразований значений телеметрических параметров. Ч. 1 // Космонавтика и ракетостроение. 2016. Вып. 8 (93). С. 77–86.

12. Титов А. М. Реализация преобразований значений телеметрических параметров. Ч. 2 // Космонавтика и ракетостроение. 2017. Вып. 1 (94). С. 75–82.

13. Матюшин М. М., Титов А. М. Теоретические основы обработки телеметрической информации : монография. М. : Машиностроение-Полет, 2018. 508 с.

14. Махалов Д. А., Титов А. М. Автоматизированный анализ телеметрической информации // Космонавтика и ракетостроение. 2017. Вып. 2 (95). С. 146–155.

15. The Consultative Committee for Space Data Systems. Packet telemetry. Recommendation for Space Data System Standards // CCSDS 102.0-B-5. Blue Book. Iss. 5. Washington, D.C.: CCSDS, November 2010.

16. The Consultative Committee for Space Data Systems. TM synchronization and channel coding. Recommendation for Space Data System Standards // CCSDS 131.0-B-3. Blue Book. Iss. 3. Washington, D.C.: CCSDS, September 2017.

© Makhalov D. A., Nikitina M. P., Usikov S. B., Manoilo A. V., 2019

Makhalov Dmitrii Aleksandrovich – leading engineer; Central Research Institute of Machine Building. E-mail: mda@mcc.rsa.ru.

Nikitina Mariya Pavlovna – engineer of the 1st category; Central Research Institute of Machine Building. E-mail: bremp@yandex.ru.

Usikov Sergei Borisovich – deputy head of the Mission Control Center; Central Research Institute of Machine Building. E-mail: usb@mcc.rsa.ru.

Manoilo Andrei Valer'evich – deputy head of department; Central Research Institute of Machine Building. E-mail: a.manoilo@mcc.rsa.ru.

Махалов Дмитрий Александрович – ведущий инженер; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. E-mail: mda@mcc.rsa.ru.

Никитина Мария Павловна – инженер 1 категории; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. E-mail: bremp@yandex.ru.

Усиков Сергей Борисович – заместитель начальника Центра управления полётами по оперативным работам; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. E-mail: usb@mcc.rsa.ru.

Манойло Андрей Валерьевич – заместитель начальника отдела; Центральный научно-исследовательский институт машиностроения. E-mail: a.manoilo@mcc.rsa.ru.

UDC 629.785

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-356-365

For citation: Platov I. V., Simonov A. V., Vorobyev A. L., Gordienko E. S. Development of the propulsion construction and the trajectory of the spacecrafts for the study of Martian planetary system. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 356–365. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-356-365

Для цитирования: Платов И. В., Симонов А. В., Воробьев А. Л., Гордиенко Е. С. Разработка конструкции двигательных установок и траекторий космических аппаратов проекта для исследований планетной системы Марса // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 356–365. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-356-365

DEVELOPMENT OF THE PROPULSION CONSTRUCTION AND THE TRAJECTORY OF THE SPACECRAFTS FOR THE STUDY OF MARTIAN PLANETARY SYSTEM

I. V. Platov*, A. V. Simonov, A. L. Vorobyev, E. S. Gordienko

Lavochkin Association

24, Leningradskaya St., Khimki, Moscow region, 141400, Russian Federation

* E-mail: aia@laspace.ru

The article provides a brief description of the flight scheme of a prospective automatic spacecraft intended for the study of Mars and its satellites by remote and contact methods. At the near-Martian expedition site, it is planned to first bring the vehicle into orbit of the artificial satellite Deimos, and then landing on Phobos with the subsequent delivery of its soil to Earth. The main ballistic characteristics of the spacecraft flight conditions at all stages of the flight at launch after 2025 are given. The time frames for the five starting periods are considered - in 2026, 2028, 2030, 2033 and 2035. The launch of the spacecraft on the flight path to Mars is performed by a heavy class launcher. The article describes the design of the vehicle, propulsion systems of its modules and flight scheme at all stages – from launch from the Earth to landing on Phobos, and returning back to Earth.

The article describes the propulsion systems of the main spacecraft units proposed for the mission implementation – the propulsion module, the flight landing platform and the return vehicle. The designs of these units are provided in the work. Flight schemes have been developed in accordance with their characteristics, which allows conducting remote study of Deimos, making a soft landing on the surface of Phobos, and then delivering samples of its soil to Earth.

The project should be developed on the basis of the spacecraft launch from the Vostochny launch site by the Angara-A5 launch vehicle and the KVTk upper stage. An alternative variant of the construction of a spacecraft involves the use of a vehicle of a lighter class - perspective Soyuz-5 launch vehicle and Fregat-SBU upper stage. In this case, the engine module is excluded, and the flight and landing module is replaced by a heavier version with larger tanks.

Both proposed options for constructing a spacecraft make it possible to implement the developed trajectory, while ensuring full-time operation of the target equipment and conducting a set of experiments during a given period of active spacecraft existence.

Keywords: spacecraft, propulsion system, trajectory, flight scheme, interplanetary transfer, Mars, Phobos, Deimos.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК И ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРОЕКТА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ПЛАНЕТНОЙ СИСТЕМЫ МАРСА

И. В. Платов*, А. В. Симонов, А. Л. Воробьев, Е. С. Гордиенко

АО «НПО Лавочкина»

Российская Федерация, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, 24

*E-mail: aia@laspace.ru

В статье приведено краткое описание схемы полета перспективного автоматического космического аппарата (КА), предназначенного для исследования Марса и его спутников дистанционными и контактными методами. На околомарсианском участке экспедиции предполагается сначала вывести аппарат на орбиту искусственного спутника Деймоса, а затем совершить посадку на Фобос с последующей доставкой его вещества на Землю. Даны основные баллистические характеристики условий полета КА на всех этапах при запуске после 2025 г. Рассмотрены временные рамки для пяти пусковых периодов – в 2026, 2028, 2030, 2033 и 2035 гг. Выведение КА на траекторию перелёта к Марсу выполняется с помощью ракеты-носителя (РН) и разгонного блока (РБ) тяжёлого класса. В статье приведено описание проектного облика аппарата, двигательных установок (ДУ) его модулей и схемы полёта на всех этапах – от старта с Земли до посадки на Фобос и возврата обратно к Земле.

В статье рассмотрены предлагаемые для реализации миссии двигательные установки основных блоков космического аппарата – двигательного модуля, перелётно-посадочной платформы и возвращаемого аппарата. Приведены описания их конструкций. В соответствии с их характеристиками разработаны схемы полёта, позволяющие провести дистанционные исследования Деймоса, осуществить мягкую посадку на поверхность Фобоса, а затем доставить образцы его грунта на Землю.

Проект должен быть разработан, исходя из запуска космического аппарата с космодрома «Восточный» при помощи РН «Ангара-А5» и РБ «КВТК». Альтернативный вариант построения КА предполагает использование средств выведения более лёгкого класса – перспективную РН «Союз-5» и РБ «Фрегат-СБУ». В этом случае двигательный модуль отсутствует, а перелётно-посадочный модуль заменяется на более тяжёлую версию с баками большего объёма.

Оба предлагаемых варианта построения КА позволяют реализовать разработанную траекторию, при этом обеспечить штатную работу целевой аппаратуры и провести комплекс экспериментов в течение заданного срока активного существования КА.

Ключевые слова: космический аппарат, двигательная установка, траектория, схема полёта, межпланетный перелет, гравитационный манёвр, Марс, Фобос, Деймос.

Introduction. In spite of significant successes in fundamental space research conducted by interplanetary stations and orbiting astrophysical observatories, a number of questions remain unsettled: questions about the origin of the solar system and its evolution; about the origin of life on Earth and, possibly, on other planets. In this regard, the study of small celestial bodies becomes interesting, which allows us to obtain valuable information about the early stages of the genesis of the bodies of the solar system.

At the same time, Phobos is of particular interest for study as it is a small body and one of the two (along with Deimos) satellites of Mars. The small sizes of these bodies exclude internal heating, any tectonic activity, therefore their substance is the initial material of the protoplanetary cloud. Based on this, many believe that the substance of Phobos is the primary material of the solar system and is of exceptional interest.

This fact stimulated the beginning of Phobos research in the 80s of the last century, and the study was continued in the current century. At present the research is represented by a program studying the system of Mars and its satellites. Its next stage is planned to be carried out within the framework of the Federal Space Program of Russia for 2025–2035 [1; 2].

The main scientific objectives of the project are aimed at solving a wide range of problems related, first of all, to the genesis of the solar system. The solution of the main problem should be provided by studying the physical and chemical properties of the relict substance from Phobos. Other scientific tasks include:

- studies of the physical and chemical characteristics of Phobos as a celestial body not only by remote methods, but also by contact methods, as well as studies of samples of Phobos matter delivered to Earth, which will allow us to come closer to understanding the origin of Martian satellites and, possibly, the origin of satellite systems from other planets;

- determination of detailed parameters of the orbital and proper rotation of Phobos, which is important for studying the internal structure of this small body and the evolution of its orbit;

- conducting remote studies of Mars, Phobos and Deimos by scanning the surface in various spectral ranges;

- studies of the physical conditions of the environment near Mars – electric and magnetic fields, the characteris-

tics of the interaction of the solar wind with the plasma environment of Mars, including the registration of oxygen ions "escaping" from the Martian atmosphere, which will expand the understanding of water history on Mars;

- research of variations of Mars atmospheric characteristics.

The implementation of these tasks will significantly expand knowledge of the composition and structure of small bodies of the solar system. In addition, the reserve of this project can be used for further research of other celestial bodies, as well as for the subsequent stage of development of asteroids and planet satellites.

1. The construction of the spacecraft propulsion system. Bringing the spacecraft on the flight path for the study of the Mars system is carried out by the upper stage (US) combining the units of the launch vehicles. The spacecraft is designed to solve the following problems:

- flight to Mars and arrival in the orbit of the artificial satellite of Mars;

- entering the orbit of Deimos and researching it by remote methods;

- the transition to the orbit of Phobos and the study of it by remote methods;

- landing on Phobos, taking soil samples, conducting research;

- start from Phobos and flight to Earth;

- landing on Earth.

The main modules of the spacecraft are: flight and landing platform (FLP), return vehicle (RV) and descent vehicle (DV). FLP and RV include propulsion systems (PS), the engines which should operate on asymmetric dimethylhydrazine and amylin fuel components. At this stage of the work, two versions of the PS of FLP are considered, one of which provides the presence of a detachable propulsion module (PM) on the platform. There are trusses between the PM – FLP and the FLP – RV modules that are load-bearing power elements, each of them is an all-welded structure in the form of a truncated prism. The modules are mounted with trusses with pyro-bolts of the separation system.

PM as a part of the spacecraft is designed to perform the following operations:

- correction of the trajectory at the flight stage, from the moment of separation from the upper stage to braking before going into orbit as an artificial satellite of Deimos;

– stabilization along the pitch and yaw channels during the operation of the main engine.

Low-thrust engines (LTE) of the PM of the FLP ensure the launch of the main engine, as well as the orientation and stabilization of the spacecraft. The PM is controlled by the FLP of the SC. The PM is developed on the basis of US “Frigate”.

The structural basis of the block consists of six spherical shells with a diameter of 1360 mm spaced evenly and welded into each other. Four shells are used as fuel tanks: two fuel tanks and two oxidizer tanks. Two spheres present airtight instrument containers. Since the volume of the oxidizing agent is slightly larger than the volume of the fuel, the oxidizing tanks have been fully implemented and are being introduced into the fuel tanks. So it has become possible to ensure full filling of the tanks with fuel, achieving the most efficient performance of the available volumes [3]. The spherical shape is optimal in terms of weight neutralizing the action of internal pressure. The power circuit of the tank block is a torispherical structure, consisting of six mutually intersecting spherical shells, hermetically connected to each other through expansion frames by argon-arc welding.

To transfer longitudinal loads from the launched spacecraft, the sealed containers are “pierced” by 8 power rods – one for each fuel tank and two for the instrument compartment, thus forming a truss structure. Each bar above and below ends with a complex milled support. The payload adapter is attached to the upper supports with the help of threaded rods, and the pyromechanical pusher locks of the separation system mounted on the transition compartment are joined to the lower supports [4].

It is supposed to use the engine C5.92 developed by the Design Bureau of Chemical Engineering named after A. M. Isaev as an engine for the PM of the FLP.

The development of the PM of the FLP assumes the maximum use of the reserve of the PM of the flight module of the “Phobos-Grunt” and “Luna-Glob” projects [5; 6]. The supporting structure for the PM is a block of tanks, which is a welded structure of four spherical fuel tanks with cylindrical spacers between them. Fuel tanks have an internal cavity volume of $(0.150 \pm 0.002) \text{ m}^3$ $[(150 \pm 2) \text{ l}]$ each: two tanks for storing and supplying fuel and two for an oxidizing agent.

The project considers two design options for the fuel tank:

- with a metal separation diaphragm;
- with an elastic displacing device (EDD).

To solve the tasks, a tank with a metal diaphragm is a more preferable structural solution for supplying fuel components (FC) as relating to the EDD. Providing the safety of the diaphragm operability during two years under the conditions of the spacecraft operation in the Mars planetary system in the presence of thermal cycling and thermal expansion of the FC is a rather laborious and technically difficult process with a large number of assumptions. Fuel is taken from a spherical tank through a perforated tube fixed on both sides with an EDD installed in it. The boost gas presses on the surface of the EDD and squeezes the fuel into the line. The EDD material consists of polyphene fabric and fluoroplastic films that provide chemical resistance and high elasticity. Polyphene fabric

reduces the tendency of the material to crack and improves resistance to complex bending deformations. To give the shape and dimensions of the internal contour of the fuel tank, the EDD is made by heat welding from molded segments (lobes), which are welded into hemispheres, and then into the sphere.

The choice of one of the presented options for the construction of the fuel tank to a certain and not significant extent affects the mass and the composition of the pneumohydraulic circuit of the PS of the FLP to a certain and not a significant extent.

A pressure sensor, temperature sensors, pyro valves, a filter, a pneumatic main valve, check valves, an electric heater with three control temperature sensors are attached on each tank. There are two mounting brackets in each tank which allow it to be attached to the frame; elements for installing refueling panels and assemblies, lodges for fastening two composite high-pressure cylinders (SMKB 25–340) with a volume of 25 l (internal diameter 356 mm) [7]. Installation of fuel and gas lines was performed on the outer surface of the tanks and structural elements of the PS of the FLP.

Brackets are welded to the cylindrical spacers of the tank block for mounting the valve panel, the rods of the stabilization engine blocks. Blocks of the low-thrust engines are mounted on four identical rods made of AMg6. Five low-thrust engines are installed on each bracket: one engine with a thrust of $\sim 1.27 \text{ kgf}$ ($\sim 12.45 \text{ N}$) and four engines with a thrust of $\sim 5.5 \text{ kgf}$ ($\sim 53.9 \text{ N}$).

The second version of the design of the FLP propulsion system suggests that it includes a propulsion system that performs the functions of the propulsion module. The supporting structure for the FLP propulsion system is a block of main tanks, which are a welded structure of four spherical fuel tanks with cylindrical spacers between them. Orientation and stabilization system (OSS) tanks are placed in the spacers. Brackets are welded to the cylindrical spacers of the tank block for mounting the panel of the valve block, the rods of the engine blocks of the OSS and the truss for installing the main engine with a thrust of $\sim 2030 \text{ kgf}$ ($\sim 19900 \text{ N}$). The number of OSS engines and their propulsive power values are similar to the first option.

The supporting structure for the propulsion system of the RV is a block of tanks, which is a prefabricated structure of four spherical fuel tanks, connected through flanges by spacers to each other. Fuel tanks have a volume of fuel cavity $(0.125 \pm 0.002) \text{ m}^3$ $[(125 \pm 2) \text{ l}]$ each: two tanks for storing and supplying fuel and two for an oxidizing agent.

The project considers two design options for the fuel tank:

- with a metal separation diaphragm;
- with an internal tank capillary type device (ITCTD).

The use of a metal diaphragm requires confirmation of its operability in the flight conditions of the spacecraft during the launch escape system. The design of the tank with ITCTD does not have moving mechanical parts and provides the supply of fuel components to the fuel lines without gas inclusions. The composition of the ITCTD includes a gas-separation device and capillary type localization elements near the intake surface. To increase the

efficiency of the ITCTD, most of its elements and units are made of capillary-porous mesh materials.

A pressure sensor, temperature sensors, a pyrovalve, a filter, a pneumatic main valve, check valves, an electric heater with three control temperature sensors are attached on each tank. Each tank has elements for installing refueling panels and components, lodges for fastening two SMKB 25–340 cylinders.

Brackets for attaching the valve block panel, stabilization engine blocks and the truss of correction engine blocks are welded to the structural elements and tanks. Two stabilization engines with a thrust of ~ 1.27 kgf (~ 12.45 N) each are installed on every bracket.

The correction engine block is an assembly of two engines with a total thrust of ~ 79 kgf (~ 784 N) on a circular plate, which is fixed to the rest of the structure with a carbon fiber truss. Heat is removed from working engines by a heat accumulator with subsequent discharge through a heat pipe to a radiator, mounted with a bracket on a plate of a motor correction unit.

The installation of fuel and gas lines was made on the outer surface of the tanks and structural elements of the RV propulsion system.

2. The flight pattern. When developing the flight pattern, the following restrictions were taken into account.

Due to the spacecraft's battery capacity limitation, the duration of shadow intervals when flying in orbits of the artificial Mars satellite should not exceed 3 hours.

There should be no shadow intervals in orbits for observations:

- observations of Deimos;
- orbit of observation and quasi-synchronous orbits of Phobos.

Important dynamic operations (maneuvers, landing on Phobos, etc.) should not take place when Mars sets behind the Sun when observed from Earth.

The article analyses several options for flight patterns for launching from the Earth in the range from 2025 to 2035, in accordance with the promising Federal Space Program covering this decade. In the period under review, for the optimal flight of the spacecraft to Mars by the criterion of the maximum of its mass delivered to the satellite's orbit on this planet, five launch periods can be distinguished – in October 2026, November 2028, December 2030, April 2033 and July 2035. Further, these options for flight patterns are numbered according to the year of launch from Earth.

The article analyzes several versions for flight patterns for launching from the Earth in the range from 2025 to 2035, in accordance with the promising Federal Space Program covering this decade. In the period under review, five launch periods for the optimal flight of the spacecraft to Mars by the criterion of its maximum mass delivered to the satellite's orbit of this planet can be distinguished – in October 2026, November 2028, December 2030, April 2033 and July 2035. Further, these versions of flight patterns are numbered according to the year of their launch from Earth.

The spacecraft flight pattern is close to that previously developed for the "Phobos-Grunt" project [8–11]. In accordance with the objectives of the expedition and the construction of the spacecraft and the restrictions on the

operation of its on-board systems, a flight pattern including the following stages was developed:

- launch from the Earth, placing in an Earth-escape trajectory;
- Earth – Mars flight;
- braking and ascent to the initial orbit of the artificial Mars satellite (AMS);
- flight in the orbits of the AMS with remote sensing of Mars;
- transition to the Deimos observation orbit (OO);
- Deimos observation orbit flight for conducting its remote sensing;
- Deimos – Phobos flight;
- transition to the Phobos observation orbit;
- phased approach of the spacecraft orbit to the Phobos orbit to distances allowing landing;
- landing on the surface of Phobos;
- conducting contact research, taking soil samples and loading it into the descent vehicle;
- the start of the returned vehicle along with the descent vehicle from the landing module platform, the ascent of the descent vehicle to the base orbit, while the landing module remains on the surface of Phobos and continues to carry out the scientific program;
- phased ascent of the returned vehicle to the escape orbit;
- the returned vehicle flight along the Mars – Earth trajectory;
- separation of the descent vehicle from the returned vehicle on approach to Earth;
- the entry of the descent vehicle into the Earth's atmosphere, landing, search and evacuation of the descent vehicle with Phobos soil samples.

The following is a detailed description of the expedition stages.

2.1. Flight to Phobos

2.1.1 Earth-Mars Flight. Placing the spacecraft into the flight trajectory to Mars is carried out with the help of a heavy-class launch vehicle. The "Angara-A5" LV with the "KVTK" upper stage is considered as the main variant of the launch vehicle. Also, as an alternative, the following options for launching the spacecraft were analyzed:

- "Angara-A5" LV with the "DM-03" upper stage,
- "Soyuz-5" LV with the "DM-03" upper stage,
- "Soyuz-5" LV with the "Frigate-SBU" upper stage.

The Earth-Mars flight starts from the moment the spacecraft enters the Earth-escape trajectory and ends with the minimum distance approaching Mars [12]. The duration of the flight is from 6 to 11 months, depending on the expected launch period.

Three corrections are planned on the interplanetary section of the flight. The first correction is carried out on the 5–10th day of the flight, it can reach 25 m/s. The second correction is carried out approximately on the 65th day of the flight, its value will not exceed 10 m/s. The third correction is carried out from 4 to 2 weeks before the approach to Mars and can reach 15 m/s.

The characteristics of the flight trajectories selected for the expedition are presented in tab. 1. The values of the payload mass displayed on the flight trajectory to Mars are shown in tab. 2.

Table 1

The main characteristics of the Earth-Mars flight trajectories

Characteristics	Version				
	2026	2028	2030	2033	2035
Earth launch date	31.10.2026	23.11.2028	24.12.2030	20.04.2033	10.07.2035
Duration of the flight to Mars, days	311	300	283	199	198
Arrival to Mars	07.09.2027	19.09.2029	03.10.2031	05.11.2033	24.01.2036
Asymptotic departure speed from the Earth, km/s	3.050	3.020	3.279	3.038	3.469
Characteristic departure speed from the Earth, km/s	3.639	3.631	3.702	3.636	3.688
Asymptotic approach speed to Mars, km/s	2.570	2.969	3.479	3.310	2.630
The characteristic injection speed to the orbit of the AMS, km/s	0.769	0.972	1.260	1.161	0.798

Table 2

The payload mass placed on the Mars flight trajectory

Launch vehicle	Version				
	2026	2028	2030	2033	2035
“Angara-A5” + “KVTk”	7500	7500	7350	7500	7200
“Angara-A5” + “DM-03”	5900	5900	5800	5900	5650
“Soyuz-5” + “DM-03”	3300	3300	3200	3300	3100
“Soyuz-5” + “Frigate-SBU”	3950	3950	3850	3950	3750

2.1.2 Flight in the sphere of Mars action, Phobos rendezvous. The near-Martian part of the expedition consists of the stages listed in tab. 3. Time frames and duration data are also given there. It should be noted that when planning the duration of the stages, both the requirements for conducting scientific experiments and the limitations of the spacecraft onboard systems were taken into account:

- when flying along elliptical orbits of the AMS with a large apocenter radius (initial, first, third transitional, as well as prelaunch), the duration of the shadow sections does not exceed 3 hours;

- when flying in Deimos and Phobos observing orbits, as well as in the area of rendezvous with Phobos, shadows are absent;

- landing on Phobos is carried out when the angle of the Sun – Earth – Mars is more than 5 degrees.

The formation of the Deimos observation orbit. In the area of the pericenter of the approach trajectory, the propulsion system (PS) is switched on, and the spacecraft transfers to the three-day orbit of the AMS, hereinafter referred to as the “initial” one. The pericenter height of this orbit will be $\sim 800 \pm 400$ km, and the apocenter height – 79 thousand km. The value of the braking impulse will be from 0.8 to 1.3 km/s.

A scheme of the approach area and the initial stage of stay in the AMS orbits and the entry into the Deimos observation orbit is shown in fig. 1.

After the decision is made to transfer the spacecraft to the first transitional orbit in the apocenter of the initial orbit, a second maneuver is performed, which combines the spacecraft's orbit plane with the Deimos orbit plane, and the pericenter radius rises to the observation orbit radius (~ 20.2 thousand km). The characteristic speed of the maneuver is 285 m/s. The orbital period of the resulting orbit will be 3.8 days.

The third maneuver at the pericenter of the transitional orbit of the spacecraft is transferred to the Deimos obser-

vation orbit – a circular synchronous orbit with a period equal to the period of Deimos.

Phobos observation orbit flight. The scheme of injection into Phobos observation orbit is shown in fig. 2. An almost circular orbit with an average radius of 9.9 thousand km, which is approximately 535 km above the Phobos orbit, was chosen as its orbit. The orbital period of the observation orbit is 8.3 hours. The spacecraft is transferred to it in two maneuvers – the fourth powered phase forms an elliptical orbit (a second transitional one) with the desired radius of the pericenter, and the fifth transfers the device into a circular orbit.

In the observation orbit (OO), autonomous navigational observations of Phobos begin, since the apriori accuracy of knowledge of its ephemeris (3σ is almost 20 km) is insufficient neither for further approach of the SC orbit to the Phobos orbit, nor for landing on its surface. Navigation measurements are carried out using an on-board TV camera in those areas of OO where it is possible to make the lighting conditions and where the distance from the spacecraft to Phobos does not exceed 1500 km. To clarify the Phobos ephemeris and its gravitational constant, it is necessary to conduct navigation measurements in at least three rendezvous, which may take almost a month. Therefore, the minimum necessary spacecraft flight time along OO is 1.5 months. Carrying out navigation observations from the spacecraft is supplemented by high-precision trajectory measurements of the spacecraft's orbit from the Earth. As a result of the joint processing of all navigation information, the mutual motion of the spacecraft and Phobos before the transition to a closer to Phobos quasi-synchronous orbit will be predicted with limiting errors of ± 3 km.

Formation of a pre-landing quasi-synchronous orbit. For the direct rendezvous of the spacecraft with Phobos and providing an autonomous landing system with high-precision navigation and ballistic data, a quasi-synchronous orbit (QSO) was chosen. A feature of this

orbit is its short range (no more than 70 km) of the spacecraft from Phobos during the entire flight interval, which allows to increase the resolution of television images and, therefore, to increase the accuracy of measuring the spacecraft – Phobos line of sight.

To select the QSO, a study of the trajectory of the spacecraft in the restricted problem of three bodies was made: Mars, Phobos and the spacecraft. As a result, many QSO were built, providing landing at any longitude and, if necessary, the possibility of a repeat landing [13–15].

The lighting conditions, the provision of radio communications with tracking stations, and other conditions determine the landing time at a given point. The landing point and time designate the point and moment of descent from the QSO, which are the initial data for calculating this orbit. The transition to it is carried out by two pulses: 36 and 30 m/s.

Important scientific experiments will be conducted during the flight on the QSO. The planned flight time on the QSO is 30 days.

Table 3

The main near-Martian flight stages

Flight stage/ Version	2026	2028	2030	2033	2035
Arrival to Mars, ascent to the initial orbit, flight in the initial and intermediate orbit	07.09.2027	19.09.2029	03.10.2031	05.11.2033	15.01.2036
flight on Deimos observation orbit	25.11.2027	15.10.2029	15.12.2031	01.06.2034	10.02.2036
flight on the observation orbit and Phobos QSO	20.01.2028	15.12.2029	20.09.2032	15.08.2034	10.07.2036
Landing on Phobos, take-off of the spacecraft, flight on the base orbit	20.04.2028	01.03.2030	01.12.2032	01.12.2034	01.11.2036
Prelaunch orbit flight	25.08.2028	25.03.2030	15.12.2032	20.12.2034	15.04.2037
Transition to the Earth-escape trajectory of return to Earth	12.09.2028	01.11.2030	28.01.2033	08.05.2035	12.07.2037
Arrival to Earth, entry into the atmosphere, landing	11.08.2029	07.07.2031	02.09.2033	22.11.2035	08.04.2038

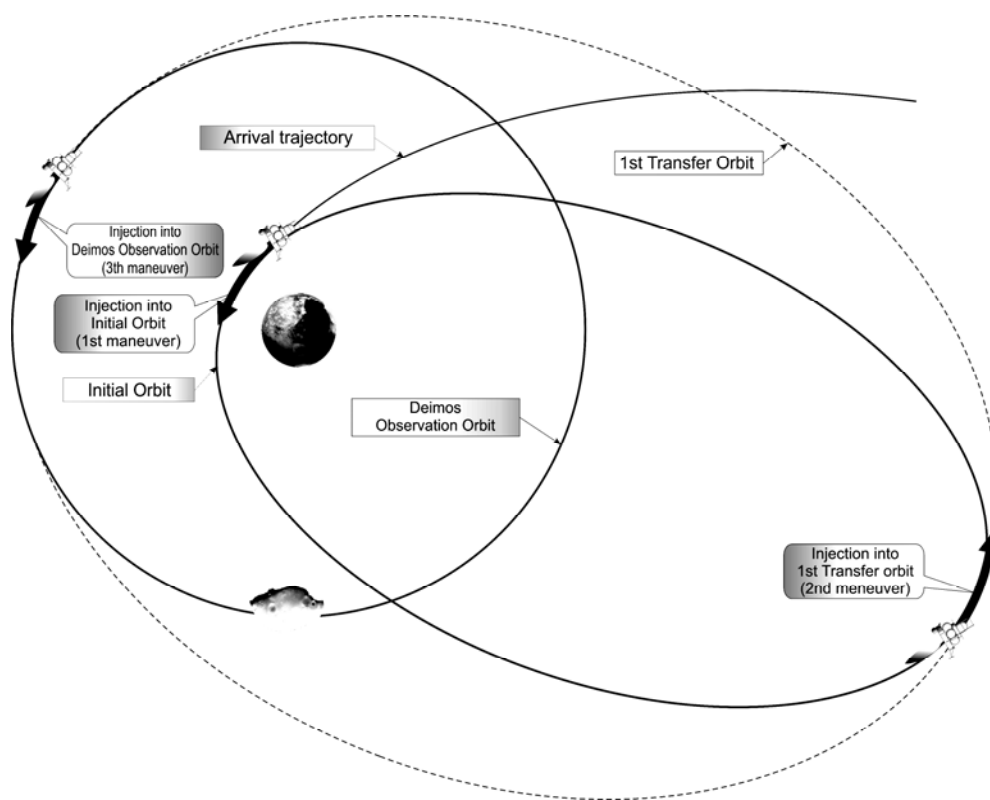


Fig. 1. The scheme of the initial stage of the flight on the AMS orbit and injection into Deimos observation orbit

Рис. 1. Схема начального этапа полета по орбите ИСМ и выхода на орбиту наблюдения Деймоса

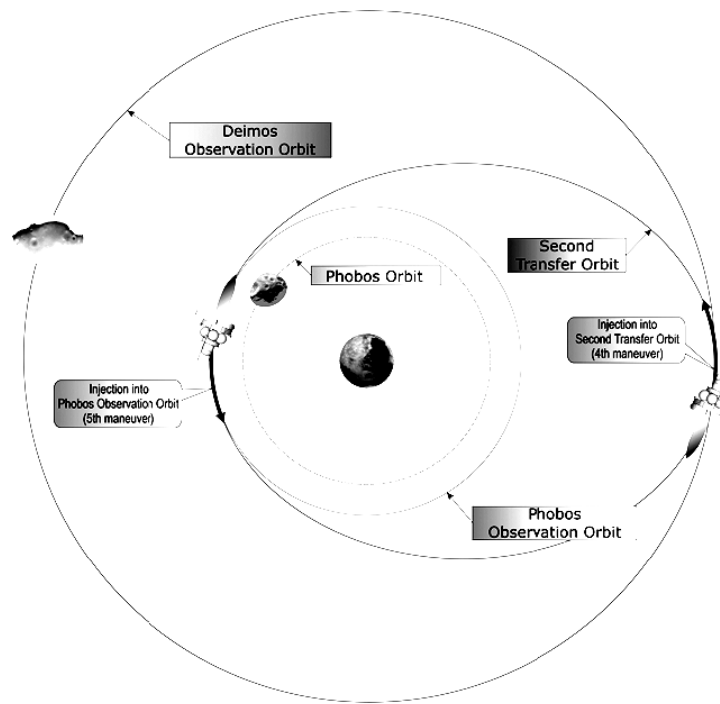


Fig. 2. Maneuvering scheme for injection into Phobos observation orbit

Рис. 2. Схема проведения маневров для выхода на орбиту наблюдения Фобоса

2.1.3 Rendezvous and landing on Phobos. Landing of the spacecraft on Phobos is carried out autonomously. To ensure the landing conditions, the spacecraft must be brought to a point that is located at an altitude of no more than 60 km above the proposed landing area. When preparing the spacecraft for landing and during landing, the following requirements must be met:

- a few days before the start of the landing session, a television image of the landing area should be obtained;
- the angle of the Sun – Phobos – SC should be in the range from 20° to 70° during the landing session;
- joint radio visibility of the spacecraft from the tracking stations in Ussuriysk and Medvezhikh Lakes;
- radio visibility of the Earth in the permissible range of drive angles of a high gain antenna (HGA);
- a forecast of the spacecraft's motion relative to Phobos at the time of departure from the QSO with errors not exceeding 3 km in position and 1 m/s in speed;
- the operability of the main on-board systems providing landing should be checked before the start of the landing session;
- the possibility of repeating the landing session is provided if the maneuver of the descent from the QSO has not been started.

The landing scheme on Phobos involves the use of a trajectory consisting of four sections:

- exit from the QSO;
- flight from the QSO to a point located above the landing area;
- vertical descent;
- precision braking.

The section of the flight from the QSO to the point located above the landing area begins with the maneuver of descent from the QSO and ends when it reaches the given

point. Trajectory corrections are provided during the flight.

When the spacecraft moves in the vertical descent section, the simplest method of compensating the horizontal velocity component is used. If it exceeds the threshold value, the engine is turned on, which compensates for it. At the same time, a position error is accumulated in the horizontal plane. Therefore, the descent velocity must be large enough so that a large error is not accumulated during the descent.

In the area of precision braking, the vertical velocity component is gradually extinguished to a value which allows the contact with the surface: 1.5–2 m/s. In this case, the lateral component of the velocity vector should not exceed 1 m/s.

2.2 Return to Earth

2.2.1 Start from Phobos. The takeoff and exit of the RV to the AMS basic orbit is carried out according to the following scheme:

1. During the period of RV being on the surface of Phobos, the orientation of its longitudinal axis and, if possible, the coordinates of the landing point are specified. Relevant data is transmitted to Earth.

2. At a given time, the RV is separated from the landing module in the direction of its longitudinal axis with a speed of ~ 1 m/s and begins a passive flight maintaining the initial orientation of the longitudinal axis, stabilizing with the help of stabilization engines (SE).

3. After 50–60 seconds of a passive stabilized flight, the propulsion system of the RV is switched on, with the help of which additional delta-velocity maneuver is performed in the same direction to a speed of ~ 10 m/s.

4. Passive flight (stabilized in the same direction) during 1000 s to a distance of ~ 10 km from the Phobos surface.

5. The search for the Sun is carried out, and the longitudinal axis is brought to it.

6. A speed impulse of 20 m/s is emitted to the propulsion system of the RV in the direction of the Sun, after which the RV is in the intermediate orbit, hereinafter referred to as take-off, which touches the Phobos orbit at the take-off point and is 300–350 km away from it at the opposite point. Starting from entering this orbit and beyond, with the exception of short periods when active maneuvers and corrections are carried out, the RV makes a flight, being guided by the longitudinal axis +X on the Sun. The RV can take up to 10 days in the take-off orbit, after which there is a high probability of collision with Phobos, so before that time it should be transferred to the base orbit.

7. Passive flight for about three days, during which the Earth's connection with the RV is established, trajectory measurements are made, the parameters of the received AMO orbit are specified, the KPI is calculated and planned for the next maneuver to complete the launch to the basic orbit.

8. At the estimated time, the RV rotates in the required direction, and an impulse of ~ 20 m/s is generated, after which the RV is in the base orbit and again switches to the solar orientation.

Taking into account the spacecraft landing site (on the back side of Phobos), a circular orbit is chosen as the base orbit, the height of which is 300–350 km lower than the height of the Phobos orbit, and the orbital period is 7.23 hours, i.e. approximately 26 minutes less than the Phobos orbit period.

2.2.2. Transition to return trajectory and Mars-Earth flight. Tab. 4 shows the main characteristics of the return trajectories. The Mars-Earth flight time is from 6 to 11 months, depending on the version.

The transition of the RV from the base orbit to the flight trajectory to Earth, as well as the ascent to the observation orbit, is carried out according to a three-pulse scheme, but only in the reverse sequence. It includes the following elements:

- acceleration with the help of the propulsion system of the RV into a transitional three-day orbit with a pericenter radius equal to the radius of the base orbit, by the apses line lying in the plane of the Phobos orbit;
- passive flight in the third transitional orbit (at least ~ 5 turns or ~ 15 days) with trajectory measurements from the Earth and refinement of its parameters;

– apogee maneuver with the help of the propulsion system of the RV to lower the height of the pericenter to 1000-500 km and change the inclination to the value required for subsequent acceleration to the Earth (this orbit is called the pre-launch);

– passive flight in a prelaunch orbit (also at least ~ 5 turns or ~ 15 days) with trajectory measurements from the Earth and refinement of its parameters;

– acceleration on the selected date to the trajectory of departure to Earth, the beginning of the flight of the returned vehicle to Earth.

The total characteristic velocity of the transition from the base orbit to the Earth return trajectory for the considered options is from 1900 to 2450 m/s. The scheme of the take-off section is shown in fig. 3.

Navigation on the return trajectory should provide direct entry into the Earth's atmosphere and landing in a given area with the subsequent search and evacuation of DM. To solve this problem, five spatial corrections will be required on the flight path. The total correction impulse will not exceed 90 m/s.

Conclusion. The main modules of the spacecraft are: flight and landing platform, return vehicle and descent vehicle. The proposed design options for the propulsion systems of the FLP and RV modules make it possible to implement the developed trajectories, while ensuring the regular operation of the target equipment and conducting a series of experiments for a given period of active existence.

1. The developed flight scheme satisfies all the requirements and restrictions imposed on the functioning of the spacecraft, and provides the possibility of a successful expedition for the range of launch dates in 2025–2035.

2. When designing the trajectories of the spacecraft, the restrictions on the operation of on-board systems and NKU are taken into account. The analysis of the ballistic conditions of the spacecraft functioning at all stages of the flight is carried out.

3. The length of the parts varies significantly depending on the launch date. The total duration of the expedition will be about 3 years.

4. The propulsion system of the FLP should provide a total characteristic speed of maneuvers of 3.2 km/s, the propulsion system of the RV – 2.45 km/s.

An alternative version of the spacecraft with reduced mass provides the solution to the expedition problem by replacing the Deimos observation orbit from circular to synchronous elliptical and saving about 500 m/s.

Table 4

The main characteristics of the Mars-Earth flight trajectories

Characteristics	Version				
	2026	2028	2030	2033	2035
Start date from the orbit of the AMS	06.09.2028	01.11.2030	28.01.2033	08.05.2035	12.07.2037
Flight duration, days	339	247	217	198	269
Arrival to Earth	11.08.2029	07.07.2031	02.09.2033	22.11.2035	08.04.2038
Asymptotic departure speed from Mars, km/s	2.481	2.406	2.391	2.952	3.541
Characteristic acceleration speed with OISM	0.726	0.692	0.685	0.963	1.298
Asymptotic approach speed to the Earth, km/s	4.441	5.620	4.050	3.031	3.522
Absolute velocity of entry into the Earth's atmosphere, km/s	11.932	12.420	11.793	11.483	11.625

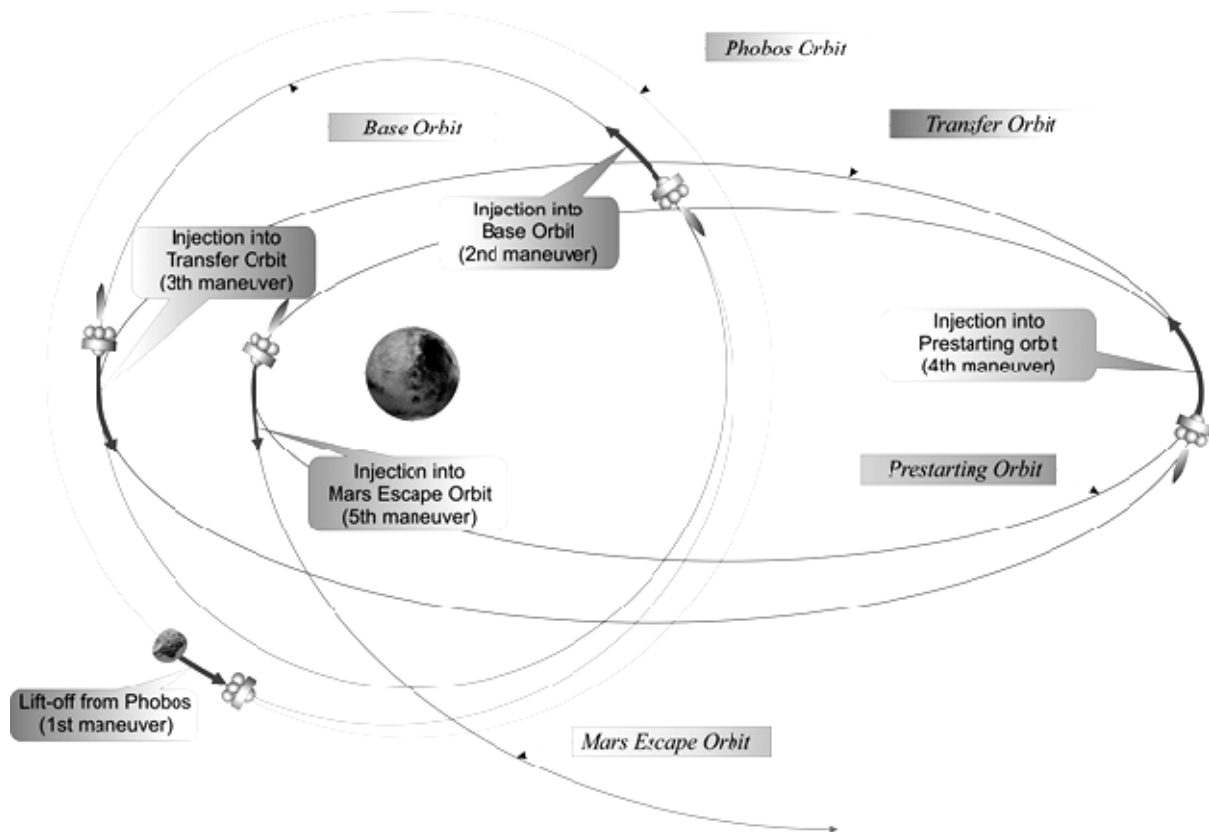


Fig. 3. Injection scheme to back-to-Earth trajectory

Рис. 3. Схема выхода на траекторию полета к Земле

References

1. Khartov V. V. [From research to development of resources of the moon. Yesterday and tomorrow (the 50th anniversary of the space activities of the NPO named after S. A. Lavochkin)]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2015, No. 3 (29), P. 8–13 (In Russ.).
2. Efanov V. V. et al. [Lavochkin Association aircrafts (to the 80th anniversary of the enterprise)]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2017, No. 2 (36), P. 5–16 (In Russ.).
3. Asyushkin V. A. Vikulenkov V. P., Ishin S. V. [Outcome of development and operation initial phases of versatile space tugs of Fregat]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2014, No. 1, P. 3–9 (In Russ.).
4. Birukov A. S., Makarov V. P., Markachev N. A. et al. [Special features of structural layouts and experimental verification of Fregat versatile space tug and transfer compartments]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2014, No. 1, P. 26–36 (In Russ.).
5. Efanov V. V., Matrynov M. B., Pichkhadze K. M. [Space robots for science researches]. *Science in Russia*. 2012, No. 2, P. 4–14 (In Russ.).
6. Polishchuk G. M., Pichkhadze K. M., Efanov V. V., Matrynov M. B. [Space modules of Phobos-Grunt space complex for next-generation interplanetary stations]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2009, No. 2, P. 3–7 (In Russ.).
7. Asyushkin V. A. Vikulenkov V. P., Lebedev K. N., Lukyanets S. V., Moroz N. G. [Development of high-effective metal-base composite high-pressure vessel]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2015, No. 1, P. 19–27 (In Russ.).
8. Akim E. L. et al. [Ballistics, navigation and spacecraft flight control in the Phobos-Grunt project]. *Izvestiya RAN. Teoriya i systemi upravleniya*. 2002, No. 5, P. 153–161 (In Russ.).
9. Simonov A. V. et al. [Ballistic flight scheme of the spacecraft Phobos-Grunt]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2011, No. 3(9), P. 66–73 (In Russ.).
10. Morskoy I. M. et al. [Spacecraft's flight scheme]. *Fobos-grunt. Proekt kosmicheskoy ekspeditsii*. 2011, Vol. 1, P. 58–73 (In Russ.).
11. Borovin G. K. et al. [Devoted to continuous fruitful cooperation of S. A. Lavochkin NGO and M. V. Keldysh IPM of RAS in space exploration – more than half a century]. *Vestnik NPO imeni S. A. Lavochkina*. 2017, No. 2 (36), P. 67–74 (In Russ.).
12. Borovin G. K. et al. *Ballistiko-navigacionnoye obespecheniye poletov avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov k telam solnechnoy systemi* [Ballistic and navigational support of flights of automatic spacecraft to the Solar System bodies]. Khimki, 2018 (In Russ.).
13. Tuchin A. G. [Quasisynchronous orbits and their application for spacecraft approach to Phobos]. *Kosmicheskiye issledovaniya*. 2007, Vol. 45, No. 2, P. 144–149 (In Russ.).
14. Tuchin A. G. [Design of quasi-synchronous orbits of the spacecraft around Phobos to solve the problem of

landing on its surface]. *Kosmicheskiye issledovaniya*. 2008, Vol. 46, No. 6, P. 536–546 (In Russ.).

15. Akim E. L. et al. [Ballistics, navigation and spacecraft motion control at the stage of its landing on the surface of Phobos]. *Kosmicheskiye issledovaniya*. 2009, Vol. 47, No. 4, P. 332–342 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Хартов В. В. От исследования к освоению ресурсов Луны. Вчера и завтра (к 50-летию космической деятельности НПО имени С. А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 3 (29). С. 8–13.

2. Летательные аппараты НПО имени С. А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) / В. В. Ефанов и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2017. № 2 (36). С. 5–16.

3. Асюшкин В. А., Викуленков В. П., Ишин С. В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3–9.

4. Об особенностях конструктивно-силовых схем и экспериментальной отработки межорбитального космического буксира «Фрегат» и переходных отсеков / А. С. Бирюков, В. П. Макаров, Н. А. Маркачев и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 26–36.

5. Ефанов В. В., Мартынов М. Б., Пичхадзе К. М. Космические роботы для научных исследований // Наука в России. 2012. № 1. С. 4–14.

6. Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций / Г. М. Полищук, К. М. Пичхадзе, В. В. Ефанов и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 3–7.

7. Создание высокоэффективного металлокомпозитного баллона высокого давления / В. А. Асюшкин,

В. П. Викуленков, К. Н. Лебедев и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 19–27.

8. Баллистика, навигация и управление полётом космического аппарата в проекте «Фобос-Грунт» / Э. Л. Аким и др. // Известия РАН. Теория и системы управления. 2002. № 5. С. 153–161.

9. Баллистическая схема полета КА «Фобос-Грунт» / А. В. Симонов и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2011. № 3 (9). С. 66–73.

10. Схема полёта космического аппарата / И. М. Морской и др. // Фобос-грунт. Проект космической экспедиции. 2011. Т. 1. С. 58–73.

11. Непрерывному плодотворному сотрудничеству НПО имени С. А. Лавочкина и ИПМ имени М. В. Келдыша РАН в освоении космоса – более полувека / Г. К. Боровин и др. // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2017. № 2 (36). С. 67–74.

12. Баллистико-навигационное обеспечение полётов автоматических космических аппаратов к телам солнечной системы : монография / Г. К. Боровин и др. ; под ред. А. Г. Тучина. Химки, 2018. 336 с.

13. Тучин А. Г. Квазисинхронные орбиты и их использование для сближения космического аппарата с Фобосом // Космические исследования, 2007. Т. 45, № 2. С. 144–149.

14. Тучин А. Г. Проектирование квазисинхронных орбит космического аппарата вокруг Фобоса для решения задачи посадки на его поверхность // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 6. С. 536–546.

15. Баллистика, навигация и управление движением КА на этапе его посадки на поверхность Фобоса / Э. Л. Аким и др. // Космические исследования. 2009. Т. 47, № 4. С. 332–342.

© Platov I. V., Simonov A. V.,
Vorobyev A. L., Gordienko E. S., 2019

Platov Ilya Vyacheslavovich – Cand. Sc., engineer-designer; Lavochkin Association. E-mail: aia@laspace.ru.

Simonov Alexander Vladimirovich – Cand. Sc., lead mathematician; Lavochkin Association. E-mail: alex.simonov@laspace.ru.

Vorobyev Alexander Leonidovich – postgraduate student, mathematician; Lavochkin Association. E-mail: vorobyev.al@laspace.ru.

Gordienko Evgeny Sergeevich – Cand. Sc., mathematician of 2nd degree; Lavochkin Association. E-mail: ges@laspace.ru.

Платов Илья Вячеславович – кандидат технических наук, инженер-конструктор; АО «НПО Лавочкина». E-mail: aia@laspace.ru.

Симонов Александр Владимирович – кандидат технических наук, ведущий математик; АО «НПО Лавочкина». E-mail: alex.simonov@laspace.ru.

Воробьев Александр Леонидович – аспирант, математик; АО «НПО Лавочкина». E-mail: vorobyev.al@laspace.ru.

Гордиенко Евгений Сергеевич – кандидат технических наук, математик 2 категории; АО «НПО Лавочкина». E-mail: ges@laspace.ru.

UDC 629.78

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-366-374

For citation: Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V., Popugayev M. M. Determining thermal resistance in the model of the liquid circuit of spacecraft thermal control system. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 366–374. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-366-374

Для цитирования: Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Танасиенко Ф. В., Шилкин О. В., Попугаев М. М. Определяющие тепловые сопротивления в модели жидкостного контура системы терморегулирования космического аппарата // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 366–374. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-366-374

DETERMINING THERMAL RESISTANCE IN THE MODEL OF THE LIQUID CIRCUIT OF SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM

Yu. N. Shevchenko¹, A. A. Kishkin^{1*}, F. V. Tanasiyenko², O. V. Shilkin², M. M. Popugayev²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

²JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

*E-mail: spsp99@mail.ru

The main function of a thermal control system (TCS) is to maintain the temperature at nodal points of a spacecraft in given ranges due to redistribution of thermal energy and the discharge of excess thermal energy into space. TCS may have a different design and principle of operation. One of the most common options is TCS using a liquid circuit (LC) and pumping coolant circulation. In the development of promising design-layout schemes for instrument compartments of nonhermetic formation spacecraft, it becomes necessary to state and solve new problems associated with the creation of computational and mathematical models of intermediate convective heat transfer in a fluid circuit.

For systems of integral equations of a LC thermal model with fairly complex topographic boundaries and connections, the justification and use of the defining (equivalent) thermal resistance seems to be a compromise of counting implementation of a system that simulates a TCS with integration along the length of the LC.

In this paper, for the computational model of the liquid circuit of the thermal control system, including the system of equations of two-dimensional thermal balance of the characteristic surfaces of a nonhermetic formation spacecraft, a method of calculating the determining thermal resistances was proposed and implemented. This method includes the calculation of the complex heat transfer coefficient and the local heat transfer coefficient to the heat carrier flow. The approach considered in this paper allows us to obtain a numerical solution for the distribution of heat flows and temperatures of liquid circuits with complex topographic boundaries and connections with minimal loss of accuracy. The determination of the local heat transfer coefficient makes it possible to take into account the influence of changes in the temperature of the coolant flow on the overall picture of convective heat exchange.

Keywords: thermal control system, liquid circuit, thermal resistance, local heat transfer coefficient.

ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ТЕПЛОВЫЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ В МОДЕЛИ ЖИДКОСТНОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ю. Н. Шевченко¹, А. А. Кишкин^{1*}, Ф. В. Танасиенко², О. В. Шилкин², М. М. Попугаев²

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

²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*E-mail: spsp99@mail.ru

Основная функция системы терморегулирования (СТР) – поддержание температуры в узловых точках КА в заданных диапазонах за счет перераспределения тепловой энергии и сброса избыточной тепловой энергии в космическое пространство. СТР могут иметь различное конструктивное исполнение и принцип работы. Одним из наиболее распространенных вариантов является СТР с применением жидкостного контура (ЖК) и насосной циркуляции теплоносителя. При разработке перспективных конструктивно-компоновочных схем приборных отсеков негерметичных космических аппаратов (КА) возникает необходимость постановки и решения новых задач, связанных с созданием расчетно-математических моделей промежуточной конвективной теплопередачи в жидкостном контуре.

Для систем интегральных уравнений тепловой модели ЖК с достаточно сложными топографическими границами и связями обоснование и использование определяющего (эквивалентного) теплового сопротивления представляется компромиссом счетной реализации системы, моделирующей СТР КА, с интегрированием по длине ЖК.

В настоящей работе для расчетной модели жидкостного контура системы терморегулирования, включающей систему уравнений двумерного теплового баланса характерных поверхностей космического аппарата негерметичного исполнения, предложена и реализована методика расчета определяющих тепловых сопротивлений, включающая в себя расчет коэффициента комплексной теплопередачи и локального коэффициента теплоотдачи от стенки в поток теплоносителя. Рассмотренный в работе подход позволяет получить численное решение для распределения тепловых потоков и температур жидкостных контуров со сложными топографическими границами и связями с минимальной потерей точности. Определение локального коэффициента теплоотдачи дает возможность учета влияния изменений температуры потока теплоносителя на общую картину конвективного теплообмена.

Ключевые слова: система терморегулирования, жидкостный контур, тепловое сопротивление, локальный коэффициент теплоотдачи.

Introduction. One of the indispensable conditions for the reliable functioning of the spacecraft (SC) and its service systems, as well as payload equipment is to ensure the necessary thermal regime of all its elements. To solve this problem, thermal control systems (TCS) are used. The main function of TCS is to maintain the temperature at the nodal points of the spacecraft in the specified ranges due to the redistribution of thermal energy and the discharge of excess thermal energy into outer space [1; 2].

TCS of SC can have a different design and operating principle [3]. One of the most common options is the TCS using a liquid circuit (LC) and pumping circulation of the coolant. Such systems are used in unpressurized spacecraft with an energy ratio of up to 10 kW.

When developing promising structural and layout schemes of instrument compartments of unpressurized spacecraft, it becomes necessary to formulate and solve new problems associated with the creation of computational and mathematical models of intermediate convective heat transfer in a liquid circuit [4]. At the previous stages of the study, the authors of [5; 6] obtained systems of equations for the liquid circuit in a general form, not determined by thermal resistances.

Statement of the research problem. The thermal regime of TCS is determined by the positional heat load from the spacecraft instruments, solar heat flux uniformly distributed over the outer cover, radiation into outer space, as well as convective heat and mass transfer in the liquid circuit of the temperature control system. For this case, the authors of [5] obtained a system of thermal balances of a TCS of SC by characteristic isothermal surfaces, reduced to a form that allows a numerical solution.

Most of the equations of the thermal model of LC of TCS of spacecrafts contain finite (integral) temperature differences, which makes it possible to use the one-dimensional, often used analogy of thermal resistance to simulate heat transfer – an analogue of Ohm's law for an electric circuit:

$$Q = \frac{\Delta T}{R_T},$$

where Q is the heat flux, ΔT is the temperature head, R_T is the equivalent heat resistance.

For systems of integral equations of the thermal model of the LC with sufficiently complex topographic boundaries and relationships, the justification and use of the determining (equivalent) thermal resistance seems to be a compromise in the counting implementation of a system simulating the TCS of a spacecraft with integration over the length of the LC.

The aim of this work is to determine the equivalent thermal resistances taking into account the design features of LC and panels, the features of local heat transfer in the circuit

Mathematical model of complex thermal resistance. Let us consider sequentially the typical (used in the construction of real TCS of spacecrafts) types of thermal resistances in the complication of the boundary and regime conditions [7; 8]. In fig. 1 a fragment of the heat transfer circuit in the TCS of the Δx_i length is shown, including a honeycomb panel on the south side of the spacecraft (with the index s – south) with a liquid circuit pipe placed on it. We denote the outer surface area of the honeycomb panel by F_1 , the contact area of the honeycomb panel and the heel of the pipe by F_2 , the internal surface area of the pipe washed by the coolant by F_3 , the width of the honeycomb section by l_{1s} , the width of the heel of the pipe by l_{2s} , the thickness of the honeycomb panel by b_{12s}

We assume that the main one-dimensional heat equivalent (see fig. 1) is the heat transfer process – the method of heat conduction from the F_1 plane to the F_2 plane, and the planes are not equal: $F_1 = l_{1s} \Delta x_i > F_2 = l_{2s} \Delta x_i$, which corresponds to the simulation case of heat transfer from the surface of the southern honeycomb panel – $F_1 = l_{1s} l_{1sx}$; $F_1 > F_2$; $l_{1s} > l_{2s}$.

We write the one-dimensional heat conduction equation on the finite length of the integration body Δx_i :

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot l_s \cdot \Delta x_i} = - \frac{dT}{db}, \quad (1)$$

where λ is the thermal conductivity coefficient, b is the wall thickness.

Note that l_s in the first approximation (in the case of the equivalent thermal resistance) is a linear function of thickness b , with boundary values $l_s = l_{1s}$ at $b = 0$; $l_s = l_{2s}$ at $b = b_s$.

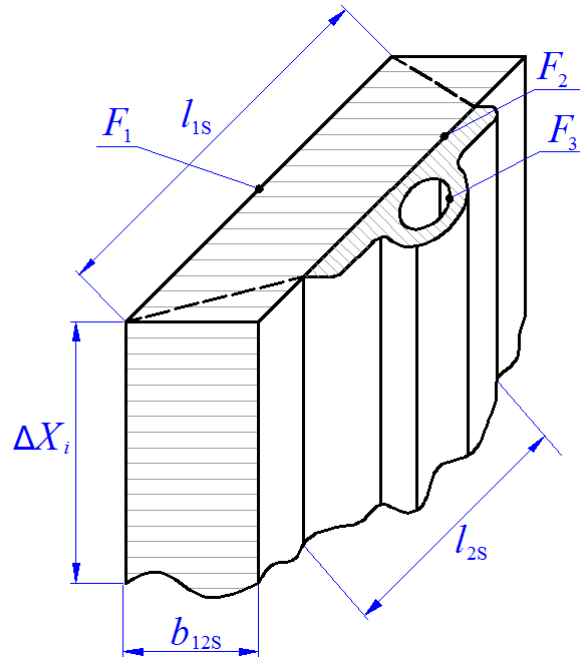


Fig. 1. Fragment of the heat transfer circuit for calculation of the thermal equivalent

Рис. 1. Фрагмент контура теплопередачи для вычисления теплового эквивалента

Let $l_s = a_1 + a_2 \cdot b$, then $l_{1s} = a_1$; $l_{2s} = l_{1s} + a_2 \cdot b$; $b = (l_{2s} - l_{1s})/b_s$, and the linear function has the form

$$l_s = l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot b. \quad (2)$$

Equation (1) acts as a general connection for the system of equations of thermal balances of the LC of TCS in the case of unequal non-adiabatic surfaces with thermal conductivity. In view of (2), we transform (1) and separate the variables

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{db}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot b \right]} = -dT, \quad (3)$$

for integration (3), it is necessary to replace the variables

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{b_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \frac{d \left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot b \right]}{\left[l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot b \right]} = dT \quad (4)$$

The integral for (4) at the boundaries $b|_0^{b_s}$ and $T|_{T_{li}}^{T_{2i}}$ has the form

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{b_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \left[\ln \left[\frac{1}{l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot b} \right] \right]_{b=0}^{b=b_s} = T_{2i} - T_{li},$$

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{b_s}{l_{2s} - l_{1s}} \times \left[\ln \left[\frac{1}{l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot [b_s]} \right] - \ln \left[\frac{1}{l_{1s} + \frac{l_{2s} - l_{1s}}{b_s} \cdot [0]} \right] \right] = T_{2i} - T_{li},$$

where T_{1i} , T_{2i} are the temperatures of the outer and inner surfaces of the honeycomb panel at the integration step.

After transformations and reductions, we have

$$-\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{b_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \left[\ln \frac{1}{l_{2s}} - \ln \frac{1}{l_{1s}} \right] = T_{2i} - T_{li},$$

$$\frac{\Delta Q_i}{\lambda \cdot \Delta x_i} \cdot \frac{b_s}{l_{2s} - l_{1s}} \cdot \ln \left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}} \right) = T_{2i} - T_{li}. \quad (5)$$

For the final heat flux (5) is converted to

$$\Delta Q_i = \frac{T_{2i} - T_{li}}{R_{\lambda i}} = \frac{T_{2i} - T_{li}}{\frac{b_s}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2s} - l_{1s})} \cdot \ln \left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}} \right)}, \quad (6)$$

where the determining thermal resistance at the integration step Δx_i in the case of unequal boundary non-adiabatic surfaces has the form:

$$R_{\lambda 12i} = \frac{b_{s12}}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2s} - l_{1s})} \cdot \ln \left(\frac{l_{2s}}{l_{1s}} \right). \quad (7)$$

Bringing the thermal resistance from the surface F_2 to the surface F_3 (which corresponds to the surface of the shelf $F_2 = l_{2S} \cdot \Delta x_i$, and the inner surface $F_3 = \pi \cdot d_i \cdot \Delta x_i$ of the liquid heat and mass transfer circuit) to the equivalent form (7) requires preliminary numerical calculations, since the surfaces F_2 and F_3 is non-equidistant, and the surface of F_3 is essentially non-linear (circular cylinder). For the nomenclature of the profiles used (fig. 2), the heel width of the pipe l_{2S} and the circumference of the inner surface of the pipe l_{3S} are known.

We determine the thermal resistance $R_{\lambda 23} = \Delta T / Q$ in the area of real thermal powers, then using the known l_{2S} and l_{3S} , we determine the equivalent thickness from an expression similar to (7), and for convenience of conver-

sion we equate $\Delta x_i = 1$ m (i. e., we estimate the thermal power reduced to a running meter), then with the calculated thermal resistance $R_{\lambda 23}$, it is possible to obtain the thickness of the determining thermal resistance δ_{S23} from expression (7):

$$\delta_{S23} = \frac{\lambda \cdot (l_{S3} - l_{S2}) \cdot R_{\lambda 23}}{\ln \left(\frac{l_{S3}}{l_{S2}} \right)}, \quad (8)$$

and the step thermal resistance takes the form:

$$R_{\lambda 23i} = \frac{b_{S23}}{\lambda \cdot \Delta x_i \cdot (l_{S3} - l_{S2})} \cdot \ln \left(\frac{l_{S3}}{l_{S2}} \right). \quad (9)$$

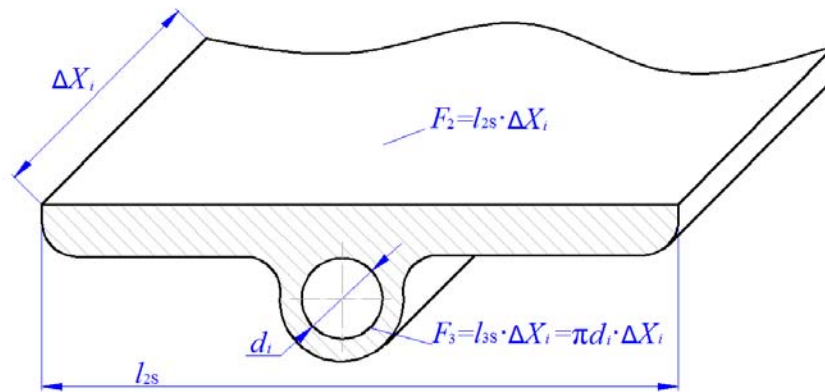


Fig. 2. Calculation scheme for determining the equivalent thermal resistance of a liquid circuit pipe

Рис. 2. Расчетная схема для определения эквивалентного теплового сопротивления трубы жидкостного контура

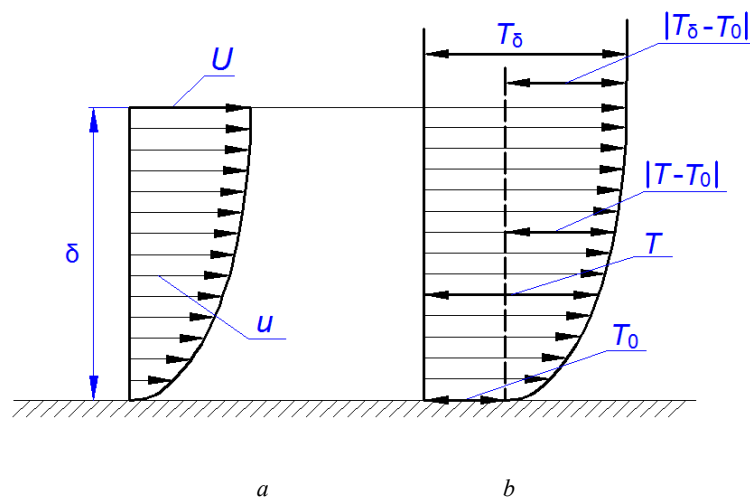


Fig. 3. Calculation schemes:
a – dynamic boundary layer; b – temperature boundary layer

Рис. 3. Расчетные схемы:
a – динамический пограничный слой; б – температурный пограничный слой

The final thermal resistance that is the resistance of convective heat transfer to the heat and mass transfer liquid circuit is determined from the last term of equation (5):

$$\alpha_i \cdot \Delta F_{3i} \cdot (T_{3i} - T_{4i}) = Q_i,$$

where α_i is the local heat transfer coefficient, T_{3i} , T_{4i} are the pipe wall and coolant temperatures at the integration step. After substituting $\Delta F_3 = \Delta x_i \cdot l_3$ we get

$$R_{\lambda,34i} = \frac{1}{\alpha_i \cdot l_{3S} \cdot \Delta x_i}. \quad (10)$$

The main computational complexity in equation (10) is the determination of the value of the local heat transfer coefficient at the boundary of the coolant flow and the pipe wall. Further, we obtain an analytical dependence for determining the heat transfer coefficient.

Determination of the calculated ratio for the local heat transfer coefficient. We analyze the steady laminar flow in the section of a round cylindrical pipe of a liquid circuit. We take into account that in the theory of convective heat and mass transfer [9–11], for the integral characteristic of wall heat transfer processes, the concept of the thickness of energy loss (or the thickness of the temperature boundary layer, see fig. 3) is used, which is defined by the expression for the straight section of the flow. It is written as:

$$\delta_t = \int_0^\delta \frac{u}{U} \cdot \left(1 - \frac{T - T_0}{T_\delta - T_0}\right) dy, \quad (11)$$

where δ is the thickness of the dynamic boundary layer; δ_t is the thickness of the temperature boundary layer; u is the thickness velocity of the boundary layer; $U = u|_{y=\delta}$ is the velocity at the outer boundary of the boundary layer (velocity in the flow core); T is the temperature along the thickness of the boundary layer; $T_0 = T|_{y=0}$ is the temperature on the inner wall, $T_\delta = T|_{y=\delta}$ is the temperature in the flow core (at the boundary of the boundary layer).

In most calculation and analytical studies [12], the assumption is made that the temperature and dynamic boundary layer are equal at $Pr = 1$, while the variable parts of the profiles are identical:

$$f\left(\frac{u}{U}\right) = \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0}\right), \quad (12)$$

therefore, knowing the function $f(u/U)$, we can define $f(T)$.

We determine the velocity distribution function using the basic equations of motion in the boundary conditions of a round straight pipe [13], we use the cylindrical coordinate system shown in fig. 4.

We assume that the streamlines are straight lines parallel to the axis Z , then $U_R = U_\Theta = 0$; $U_z \neq 0$. Continuity equation

$$\frac{\partial U_R}{\partial R} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} + \frac{\partial U_z}{\partial Z} + \frac{U_R}{R} = 0$$

is converted to

$$\frac{\partial U_z}{\partial Z} = 0.$$

We consider the Navier-Stokes equations in cylindrical coordinates:

$$\begin{aligned} \rho \left(U_R \frac{\partial U_R}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_R}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_R}{\partial Z} - \frac{U_\Theta^2}{R} \right) &= F_R - \frac{\partial p}{\partial R} + \\ + \mu \left(\frac{\partial^2 U_R}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 U_R}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_R}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_R}{\partial R} - \frac{2}{R^2} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} - \frac{U_R}{R^2} \right), \\ \rho \left(U_R \frac{\partial U_\Theta}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_\Theta}{\partial Z} + \frac{U_R U_\Theta}{R} \right) &= F_\Theta - \frac{1}{R} \frac{\partial p}{\partial \Theta} + \\ + \mu \left(\frac{\partial^2 U_\Theta}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 U_\Theta}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_\Theta}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_\Theta}{\partial R} - \frac{2}{R^2} \frac{\partial U_R}{\partial \Theta} - \frac{U_\Theta}{R^2} \right), \\ \rho \left(U_R \frac{\partial U_z}{\partial R} + \frac{U_\Theta}{R} \frac{\partial U_z}{\partial \Theta} + U_z \frac{\partial U_z}{\partial Z} \right) &= F_z - \frac{\partial p}{\partial Z} + \\ + \mu \left(\frac{\partial^2 U_z}{\partial R^2} + \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 U_z}{\partial \Theta^2} + \frac{\partial^2 U_z}{\partial Z^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_z}{\partial R} \right), \end{aligned} \quad (13)$$

where U_R , U_z , U_Θ are the velocity projections on the coordinate axis, F is the volume force, ρ is the density, μ is the viscosity.

From the axisymmetric condition it follows that the terms $\partial/\partial\Theta$ and $\partial^2/\partial^2\Theta$ equal zero. Assuming the absence of the action of volume forces, equations (13) will be significantly simplified:

$$\frac{\partial p}{\partial R} = 0; \frac{\partial p}{\partial \Theta} = 0; -\frac{\partial p}{\partial Z} + \mu \left(\frac{\partial^2 U_z}{\partial R^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial U_z}{\partial R} \right) = 0. \quad (14)$$

For the problem statement under consideration, the pressure depends only on the coordinate Z . Taking into account the expression for the product differential, we transform the last equation to the form in full differentials:

$$\frac{1}{R} \frac{d}{dR} \left(R \frac{dU}{dR} \right) = \frac{1}{\mu} \frac{dp}{dZ}, \quad (15)$$

since $\frac{1}{\mu} \frac{dp}{dZ}$ is a constant when integrating over R , we integrate the left and right sides:

$$\int \frac{d}{dR} \left(R \frac{dU}{dR} \right) dR = \int R \left(\frac{1}{\mu} \frac{dp}{dZ} \right) dR,$$

obtaining:

$$R \frac{dU}{dR} = \frac{R^2}{2} \left(\frac{1}{\mu} \frac{dp}{dZ} \right) + C_1.$$

We take the repeated integral

$$\int \frac{dU}{dR} dR = \int \frac{R}{2} \left(\frac{1}{\mu} \frac{dp}{dZ} \right) dR + \int \frac{C_1}{R} dR,$$

and finally we have:

$$U = \frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dZ} R^2 + C_1 \ln R + C_2. \quad (16)$$

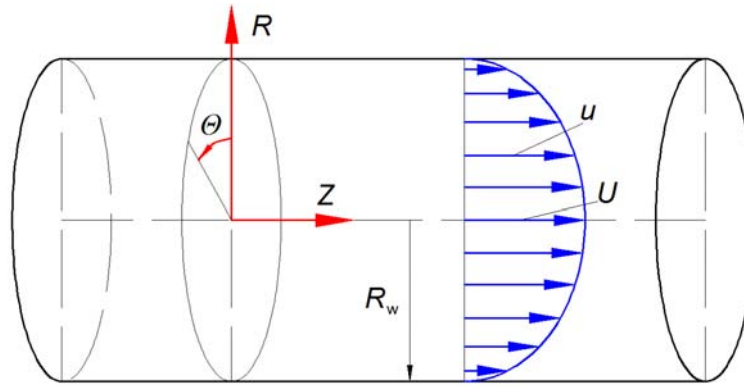


Fig. 4. The coordinate system and the calculation scheme of flow in a round pipe

Рис. 4. Система координат и расчетная схема течения в круглой трубе

It is seen that at $R \rightarrow 0$ we have the expression $U \rightarrow \infty$, which does not have physical meaning, therefore C_1 is equal to zero and we seek for C_2 from the boundary conditions $U(R_w) = 0$ (equality of speed to zero on the pipe wall, where R_w is the radius of the pipe (cylindrical wall)), then

$$C_2 = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dZ} R_w^2, \quad (17)$$

and the expression for the distribution of speed takes the form:

$$U = \frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dZ} (R^2 - R_w^2), \quad (18)$$

We take into account that on the axis of the pipe ($R = 0$) the speed has maximum value:

$$U = -\frac{1}{4\mu} \frac{dp}{dZ} R_w^2. \quad (19)$$

In relative form, the expression for the velocity distribution for the laminar flow has the form:

$$\frac{u}{U} = 1 - \frac{R^2}{R_w^2}. \quad (20)$$

In the theory of the boundary layer, the coordinate y is usually used (as an internal normal to the wall)

$$y = R_w - R, \quad (21)$$

if the flow is steady, the boundary layers are closed along the axis of the pipe,

$$\delta = R_w. \quad (22)$$

Using expressions (21) and (22), the law of distribution of the velocity parameter over the thickness of the boundary layer of the laminar flow takes the form:

$$\frac{u}{U} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2. \quad (23)$$

In view of (23), the distribution law of the temperature boundary layer is similar:

$$\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} = 1 - \left(1 - \frac{y}{\delta}\right)^2. \quad (24)$$

The expression for the integral relation of the energy equation (hereinafter – the energy equation) of the temperature boundary layer has the form [14]:

$$\begin{aligned} \frac{1}{H_\varphi} \frac{\partial(\delta_{t\varphi})}{\partial(\varphi)} + \frac{1}{H_\psi} \frac{\partial(\delta_{t\psi})}{\partial\psi} + \frac{1}{H_\varphi H_\psi} \frac{\partial H_\psi}{\partial\varphi} \delta_{t\varphi} + \\ + \frac{1}{H_\varphi H_\psi} \frac{\partial H_\varphi}{\partial\psi} \delta_{t\psi} = \frac{\alpha}{\rho C_p U} - \frac{\tau\varphi_0(1 + \varepsilon^2)}{\rho C_p (T_\delta - T_0)}, \end{aligned} \quad (25)$$

where φ, ψ are the axes of the natural coordinate system, $\delta_{t\varphi}$ is the thickness of the energy loss of the temperature boundary layer in the longitudinal direction, $\delta_{t\psi}$ is the thickness of the energy loss of the temperature boundary layer in the transverse direction, ρ is the density, C_p is the heat capacity, $St = \alpha/(\rho C_p U)$ is the Stanton number.

We make the following assumptions: the radius of curvature of the streamline is $R_{curv} \rightarrow \infty$, which corresponds to a straight streamline; we neglect the dissipative term

$$\frac{\tau\varphi_0}{\rho C_p} \left(\frac{1 + \varepsilon^2}{T_\delta - T_0} \right),$$

in equation (25), since the thermal equivalent of friction will be taken into account when the equations of motion and energy are integrated along the length of the circuit. Given that the Lamé coefficients are $H_\varphi = H_\psi = \partial\delta_i/\partial X_i = 1$, then $\partial H_\varphi/\partial\psi = \partial H_\psi/\partial\varphi = 0$. For a one-dimensional flow, the terms with $\partial/\partial\psi$ are 0. Based on the assumptions made, the energy equation of the temperature boundary layer for a linear flow will take the form:

$$\frac{\partial}{\partial\varphi} (\delta_{t\varphi}) = \frac{\alpha}{\rho C_p U} = St. \quad (26)$$

Equation (26) is not determined by the number of variables. It is necessary to establish the relation $\alpha = f(\delta)$, the so-called heat transfer law, similar to the law of friction $\tau_{0\varphi} = f(\delta_\varphi)$ of the dynamic boundary layer. We take into account that the heat conduction and heat transfer mechanisms are involved on the pipe wall ($y = 0$):

$$q_0 = \lambda \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right) \Big|_{y=0} = \alpha (T_\delta - T_0). \quad (27)$$

Since temperatures T_δ, T_0 are constant (given) values, to determine α it is necessary to know the distribution function $T = f(y)$ and determine its derivative at $y = 0$. We use the obtained profile (24) and transform (27) to the expression:

$$\alpha = \lambda \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0}. \quad (28)$$

The derivative $\partial/\partial y$, taking into account (24), takes the form:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0} &= \frac{\partial}{\partial y} \left[1 - \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^2 \right] \Big|_{y=0} = \\ &= -2 \left(1 - \frac{y}{\delta} \right) \left(-\frac{1}{\delta} \right) \Big|_{y=0} = \frac{2}{\delta} \left(1 - \frac{y}{\delta} \right) \Big|_{y=0} = \frac{2}{\delta}. \end{aligned} \quad (29)$$

We determine the relationship between the thickness of the temperature boundary layer $\delta_{t\varphi}$ (thickness of energy loss) in the longitudinal direction and the thickness of the boundary layer δ .

We take into account expressions (27), (28), (29) and use the expression for the thickness of the energy loss in the form:

$$\delta_{t\varphi} = \int_0^\delta \frac{u}{U} \left(1 - \frac{T - T_0}{T - T_\delta} \right) dy = \int_0^\delta \left(1 - \left(1 - \frac{y}{\delta} \right)^2 \right) \left(1 - \frac{y}{\delta} \right) dy, \quad (30)$$

we change the variables: $Z = 1 - \frac{y}{\delta}$; $dZ = -\frac{dy}{\delta}$ and carry out the integration within the limits of $Z_1 = 1$; $Z_2 = 0$. Then the integral (30) takes the form:

$$\delta_{t\varphi} = -\delta \int_1^0 (1 - Z^2) Z^2 dZ = \delta \left(\frac{Z^5}{5} \Big|_1^0 - \frac{Z^3}{3} \Big|_1^0 \right), \quad (31)$$

finally we have a ratio of thicknesses

$$\delta_{t\varphi} = \frac{2\delta}{15}. \quad (32)$$

In view of (32), relation (31) takes the form:

$$\frac{d}{dy} \left(\frac{T - T_0}{T_\delta - T_0} \right) \Big|_{y=0} = \frac{4}{15} \frac{1}{\delta_{t\varphi}}. \quad (33)$$

The heat transfer coefficient α (taking into account equation (33)) and the Stanton number are determined as functions of the thickness of the temperature boundary layer:

$$\alpha = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\delta_{t\varphi}}, \quad (34)$$

$$St = \frac{\alpha}{\rho C_p U} = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p U \delta_{t\varphi}}. \quad (35)$$

Accordingly, the energy equation (26) takes the form determined by the number of variables:

$$\frac{d}{d\varphi} (\delta_{t\varphi}) = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p U \delta_{t\varphi}}. \quad (36)$$

We integrate equation (36) in the range from 0 to the current values:

$$\begin{aligned} \int_0^{\delta_{t\varphi}} \delta_{t\varphi} d\delta_{t\varphi} &= \int_0^\varphi \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\rho C_p} d\varphi, \\ \frac{\delta_{t\varphi}^2}{2} &= \frac{4}{15} \frac{\lambda \varphi}{\rho C_p}. \end{aligned}$$

Finally, we obtain the expression for the thickness of the energy loss of the temperature boundary layer in the transient conditions (for the variable coordinate φ):

$$\delta_{t\varphi} = \left[\frac{8}{15} \frac{\lambda \varphi}{\rho C_p U} \right]^{0.5}. \quad (37)$$

Then, the convective heat transfer coefficient in a round pipe in a section of unsteady flow ($\delta < R_0$) taking into account the heat transfer law (37) is determined by the expression:

$$\alpha = \frac{4}{15} \frac{\lambda}{\delta_{t\varphi}} = \frac{4\lambda}{15} \left[\frac{15 \rho C_p U}{8 \lambda \varphi} \right]^{0.5}; \quad \alpha = \left[\frac{2 \lambda \rho C_p U}{15 \varphi} \right]^{0.5} \quad (38)$$

We take into account that $\delta = R_0$ over the length of the steady flow $\varphi = \varphi_{st}$ and then remains constant at $R_0 = \text{const}$, then according to (38)

$$\delta_{t\varphi} = \frac{2}{15} R_0 \quad (39)$$

substituting (38) in (39) we obtain

$$\left(\frac{2}{15} R_0 \right)^2 = \frac{8}{15} \frac{\lambda \varphi_{st}}{\rho C_p U},$$

the length of the steady flow section is defined as:

$$\varphi_{st} = \frac{1}{30} \frac{\rho C_p U}{\lambda} R_0^2. \quad (40)$$

The heat transfer coefficient in the steady state, taking into account (39) and (40), takes the form:

$$\alpha = \left[\frac{2 \lambda \rho C_p U}{15 \varphi_{st}} \right]^{0.5}; \quad \alpha = \left[\frac{2 \lambda \rho C_p U 30 \lambda}{15 \rho C_p U} \right]^{0.5};$$

finally we have the value of α in the steady-state area:

$$\alpha_{st} = \frac{2\lambda}{R_0}. \quad (41)$$

Thus, equation (41) determines the value of the local heat transfer coefficient during the flow of coolant inside the channel of the liquid circuit. Together with the thermal equivalents of the honeycomb panel and the LC pipe, the local heat transfer coefficient forms the determining thermal resistance for the TCS section. Using the values of the determining thermal resistances, it becomes possible to carry out numerical studies of heat transfer in the liquid circuit of the temperature control system for given boundary conditions [15].

Conclusion. The considered methodology for calculating the determining thermal resistances for the model of spacecraft TCS liquid circuit based on the characteristic surfaces of constant temperatures makes it possible to

obtain numerical values of the TCS equivalents for the system of thermal balances presented in [5]. This approach makes it possible to obtain a closed system of equations for the LC determined by the temperatures of the northern and southern panels of the TCS and allowing a numerical study of the heat transfer process in the circuit. The specific implementation of the method depends on the boundary and initial conditions for the functioning of the LC and is a promising area of research in the framework of the issue of developing computational tools for modeling TCS.

References

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002, 413 p.
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. 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
5. 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.
6. Tanasienko F. V., Shevchenko Yu. N., Delkov A. V., Kishkin A. A., Melkozerov M. G. [Computational experiment on obtaining the characteristics of a thermal control system of spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 233–240 (In Russ.).
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*. 2014, P. 591–593.
8. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 93, No. 012007.
9. Weyburne D. W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2008, Vol. 44, Iss. 7, P. 805–813. Doi: 10.1007/s00231-007-0306-z.
10. Weyburne D. W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014, Vol. 54, P. 22–28. Doi: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008.
11. Patil P. M., Roy M., Shashikant A., Roy S., Monomat E. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2018, Vol. 124, P. 298–306. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.052.
12. Seyyedi S. M., Dogonchi A. S., Hashemi-Tilehnoee M., Ganji D. D. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate. *Heat Transfer – Asian Research*. 2019, Vol. 48, Iss. 1, P. 182–215. Doi: 10.1002/htj.21378.
13. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations. *Energy*. 2019, Vol. 166, P. 267–276. Doi: 10.1016/j.energy.2018.09.186.
14. Tolstopyatov M. I., Zuev A. A., Kishkin A. A., Zhuykov D. A., Nazarov V. P. [Rectilinear uniform flow of gases with heat transfer in power plants of aircraft]. *Vestnik SibSAU*. 2012, No. 4 (44), P. 134–139 (In Russ.).
15. Delkov A. V., Kishkin A. A., Lavrov N. A., Tanasienko F. V. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft. *Chemical and Petroleum Engineering*. 2016, No. 9, P. 714–719.

Библиографические ссылки

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge. UK : Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.
3. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 185–189.
4. Chebotarev V. E., Zimin I. I. Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms // Сибирский журнал науки и технологий. 2018, Т. 19, № 3, С. 532–537. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537.
5. Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft / F. V. Tanasienko, Y. N. Shevchenko, A. V. Delkov и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018, Т. 19, № 3. С. 445–451. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451.
6. Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы терморегулирования космического аппарата / Ф. В. Танасиенко, Ю. Н. Шевченко, А. В. Делков и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 233–240.
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. 2014. P. 591–593.
8. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2015. Vol. 93, No. 012007.
9. Weyburne D. W. Approximate heat transfer coefficients based on variable thermophysical properties for laminar flow over a uniformly heated flat plate // Heat and

Mass Transfer. 2008, Vol. 44, Iss. 7. P. 805–813. Doi: 10.1007/s00231-007-0306-z.

10. Weyburne D. W. New thickness and shape parameters for the boundary layer velocity profile // Experimental Thermal and Fluid Science. 2014. Vol. 54. P. 22–28. Doi: 10.1016/j.expthermflusci.2014.01.008.

11. Triple diffusive mixed convection from an exponentially decreasing mainstream velocity / P. M. Patil, M. Roy, A. Shashikant et al. // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2018. Vol. 124. P. 298–306. Doi: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.03.052.

12. Improved velocity and temperature profiles for integral solution in the laminar boundary layer flow on a semi-infinite flat plate / S. M. Seyyedi, A. S. Dogonchi, M. Hashemi-Tilehnoee et al. // Heat Transfer – Asian Research. 2019. Vol. 48, Iss. 1. P. 182–215. Doi: 10.1002/htj.21378.

13. Denarie A., Aprile M., Motta M. Heat transmission over long pipes: New model for fast and accurate district heating simulations // Energy. 2019. Vol. 166. P. 267–276. Doi: 10.1016/j.energy.2018.09.186.

14. Прямолинейное равномерное течение газов с теплоотдачей в энергетических установках летательных аппаратов / М. И. Толстомятов, А. А. Зуев, А. А. Кишкин и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 4 (44). С. 134–139.

15. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov, A. A. Kishkin, N. A. Lavrov et al. // Chemical and Petroleum Engineering. 2016. No. 9. P. 714–719.

© Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A.,
Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V.,
Popugayev M. M., 2019.

Shevchenko Yulia Nikolaevna – head of the laboratory of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

Kishkin Alexander Anatolievich – Dr. Sc., professor, head of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: spsp99@mail.ru.

Tanasienko Fedor Vladimirovich – post-graduate student of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: prometey_86@mail.ru.

Shilkin Oleg Valentinovich – head of sector; JSC “Academician M. F. Reshenev “Information Satellite Systems”. E-mail: o.shilkin61@mail.ru.

Popugayev Mikhail Mikhailovich – engineer; JSC “Academician M. F. Reshenev “Information Satellite Systems”. E-mail: michael@popugayev.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.

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.

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.

Шилкин Олег Валентинович – начальник сектора, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: o.shilkin61@mail.ru.

Попугаев Михаил Михайлович – инженер, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: michael@popugayev.ru.

UDC 629.78

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-375-382

For citation: Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V., Sokolov S. N. Calculation of complex heat transfer in the liquid circuit of the spacecraft thermal control system based on real topology and thermophysical properties. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 375–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-375-382

Для цитирования: Шевченко Ю. Н., Кишкин А. А., Танасиенко Ф. В., Шилкин О. В., Соколов С. Н. Расчет комплексной теплопередачи в жидкостном контуре системы терморегулирования космического аппарата по реальной топологии и теплофизическим свойствам // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 375–382. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-375-382

CALCULATION OF COMPLEX HEAT TRANSFER IN THE LIQUID CIRCUIT OF THE SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM BASED ON REAL TOPOLOGY AND THERMOPHYSICAL PROPERTIES

Yu. N. Shevchenko¹, A. A. Kishkin^{1*}, F. V. Tanasiyenko², O. V. Shilkin², S. N. Sokolov²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

²JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”

52, Lenin St., Zhelznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

*E-mail: spsp99@mail.ru

The thermal control system (TCS) is one of the most important systems, which largely determines the design of the spacecraft. At the present stage of development of methods and tools for spacecraft design, a promising direction is the creation of thermal mathematical models of the TCS, calculation algorithms, which allow to create effective design solutions at various design stages. The purpose of this work is to bring the system of equations of heat balances of the liquid circuit (LC) of TCS to a form that allows programmatic numerical integration in the solution search algorithm along the length of the middle line of the heat and mass exchange fluid circuit taking into account certain complex thermal resistances. In fact, this means that the terms of the temperature of the contour and the linear coordinate, the integration variable, should remain as variables in the equation record, everything else should be numerically determined from the properties of the real object.

For the boundary conditions of the LC TCS of the spacecraft, the coefficients of complex heat transfer were calculated taking into account the actual topology of the circuit and the thermal properties of the coolant. Using these values, the system of thermal balances of the spacecraft of the spacecraft on the characteristic surfaces of constant temperatures was reduced to a form that allows 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 temperature of the liquid circuit refrigerant. The resulting system of equations allows us to investigate the thermal state of nonhermetic formation spacecraft at the stage of preliminary design with varying operational and design parameters in order to determine the area of efficiency and the area of optimal operation under certain performance criteria.

Key words: thermal control system, liquid circuit, thermal resistance, complex heat transfer.

РАСЧЕТ КОМПЛЕКСНОЙ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ В ЖИДКОСТНОМ КОНТУРЕ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО РЕАЛЬНОЙ ТОПОЛОГИИ И ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИМ СВОЙСТВАМ

Ю. Н. Шевченко¹, А. А. Кишкин^{1*}, Ф. В. Танасиенко², О. В. Шилкин², С. Н. Соколов²

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

²АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

*E-mail: spsp99@mail.ru

Система терморегулирования (СТР) является одной из важнейших систем, которая во многом определяет проектный облик и параметры космического аппарата (КА). На современном этапе развития методов и средств проектирования КА перспективной является направление создания тепловых математических моделей СТР, алгоритмов расчета, позволяющих на различных этапах проектирования формировать эффективные конструкторские решения. Целью настоящей работы является приведение системы уравнений тепловых балансов жидкостного контура (ЖК) СТР к виду, позволяющему вести программное численное интегрирова-

ние в алгоритме поиска решения по длине средней линии теплообменного жидкостного контура с учетом определенных комплексных тепловых сопротивлений. Фактически это означает, что в записи уравнений в качестве переменных должны остаться члены значений температур контура и линейной координаты – переменной интегрирования, все остальное должно быть численно определено по свойствам реального объекта.

Для граничных условий ЖК СТР космического аппарата произведен расчет коэффициентов комплексной теплопередачи с учетом реальной топологии контура и теплофизических свойств теплоносителя. С использованием этих значений система тепловых балансов СТР КА по характерным поверхностям постоянных температур была приведена к виду, позволяющему вести численное решение: число уравнений соответствует числу определяемых температур по северной и южной панели и замкнуто через температуру хладагента жидкостного контура. Полученная система уравнений позволяет исследовать термическое состояние КА негерметичного исполнения на этапе эскизного проектирования при варьировании режимных и конструктивных параметров с целью определения области работоспособности и области оптимальной работы при определенных критериях эффективности.

Ключевые слова: система терморегулирования, жидкостный контур, тепловое сопротивление, комплексная теплопередача.

Introduction. The thermal control system (TCS) is one of the most important systems, which largely determines the design and parameters of the spacecraft (SC) [1]. The characteristics of the TCS have a significant impact on the circuit solutions for the placement of heat-generating equipment inside the SC, the layout of heat-emitting radiation panels, which in turn forms the geometric and weight dimensions of the SC [2; 3].

Priority tasks of modernization and technical improvement of rocket and space technology require the creation and development of appropriate software and algorithmic support for the calculation of all major SC systems, including TCS [4; 5].

The work on creation of thermal mathematical models of TCS, algorithms of calculation allowing forming effective design solutions at various stages of constructing is conducted in this sphere.

At the previous stages of the study, the authors [6; 7] obtained systems of equations for the liquid circuit of the spacecraft TCS in the form of heat balances determined relatively to the temperatures of the specific heat exchange surfaces. Mathematical models and algorithms for determining the complex thermal resistances for LC were

obtained, which significantly simplify the computational procedures for calculating the main characteristics of the TCS.

Statement of the research problem. The aim of this work is to bring the system of heat balance equations of LC TCS [6] to the form that allows to perform numerical integration in the algorithm for finding a solution along the length of the middle line of the heat and mass transfer of liquid circuit, taking into account the complex thermal resistances determined by the real topology and thermal properties of the LC. In fact, this means that in the record of equations [6] as the variables should remain the members of the temperature values of the contour and the linear coordinate – integration variable, everything else should be numerically determined by the properties of the real object.

Calculation scheme. Currently designed LC TCS can have different topology, which determines the placement of the basic elements, which forms the final design appearance of the TCS [8–10]. As an example, consider a fragment of the heat transfer circuit in the TCS, which includes a honeycomb panel with a liquid circuit pipe placed on it (fig. 1).

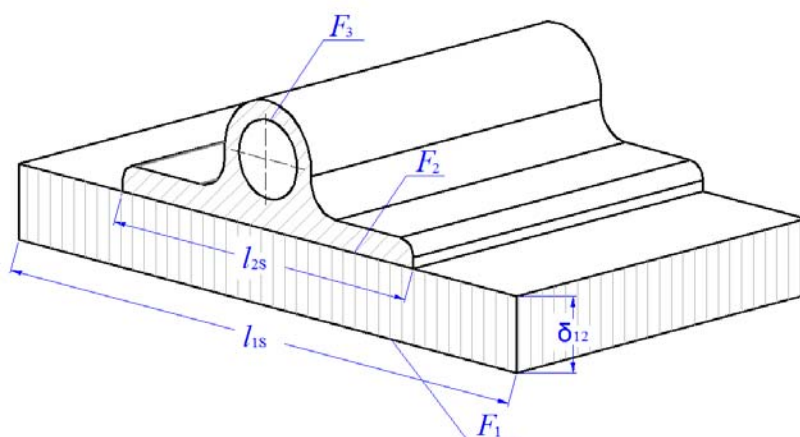


Fig. 1. Calculation scheme of the fragment of the heat transfer circuit

Рис. 1. Расчетная схема фрагмента контура теплопередачи

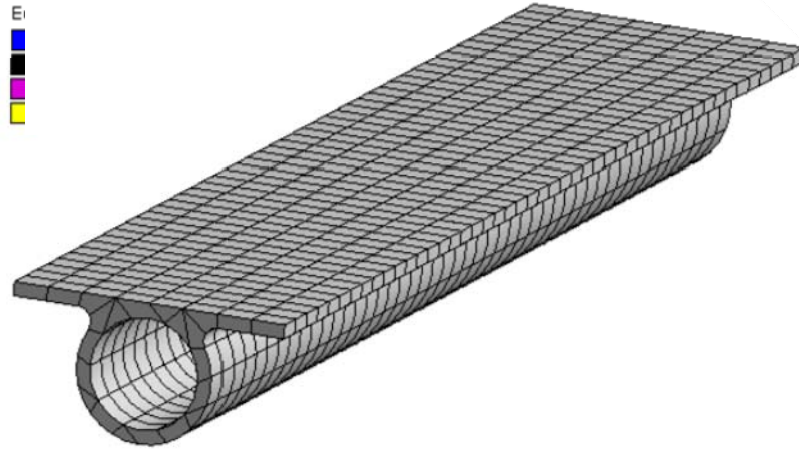


Fig. 2. Finite-element model of the TCS liquid circuit

Рис. 2. Конечно-элементная модель жидкостного тракта СТР

As the initial data, we take the following: the value of the thermal conductivity coefficient for the honeycomb in the transverse direction $\lambda_{12} = 6 \text{ W/m}\cdot\text{K}$; the width of the honeycomb $l_{1S} = 0.18 \text{ m}$; the width of the heel of the pipe of the liquid circuit $l_{2S} = 0.02 \text{ m}$; the thickness of the honeycomb $\delta_{12} = 0.03 \text{ m}$; the total length of the liquid circuit $l_{1x} = 50 \text{ m}$.

This design solution forms three characteristic heat exchange surfaces [11]: the outer surface of the honeycomb panel F_1 , the surface of the heel of the pipe F_2 and the inner surface of the pipe F_3 , which determines, respectively, three isothermal surfaces T_1, T_2, T_3 .

For the outer surface of the honeycomb panel corresponding to the isothermal surface T_1 at the integration step Δx_i the area of increment is determined by the expression:

$$\Delta F_{12i} = \Delta F_{1i} = \Delta x_i \cdot l_{1S} = 0,18 \Delta x_i. \quad (1)$$

For the process of heat transfer between surfaces T_1 and T_2 the equivalent thermal resistance $R_{\lambda 12i}$ can be represented as:

$$\begin{aligned} \frac{\lambda_{12} \Delta F_{12i}}{\delta_{12}} &= \frac{1}{R_{\lambda 12i}}, \\ R_{\lambda 12i} &= \frac{\delta_{12}}{\lambda_{12} \cdot \Delta x_i \cdot (l_{2S} - l_{1S})} \ln \left(\frac{l_{2S}}{l_{1S}} \right) = \\ &= \frac{0.03}{6.0 \cdot \Delta x_i \cdot (0.02 - 0.18)} \cdot \ln \left(\frac{0.02}{0.18} \right) = \frac{0.068}{\Delta x_i}; \\ \frac{\lambda_{12} \cdot \Delta F_{12i}}{\delta_{12}} &= \frac{1}{R_{\lambda 12i}} = 14.71 \Delta x_i \end{aligned} \quad (2)$$

To define an expression for the equivalent thermal resistance between the isothermal surfaces T_2 and T_3 , forming a channel profile, you must also determine the thickness of the equivalent thermal resistance, which in this case requires numerical calculation of the thermal resistance on the lineal meter of LC TCS profile [12]. For

these purposes, the finite element method implemented in the Ansys software package is applicable. Fig. 2 shows the finite-element model of the TCS liquid circuit.

Numerical investigation of temperature fields of the liquid circuit. To solve the problem of definition the thermal resistance across the pipe cross section we use the following boundary conditions: heat flux on the LC flange is 10 W; inner diameter profile – 12 mm, flange width – 20 mm; wall thickness – 2 mm; constant temperature on the inner wall of LC – 0 °C; coefficient of thermal conductivity – 155 W/K·m. In fig. 3 the results of the stationary calculation for the stated boundary conditions are presented.

Fig. 3 shows that the maximum temperature drop across the pipe section does not exceed 0.0755 °C, and due to the high thermal conductivity of the LC profile, the drop in the pipe section is negligible. It follows that the thermal resistance for the transverse direction can be defined as:

$$R_{\lambda S23} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{0.0755}{10} = 7.55 \cdot 10^{-3} \text{ K/W}. \quad (3)$$

To solve the problem of definition the thermal resistance along the cross section of the pipe, the following boundary conditions should be settled: heat flow on the cross section of the end profile of LC 10 W; a constant temperature at the cross section of the opposite end of the profile LC 0 °C; inner diameter profile 12 mm, flange width 20 mm; wall thickness 2 mm; the coefficient of thermal conductivity 155 W/K·m; length of profile 1m; cross-sectional area profile of LC $F = 4.6357 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$.

Fig. 4 shows the results of stationary calculation of the temperature field for this case.

In this case, the thermal resistance is directly proportional to the length of the section of the profile and is defined as:

$$R_{\lambda S23} = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{l}{\lambda \cdot F} = \frac{1}{155 \cdot 4.6357 \cdot 10^{-3}} = 1.39 \text{ K/W}. \quad (4)$$

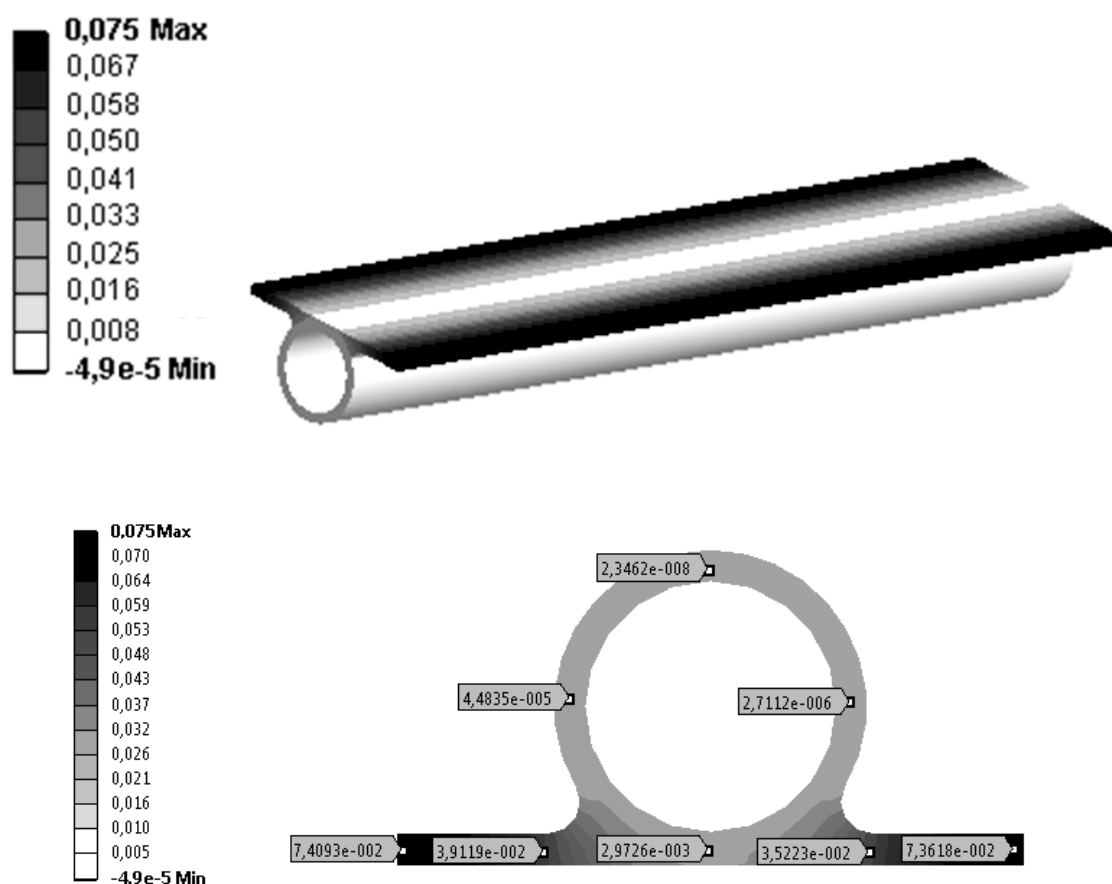


Fig. 3. Results of stationary calculation of the temperature field

Рис. 3. Результаты стационарного расчета поля температур

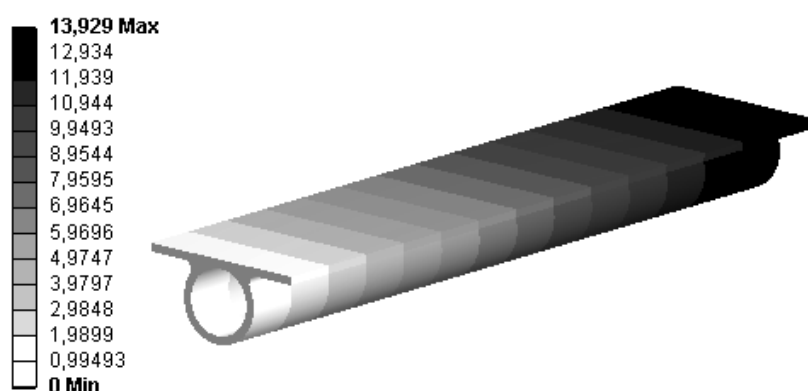


Fig. 4. The results of the stationary calculation of the temperature field for the pipe in the longitudinal direction

Рис. 4. Результаты стационарного расчета поля температур для трубы в продольном направлении

From the comparison of the data it can be seen that the thermal resistance coefficients in the longitudinal and transverse directions differ ~ 200 times. This means that the main direction of heat transfer will be transverse when modeling the TCS. In this case, the longitudinal direction in the first approximation can be neglected.

The above calculations had fixed flange and pipe surface temperatures as boundary conditions. Thus heat transfer from the heat carrier to a wall was not considered. This approach makes it possible to obtain the value of thermal resistance, due only to the mechanism of thermal conductivity [13].

Consider the effect of heat transfer on the value of thermal resistance. To do this, as a boundary condition on the wall of the pipe, we indicate the convective heat exchange with the flow of the coolant. We use the following boundary conditions: heat flow to the LC flange 10W; internal diameter of the profile 12 mm; width of the profile flange 20 mm; wall thickness 2 mm; constant temperature of the coolant flow LC 0 °C; thermal conductivity of the material: 155 W/K·m; to determine the heat transfer coefficient of the coolant used experimentally obtained the dependence on temperature (fig. 5).

Fig. 6 shows the results of the stationary calculation of the temperature field of the pipe cross-section taking into account the effect of heat transfer.

Analysis of the results. The calculation resulted in temperature fields on the surfaces of the pipe and flange, the maximum temperature difference was 0.168 K. Accordingly, the thermal resistance in this case is $1.68 \cdot 10^{-2}$ K/W. Thus, the lowest thermal resistance characterizes the case of heat transfer in the transverse direction without taking into account the convective heat transfer. In this case, the thermal resistance value will be equal to $7.55 \cdot 10^{-3}$ K/W.

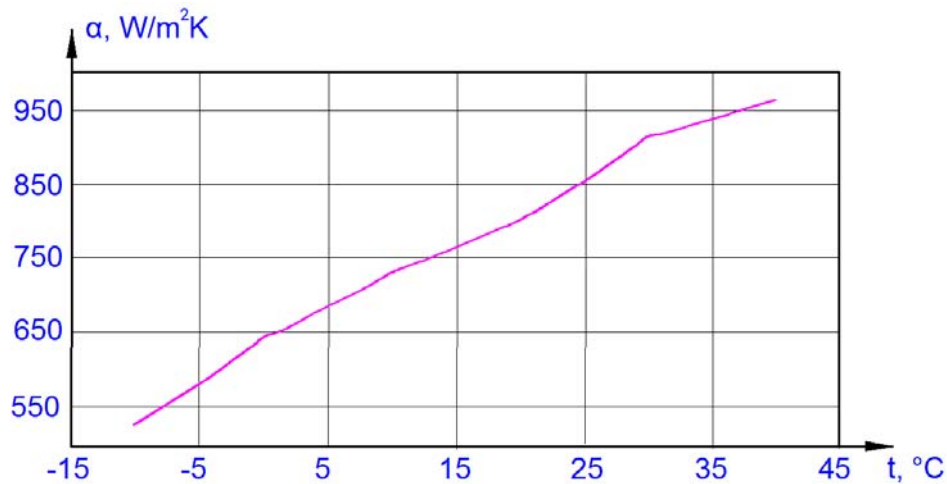


Fig. 5. Experimental dependence of the heat transfer coefficient on temperature

Рис. 5. Экспериментальная зависимость коэффициента теплоотдачи теплоносителя от температуры

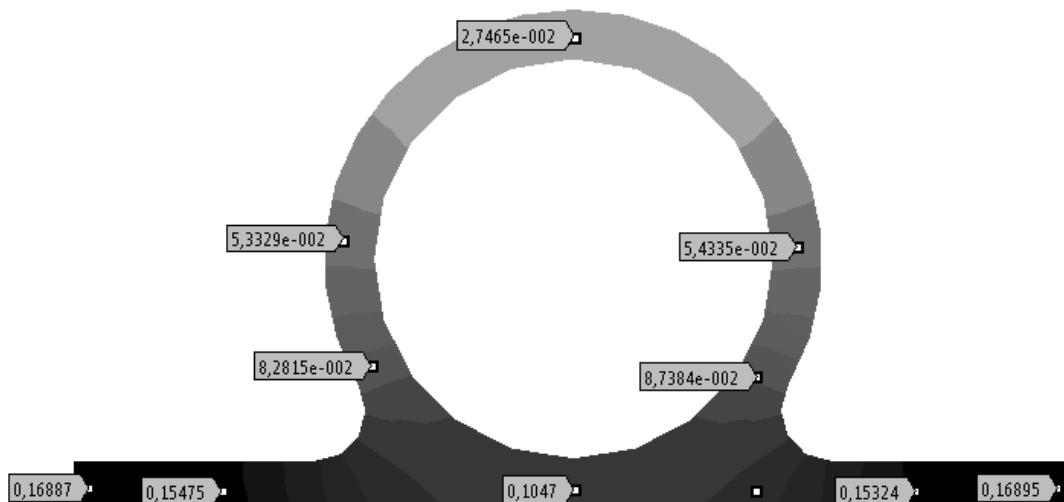


Fig. 6. The results of the stationary calculation of the temperature field of the cross section of the pipe, taking into account the effect of heat transfer

Рис. 6. Результаты стационарного расчета поля температур поперечного сечения трубы с учетом влияния теплоотдачи

Thermophysical parameters of the profile per lineal meter

№	Parameter	Description	Dimension	Value
1	The thermal conductivity of the pipe material of LC	λ_{23}	W/K·m	155
2	Pipe flange width	l_{2S}	m	0.02
3	The circumference of the pipe	$l_{3S} = \pi d_3$	m	0.0377
4	Thermal resistance	$R_{\lambda S23}$	K/W	$7.55 \cdot 10^{-3}$
5	Heat flow	Q_{23}	W/m ²	10.0

According to the calculation results, see table of thermophysical parameters for heat transfer between surfaces T_2 and T_3 and in fig. 1 on the lineal meter of the profile were formed.

The equivalent thickness of the thermal resistance of the pipe is determined by the expression

$$\delta_{S23} = \frac{\lambda_{23} \cdot (l_{3S} - l_{2S}) \cdot R_{\lambda S23}}{\ln\left(\frac{l_{3S}}{l_{2S}}\right)} = 0.0326 \text{ m.} \quad (5)$$

Thus, the equivalent of the thermal resistance of the thermal conductivity between the surfaces T_2 and T_3 has the form

$$R_{\lambda 23i} = \frac{\delta_{S23}}{\lambda_{23} \cdot \Delta x_i \cdot (l_{3S} - l_{2S})} \cdot \ln\left(\frac{l_{3S}}{l_{2S}}\right) = \frac{0.0073}{\Delta x_i},$$

or

$$\frac{\lambda_{23} \cdot \Delta F_{23i}}{\delta_{23i}} = \frac{1}{R_{\lambda 23i}} = 137 \cdot \Delta x_i \quad (6)$$

For convective heat transfer from a surface T_3 to a conditional surface T_4 , the area increment at the integration step has the form

$$\Delta F_{34i} = l_{3S} \cdot \Delta x_i = 0.0377 \Delta x_i \quad (7)$$

With zonal heat transfer between isothermal surfaces $T_6 - T_5$, the parameters will be similar to the case of $T_2 - T_3$ surfaces:

$$\Delta F_{65i} = l_{2S} \cdot \Delta x_i = 0.02 \Delta x_i; \quad (8)$$

$$\frac{\lambda_{65} \cdot \Delta F_{65i}}{\delta_{65i}} = \frac{1}{R_{65i}} = 137 \Delta x_i. \quad (9)$$

Use the following numerical values for the coolant of the liquid circuit LZTK2 (isooctan): mass flow rate of 0.071 kg/sec, heat capacity of 2060 J/kg·K, heat transfer coefficient according to the model spills on similar profiles of 600 W/m²·K. Taking into account the values of the determining parameters presented in [6] the system of heat balances for the liquid circuit of the TCS from the south side takes the form:

$$\begin{aligned} & A_S \cdot S_0 \cdot 0.18 \Delta x_i \cdot \sin \alpha - \varepsilon \cdot \sigma \cdot 0.18 \Delta x_i \times \\ & \times T_{li}^4 - 14.71 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}) = 0; \\ & 14.71 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}) - 137 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{3i}) = 0; \\ & 137 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{3i}) - 22.62 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{4i}) = 0; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_{3i} &= T_{5i}; \\ q_{HP} \cdot 0.02 \Delta x_i - 137 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \Delta Q_{\Sigma Si} &= \Delta Q_{iS} + \Delta Q_{\text{int. HP}} + \Delta Q_i; \\ \Delta Q_{\text{int. HP } i} &= 137 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}); \\ \Delta Q_{Si} &= 14.71 \Delta x_i \cdot (T_{li} - T_{2i}); \\ \Delta Q_{\text{int. fr } i} &= \lambda \cdot 32.58 \Delta x_i, \lambda = f(\text{Re}), \text{Re} = 1 \cdot 10^4; \\ \Delta Q_{\Sigma Si} &= 146.26 \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}); \\ Q_{\Sigma S} &= 146.26 \cdot (T_{4Sn} - T_{4S0}). \end{aligned} \quad (10)$$

Similarly the balance system on the north side:

$$\begin{aligned} -\varepsilon \cdot \sigma \cdot 0.18 \Delta x_i \cdot T_{li}^4 + 14.71 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{li}) &= 0; \\ -14.71 \Delta x_i \cdot (T_{2i} - T_{li}) + 137 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{2i}) &= 0; \\ -137 \Delta x_i \cdot (T_{3i} - T_{2i}) + 22.62 \Delta x_i \cdot (T_{4i} - T_{3i}) &= 0; \\ T_{3i} &= T_{5i}; \\ q_{HP} \cdot 0.02 \Delta x_i - 137 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}) &= 0; \\ \Delta Q_{\Sigma Ni} &= -Q_{Ni} + \Delta Q_{\text{int. HP } i} + \Delta Q_{\text{int. fr } i}; \\ \Delta Q_{Ni} &= 14.71 \cdot (T_{2i} - T_{li}); \\ \Delta Q_{\text{int. HP } i} &= 137 \Delta x_i \cdot (T_{6i} - T_{5i}); \\ \Delta Q_{\text{int. fr } i} &= \lambda \cdot 32.58 \cdot \Delta x_i, \lambda = f(\text{Re}), \text{Re} = 1 \cdot 10^4; \\ \Delta Q_{\Sigma Ni} &= 146.26 \cdot (T_{4i} - T_{4i+1}); \\ Q_{\Sigma N} &= 146.26 \cdot (T_{4N0} - T_{4Nn}). \end{aligned} \quad (11)$$

Thus, in the presented form, the systems of balance equations of the liquid circuit of the TCS are fully defined and ready for numerical solution. As a result of the solution of systems (10), (11) values of characteristic temperatures of isothermal surfaces of TCS are defined.

Conclusion. In this paper, taking into account the real topology and thermal properties of the LC, the values of equivalent thermal resistances for the characteristic heat transfer sites in the liquid circuit of the spacecraft were obtained numerically. Using these values, the system of heat balances of LC TCS on the characteristic surfaces of constant temperature was led to the form that allows numerical solution: the number of equations corresponds to the number of defined temperatures for the northern and southern panels and is closed through the temperature of the cooling liquid circuit. The system of equations makes it possible to study the thermal state of the SC of non-hermetic design at the stage of preliminary design with variation of operating and design parameters in order to determine the range of performance and the optimal operation under certain efficiency criteria [14–17].

References

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Limited, 2012, 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002, 413 p.
3. Alekseyev V. A., Malozemov V. V. *Obespecheniye teplovogo rezhima radioelektronnogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Provision of the thermal mode of the electronic equipment of spacecraft]. Moscow, MAI Publ., 2001. 52 p (In Russ.).
4. 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.).
5. 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.
6. 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.
7. Tanasienko F. V., Shevchenko Y. N., Delkov A. V. et al. [Computational experiment on obtaining the characteristics of a thermal control system of spacecraft]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018, Vol. 19, No. 2, P. 233–240 (In Russ.).
8. 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. 2014, Apr. 2014, P. 591–593.
9. Sengil N., Gursoy Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2018, Apr. 12, P. 1–5.
10. 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.
11. Garzon A., Villanueva, Y. A. Thermal analysis of satellite librad 2: A guide to Cubesat temperature prediction. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 2018, Vol. 10. Doi: 10.5028/jatm.v10.1011.
12. Bulut M., Sozbir N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. *Applied Thermal Engineering*. 2015, Vol. 75, P. 1076–1083. Doi: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.059.
13. Ning X., Wang Y., Zhang J., Liu D. An equivalent ground thermal test method for single-phase fluid loop space radiator. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015, Vol. 28, Iss. 1, P. 86–92.
14. Afshari B. M., Abedia M., Shahryari M. Optimization of a radiator for a MPFL system in a GEO satellite. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*. 2017, Vol. 4, Iss. 6, P. 701–709. Doi: 10.12989/aas.2017.4.6.701.
15. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 93, No. 012007.
16. Weeren H. V., Brake M. T., Hamann R. J., Holl G., Price S. Thermal Aspects of Satellite Downscaling. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2009, Vol. 23, No. 3, P. 592–600.
17. Kishkin A. A., Delkov A. V., Zuev A. A. et al. [Project optimization of heat engineering systems operating in a closed loop]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5(45), P. 34–38 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Meseguer J., Perez-Grande I., Sanz-Andres A. *Spacecraft thermal control*. Cambridge, UK : Woodhead Publishing Limited, 2012. 413 p.
2. Gilmore D. G. *Spacecraft thermal control handbook*. The Aerospace Corporation Press, 2002. 413 p.
3. Алексеев В. А., Малоземов В. В. Обеспечение теплового режима радиоэлектронного оборудования космических аппаратов. М. : МАИ, 2001. 52 с.
4. Крушенко Г. Г., Голованова В. В. Совершенствование системы терморегулирования космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 3 (55). С. 185–189.
5. Чеботарев В. Е., Зимин И. И. Procedure for evaluating the effective use range of the unified space platforms // Сибирский журнал науки и технологий. 2018, Т. 19, № 3, С. 532–537. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-532-537.
6. Two-dimensional thermal model of the thermal control system for nonhermetic formation spacecraft / Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018, Т. 19, № 3, С. 445–451. Doi: 10.31772/2587-6066-2018-19-3-445-451.
7. Вычислительный эксперимент по получению характеристик моделируемой системы терморегулирования космического аппарата / Ф. В. Танасиенко и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018, Т. 19, № 2. С. 233–240.
8. 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. 2014. P. 591–593.
9. Sengil N., Gursoy Z. E. Parallel Full Approximation Scheme for Space Radiators // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2018. Apr 12. P. 1–5.
10. Analysis of efficiency of systems for control of the thermal regime of spacecraft / A. V. Delkov et al. // Chemical and Petroleum Engineering. 2016. No. 9. P. 714–719.
11. Garzon A., Villanueva, Y. A. Thermal analysis of satellite librad 2: A guide to Cubesat temperature prediction // Journal of Aerospace Technology and Management. 2018. Vol. 10. Doi: 10.5028/jatm.v10.1011.
12. Bulut M., Sozbir N. Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 75. P. 1076–1083. Doi: 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.059.

13. An equivalent ground thermal test method for single-phase fluid loop space radiator / Ning X. et al. // Chinese Journal of Aeronautics. 2015. Vol. 28, Iss. 1. P. 86–92.
14. Afshari B. M., Abedia M., Shahryari M. Optimization of a radiator for a MPFL system in a GEO satellite // Advances in Aircraft and Spacecraft Science. 2017. Vol. 4, Iss. 6, P. 701–709. Doi: 10.12989/aas.2017.4.6.701.
15. Delcov A. V., Hodenkov A. A., Zhuikov D. A. Numerical modeling and analyzing of conjugate radiation-convective heat transfer of fin-tube radiator of spacecraft // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2015. Vol. 93, No. 012007.
16. Thermal Aspects of Satellite Downscaling / H. V. Weeren et al. // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2009. Vol. 23, No. 3. P. 592–600.
17. Проектная оптимизация теплотехнических систем, работающих по замкнутому контуру / А. А. Кишкин и др. // Вестник СибГАУ. 2012. № 5(45). С. 34–38.
- © Shevchenko Yu. N., Kishkin A. A., Tanasiyenko F. V., Shilkin O. V., Sokolov S. N., 2019

Shevchenko Yulia Nikolaevna – head of the laboratory of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: delkov-mx01@mail.ru

Kishkin Alexander Anatolievich – Dr. Sc., professor, head of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: spsp99@mail.ru.

Tanasiyenko Fedor Vladimirovich – post-graduate student of the Department of Refrigeration, Cryogenic Engineering and Conditioning; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: prometey_86@mail.ru.

Shilkin Oleg Valentinovich – head of sector; JSC “Academician M. F. Reshenev “Information Satellite Systems”. E-mail: o.shilkin61@mail.ru.

Sokolov Sergey Nikolayevich – engineer; JSC “Academician M. F. Reshenev “Information Satellite Systems”. E-mail: sokolovsergey92@mail.ru.

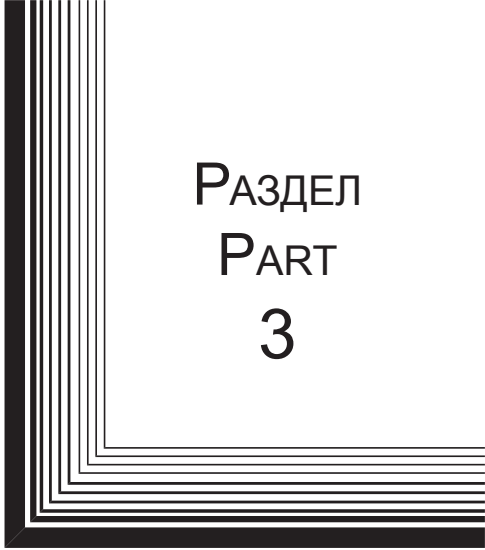
Шевченко Юлия Николаевна – заведующий лабораторией кафедры холодильной, криогенной техники и кондиционирования; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: delkov-mx01@mail.ru.

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.

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.

Шилкин Олег Валентинович – начальник сектора, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: o.shilkin61@mail.ru.

Соколов Сергей Николаевич – инженер, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: sokolovsergey92@mail.ru.



РАЗДЕЛ
PART
3



ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ
ПРОЦЕССЫ
И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL
PROCESSES
AND MATERIALS SCIENCE



UDC 621.793.74

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-384-389

For citation: Balashov Yu. Yu., Rudenko M. S., Volochaev M. N., Girn A. V. The research of dependence between the input parameters of plasma spraying and microstructure of the obtained coatings. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 384–389. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-384-389

Для цитирования: Балашов Ю. Ю., Руденко М. С., Волочаев М. Н., Гирн А. В. Исследование зависимости входных параметров плазменного напыления и микроструктуры получаемых покрытий // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 384–389. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-384-389

THE RESEARCH OF DEPENDENCE BETWEEN THE INPUT PARAMETERS OF PLASMA SPRAYING AND MICROSTRUCTURE OF THE OBTAINED COATINGS

Yu. Yu. Balashov^{1*}, M. S. Rudenko², M. N. Volochaev¹, A. V. Girn²

¹Kirensky Institute of Physics SB RAS

50, Academgorodok Av., Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

*E-mail: y.balashov@yandex.ru

Today, protective coatings are applied to almost all parts and components of engineering products in order to ensure high performance properties of machines, with the lowest economic cost. The method of plasma spraying allows to apply heat-resistant coatings on a different kind of basis, in addition to a wide variety of materials. Therefore, rocket and space engineering is primarily interested in the method.

In modern conditions of high rate of mechanical engineering development engineers must develop and put into operation products within the shortest possible period of time. As a rule, engineers select the modes of plasma spraying using the method of selecting the empirical relationship between the properties of the coatings and the values of the specified parameters of plasma spraying, which suggests conducting a huge number of experiments. That is why we see the need to find new methods for selecting the plasma spraying parameters, which are based on mathematical and analytical apparatus.

We set the task to study and show the applicability and prospects of the proposed method.

In the work we carried out the operations of spraying nichrome coating, at different values of the arc current. We studied the adhesive strength of the coatings obtained and their microstructure. We showed the relationship between the arc current and the adhesion of the coatings using their microstructure. These studies have made it possible to exclude a large number of experiments, which usually establish an empirical relationship between the values of the input parameters of the deposition process and the values of the characteristics of the coatings obtained. In the future, we assume that the database of such relationships will make it possible to fully use this method in engineering industries.

Keywords: plasma spraying, protective coatings, microstructural analysis, metallographic studies.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ВХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ И МИКРОСТРУКТУРЫ ПОЛУЧАЕМЫХ ПОКРЫТИЙ

Ю. Ю. Балашов^{1*}, М. С. Руденко², М. Н. Волочаев¹, А. В. Гирн²

¹Институт физики имени Л. В. Киренского ФИЦ КИЦ СО РАН

Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, ул. Академгородок, 50, стр. 38

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

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

*E-mail: y.balashov@yandex.ru

На сегодняшний день практически на все детали и узлы машиностроительных изделий наносят защитные покрытия с целью обеспечения высоких эксплуатационных свойств машин при наименьших экономических затратах. Плазменный метод позволяет наносить, помимо широчайшего многообразия материалов, жаропрочные покрытия на разного рода основу. Поэтому данный метод, в первую очередь, интересен наиболее наукоемким отраслям, таким как ракетно-космическая техника.

В современных условиях с высоким темпом развития машиностроения инженерам необходимо в кратчайшие сроки разрабатывать и сдавать в эксплуатацию выпускаемые изделия. Как правило, подбор режимов плазменного напыления осуществляется методом отыскания эмпирической зависимости макропараметров наносимых покрытий от значений входных параметров напыления, что предполагает проведение огромного

количества опытов. Следовательно, появилась необходимость в отыскании новых методов подбора параметров режима напыления, основанных на математико-аналитическом аппарате.

Задача данной работы увидеть и показать применимость и перспективность предложенного метода.

В работе проведены операции по напылению нихромового покрытия при разных значениях тока дуги. Исследованы адгезионная прочность полученных покрытий и их микроструктура. Показана взаимосвязь значения тока дуги и адгезионной прочности полученных покрытий через их микроструктуру. Данные исследования позволили исключить большое количество опытов, проводимых, как правило, с целью установления эмпирической зависимости между значениями входных параметров процесса напыления и значениями характеристик получаемых покрытий. В дальнейшем предполагается накопление базы данных таких взаимосвязей, что даст возможность в полной мере использовать данный метод на машиностроительных предприятиях.

Ключевые слова: плазменное напыление, защитные покрытия, микроструктурный анализ, металлографические исследования.

Introduction. The production of modern technology is not possible without the use of a wide range of coating methods, which make it possible to give the best performance to parts and components of products at the lowest economic cost. One of the most effective methods for applying coatings to parts of products operating under extreme conditions (aggressive environments, high temperatures, extreme loads, vibrations, etc.) is gas-thermal, in particular, the plasma method.

The scope of the materials range that can be applied by gas-thermal methods is very extensive. The increased interest in the plasma coating method is due not only to the available list of materials that can be taken for spraying, but also to the possibility of applying refractory materials (for example, oxides, borides, carbides) on a completely different kind of substrate (both metals and plastic, glass, ceramics, etc.), at high quality indicators achievement (high values of adhesion, cohesion, low porosity, etc.) of the resulting coatings [1–5]. As a result, the most high-tech industries, such as rocket and space technology and aircraft engineering show increased interest in progress in this direction.

Today, the methods for selecting coating conditions are based on deriving an empirical dependence of the resulting coatings properties (such as adhesion and cohesion values, residual stress level) on the input parameters of spraying modes (the arc current value, the plasma torch speed, the distance from the plasma torch nozzle to the substrate etc.) [4–10]. This approach requires the accumulation of a large amount of statistical data by conducting a huge number of experiments (~ 1000) for each material with a certain ratio of components.

This method works well in mass production, but in rocket and space technology, where each product is unique, this leads to irrational consumption of materials and equipment wear, as well as to large time consuming, which makes it necessary to find a new approach to the selection of mode parameters of plasma spraying.

To introduce the necessary operational properties of the obtained coatings at the design stage, it is necessary to have accurate knowledge about the effect of each of the main parameters of the spraying mode on the microstructure of this type of coating. In this regard, the task was set to identify the influence of the plasma spraying process parameters on the microstructure of one of the typical (similar to the most commonly used) coatings. The aim of this work was to establish an unambiguous relationship between the value of one of the parameters (the arc current value) and the resulting microstructure of this coating.

Spraying and adhesive strength. The nature of the interaction and the completeness of the physicochemical reaction between the grains depends on the fused particles energy at the moment of collision with the substrate, which is made up of their temperature and speed. The whole variety of influences, which we call the spraying mode parameters, ultimately affects the speed of the particles and their temperature.

To conduct the experiments, the steel 45 was chosen as the base material, since this material is often used due to its cheapness and sufficient strength characteristics. Nichrome coating (NiCr) is often sprayed onto the steel as a buffer layer between the steel and the main heat-resistant coating to equalize their linear coefficient of thermal expansion values. The adhesion between the base and the layer sprayed on it determines the adhesion of the entire coating. Adhesion is one of the main indicators characterizing the coating quality [2; 5–14].

The spraying was carried out on 50×20 mm size plates, necessary for studying the coatings morphology, and “heads”, in order to establish the adhesive strength of the coatings obtained. The parameters of the plasma spraying process were selected based on works [1–11; 15], and taking into account the experience of laboratory engineers. The spraying process parameters are given in tab. 1.

Table 1

Parameters of spraying modes

Sample №	I, A	U, B	$G_{\text{нрг}}$, l/min		$G_{\text{пос}}$, kg/mmmin	L, mm	v , m/s	δ , mm	n
			Ar	H ₂					
1-14.03.19	250	97	50	5	0,032	90	0,3	6	2
2-14.03.19	300	88							
3-14.03.19	350	83							

Note. I is the current strength (A); U is the voltage (V); $G_{\text{нрг}}$ – consumption of plasma-forming gas components (Ar – argon, H₂ – hydrogen); $G_{\text{пос}}$ – powder consumption (kg / min.); L is the distance from the nozzle exit to the spraying surface; v is the plasma torch speed; δ is the distance between adjacent spray paths; n is the number of spray layers.

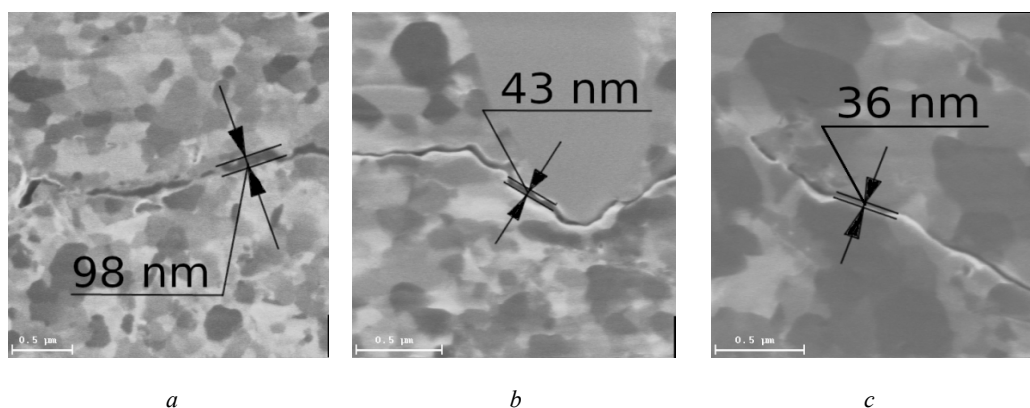


Fig. 1. The boundary between the grains of the coating:
a – when the arc current is equal to 250 A; *b, c* – when the arc current is equal to 350 A

Рис. 1. Граница между зернами покрытия:
a – при значении тока дуги равном 250 А; *б, в* – при значении тока дуги, равном 350 А

All operations for the preparation and conducting of plasma spraying, as well as experiments to establish the adhesive strength of the obtained coatings, were carried out in the “Plazhim” laboratory of Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

The coatings adhesive strength was studied using “Eurotest-T50” tensile testing machine. The obtained values of the coatings adhesive strength are presented in tab. 2.

Table 2
 Adhesive strength of coatings

Sample №	<i>I</i> , A	<i>P</i> , kN	σ , MPa
4-14.03.19	250	6,315	12,862
5-14.03.19	300	6,609	13,463
6-14.03.19	350	6,895	14,045

Note. *I* is the value of the arc current; *P* is the force at which the coating separated from the sample; σ is the adhesive strength of the coating.

Microstructural studies. All studies related to the clarification of the obtained microstructure of the coatings were performed on the equipment of the center for collective use of the FRC KSC SB RAS. To begin with, it was necessary to find out the shape and nature of the particles forming the coating location relative to each other, including the surface area along which both the particles are in contact with each other and the particles with the base surface. To do this, a FB-2100 scanning ion microscope was used (with a focusable ion beam setup, which makes it possible to cut samples with ~ 100 nm thickness), with the help of which it was possible to establish that, for this material, an increase in the arc current leads to an increase in the area of adhesion hotbeds and, further, to merge them together. Also, a decrease in the distance between grains with an increase in the arc current can be noticed, which is shown in fig. 1. All this affects the increase in the coating mechanical characteristics.

According to the data obtained, it can be seen that a further increase in the arc current, a decrease in the diameter of the sprayed particles, and an increase in the

speed of the sprayed particles will not have a strong effect on adhesion and cohesion, since the grains have almost the maximum contact surface area between them.

The interaction of particles between each other and with the substrate. The limiting value of the coating adhesion value, in theory, is the smallest value of the ultimate strength between the base and coating materials. This is based on the following considerations: after molten particles get on the base material and deform, during crystallization, a chemical compound of the base material and the coating is formed in the places of adhesions, which is stronger than the two pure materials. When the coating is separated of the base, the destruction occurs not at the coating – base interface, but with one of the materials (substrate, or coating) tearing out [8–13].

In practice, it is not possible to achieve such adhesion values for gas-thermal coatings, since the adhesion between the materials does not occur over the entire grain area, but only partially; as well as for reasons of rapid metal oxidation at elevated temperature, gas adsorption during spraying in the atmosphere, etc. As a result, the adhesion values are lower than the strength values of the base and coating materials.

Therefore, in order to clarify the nature of two materials interaction, we cut samples of $5 \times 3 \times 0.1$ μm at the base – coating boundary and studied using the Hitachi HT7700 transmission electron microscope.

As a result of the study, we found that possible chemical compounds between steel and nichrome are practically absent. Instead, an amorphous phase appeared at the boundaries between the grains of steel and nichrome, including equal amounts of Ni, Cr, Fe atoms, which was shown by element analysis (in fig. 2 the areas with an amorphous structure are marked by ovals; in fig. 3 the result of the element sample analysis is given).

It is known that at high cooling rates (comparable in order with values of $10^7 - 10^9$ K / s) from a melt of substances having a crystalline structure at room temperature in a thermodynamically equilibrium state, they acquire an amorphous structure. Particles melted on the surface carry an enormous amount of energy, sufficient to melt the sur-

face steel layer in fractions of a second when they hit the substrate. The molten NiCr mixes with the molten layer of steel and, due to the strong heat removing to the substrate (steel), the mixed melt does not have time to form a crystalline structure [8–14]. Obviously, to reduce the cooling rate of the molten layer, it is necessary to spray onto an artificially heated substrate.

It is worth noting that a chemical compound has nevertheless partially formed, which is recorded in the obtained microstructure images (in fig. 4, the areas with the chemical compound are indicated by circles). This suggests that the substrate temperature, which is equal to room temperature, is close to that necessary for the chemical reaction between Cr, Ni, and Fe elements. In the future, the studies on the formation of the NiCr coatings microstructure depending on the temperature of the artificially heated substrate during the plasma spraying process should be carried out.

Conclusion. Based on the results of the work done, we can see the effectiveness of the parameters selection of the plasma spraying mode by the method which includes the study of the resulting coatings microstructure. Thus, the coatings morphology study made it possible to draw conclusions about the effect of the arc current on the adhesion of the obtained coatings without carrying out a large number of experiments.

In the future, the accumulated knowledge regarding the effects of each spraying mode parameters on different properties of the coatings will allow to minimize the number of necessary experiments, as well as to develop mathematical and analytical methods for selecting spraying modes for new materials.

In the future, it is necessary identify groups of materials which differ in the nature of the influence of spraying mode parameters on the formation of the microstructure.

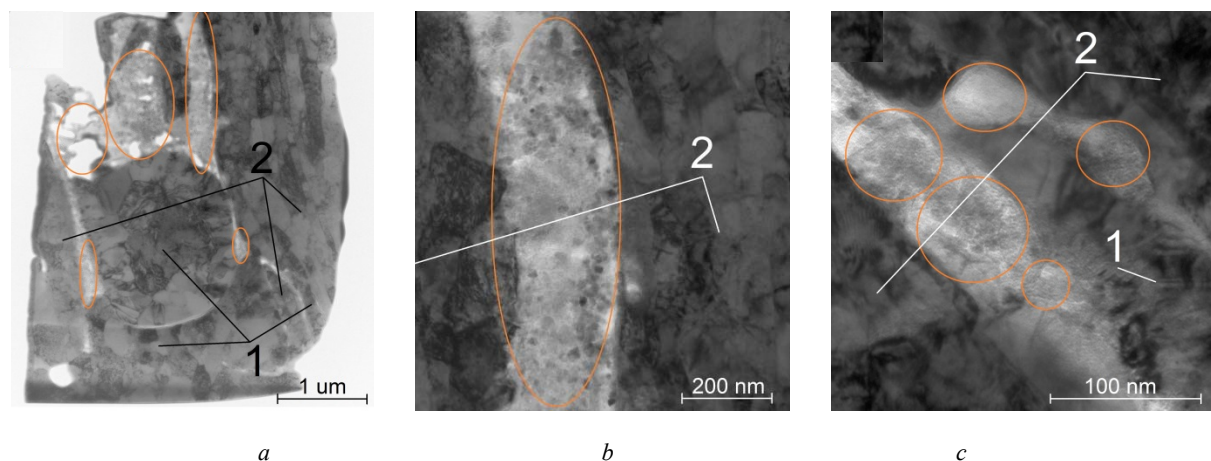


Fig. 2. The areas with amorphous phase (marked by ovals): 1 – NiCr; 2 – Steel;
a – General view of the sample; b – some enlarged areas

Рис. 2. Области с аморфной фазой (выделены овалами): 1 – NiCr; 2 – сталь;
а – общий вид образца; б – некоторые увеличенные области

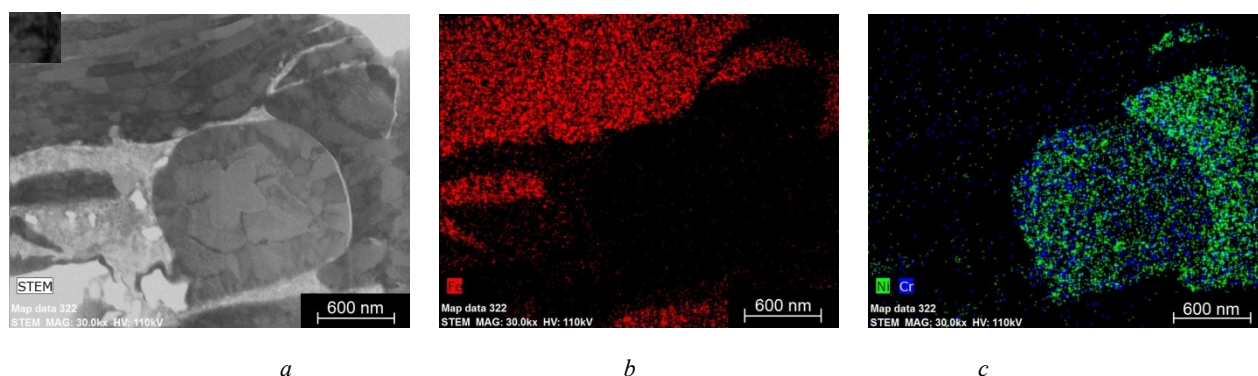


Fig. 3. Topographic map of elements obtained by element analysis:
a – the dedicated area for analysis; b – the map Fe; c – the map Ni and Cr

Рис. 3. Топографическая карта элементов, полученная в результате поэлементного анализа:
а – выделенная зона для анализа; б – карта Fe; в – карта Ni и Cr

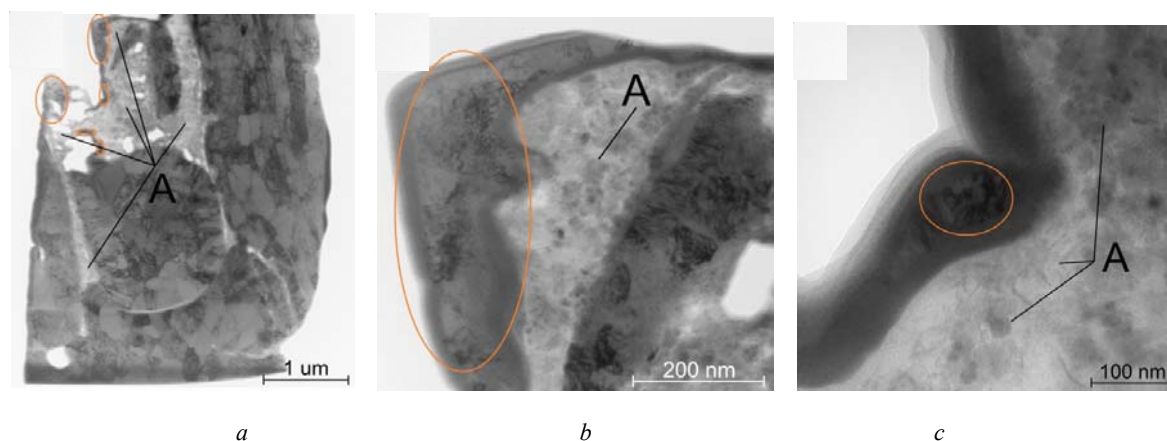


Fig. 4. The areas with formed the chemical compound (marked by ovals); A – amorphous phase:
a – General view of the sample; b, c – some enlarged area

Рис. 4. Области со сформировавшимся химическим соединением (выделены овалами);
А – аморфная фаза: а – общий вид образца; б, в – некоторые увеличенные области

For example, in some literary sources, such as [2], it is stated that an increase in the value of the arc current unambiguously leads to an increase in the number of adhesion hotbeds between grains. In our case, when NiCr interacted with the steel, an increase in the arc current led to an increase in the cross-sectional area of the adhesion hotbeds. Such a discrepancy in the results directly indicates that for various materials a change in the spraying parameters values can have a different effect on the microstructure of the coatings, and therefore on their properties. All this determines the vector of further work in this direction.

References

1. Mikheev A. E., Kolmikov V. A. *Povishenie ekspluatatsionnih harakteristik poverhnostey konstruktivnykh letatelnykh apparatov. Avtomatizatsiya protsesov obrabotki* [Improving the performance of the surfaces of aircraft structures. Automation of processing]. Moscow, MAKSPubl., 2002, 224 p.
2. Puzriyakov A. F. *Teoreticheskie osnovy tekhnologii plazmennogo napileniya* [Theoretical foundations of plasma spraying technology]. Moscow, Bauman's MSTU Publ., 2008, 360 p.
3. Heimann R. B. *Plasma Spray Coating*. 2nd edition. VCH Verlagsgesellschaft mbH, Weinheim, VCH Publishers, Inc., New York, 1996, 339 p.
4. Ananthapadmanabhan P. V., Thiyagarajan T. K., Sreekumar K. P., Satpute R. U., Venkatramani N., Ramachandran K. Co-spraying of Alumina-Titania: Correlation of Coating Composition and Properties with Particle Behaviour. *Plasma Jet, Surfaces & Coatings Technology*. 2003, No. 168, P. 231–240.
5. Lashenko G. I. *Plazmennoye uprochnenie i napilenie* [Plasma hardening and spraying]. Kansk, Ecotekhnologiya Publ., 2003, 64 p.
6. Abramyan I. A., Andronov A. V., Titov A. I. *Fizicheskie osnovy elektronnoy i ionnoy tekhnologii* [Physical bases of electron and ion technology]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1984, 265 p.

7. Barvinok V. A. *Upravlenie napryazhennym sostoyaniem i svoystvo plazmennyykh pokrytiy* [Voltage control state and properties of plasma coatings]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 246 p.

8. Kudinov V. V. *Plazmennyye pokrytiya* [Plasma coatings]. Moscow, Nauka Publ., 1977, 270 p.

9. Poliyak M. S. *Tekhnologiya uprochneniya. Tekhnol. metodi uprochneniya* [The technology of hardening. Technological methods of hardening]. Vol. 1. Moscow, L.V.M. – SCRIPT, Mashinostroenie Publ., 1995, 832 p.

10. Kudinov V. V., Bobrov G. V. *Nanesenie pokrytiy napyleniem. Teoriya, tekhnologiya i oborudovanie* [Spray coating. The theory, technology and equipment]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1992, 432 p.

11. Bartuli C., Smith R. W. Comparison between Ni-Cr-40 vol% TiC Wear-Resistant Plasma Sprayed Coatings Produced from Self-Propagating High-Temperature Synthesis and Plasma Densified Powders. *Journal of Thermal Spray Technology*. 1996, Vol. 5, No. 3, P. 335–342.

12. Krasnov A. N., Sharivker S. Yu., Zilberber V. G. *Nizkotemperaturnaiya plazma v metallurgii* [Low-temperature plasma in metallurgy]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1970, 216 p.

13. Rozenfeld I. L. *Korroziya i zashita metallov* [Corrosion and protection of metals]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1970, 448 p.

14. Artsimovich L. A., Sagdeev R. Z. *Fizika plazmy dlya fizikov* [Plasma Physics for Physicists]. Moscow, Atomizdat Publ., 1979, 320 p.

15. Devkin M. M., Sevast'yanov N. D. *Ochistka poverhnostey detaley metallicheskim pescom* [Surface cleaning of parts to metal sand]. Ed. by L. F. Liokumovich. Moscow, Mashinostroeniye Publ., 1968, 65 p.

Библиографические ссылки

1. Михеев А. Е., Колмыков В. А. Повышение эксплуатационных характеристик поверхностей конструкций летательных аппаратов. Автоматизация процессов обработки. М. : МАКС Пресс, 2002. 224 с.
2. Пузряков А. Ф. Теоретические основы технологии плазменного напыления. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 360 с.

3. Heimann R. B. Plasma Spray Coating. 2nd edition. VCH Verlagsgesellschaft mbH, Weinheim, VCH Publishers, Inc., New York, 1996. 339 p.
 4. Co-spraying of Alumina-Titania: Correlation of Coating Composition and Properties with Particle Behaviour / P. V. Ananthapadmanabhan, T. K. Thiyagarajan, K. P. Sreekumar et al. // Plasma Jet, Surfaces & Coatings Technology. 2003. No. 168. P. 231–240.
 5. Лащенко Г. И. Плазменное упрочнение и напыление. Канск : Экотехнология, 2003. 64 с.
 6. Абрамян И. А., Андронов А. В., Титов А. И. Физические основы электронной и ионной технологии. М. : Высшая школа, 1984. 265 с.
 7. Барвинок В. А. Управление напряженным состоянием и свойство плазменных покрытий. М. : Машиностроение, 1990. 246 с.
 8. Кудинов В. В. Плазменные покрытия. М. : Наука, 1977. 270 с.
 9. Поляк М. С. Технология упрочнения. Технологические методы упрочнения : в 2 т. Т. 1. М. : Л.В.М. – СКРИПТ ; Машиностроение, 1995. 832 с.
 10. Кудинов В. В., Бобров, Г. В. Нанесение покрытий напылением. Теория, технология и оборудование. М. : Metallurgia, 1992. 432 с.
 11. Bartuli C., Smith R. W. Comparison between Ni-Cr-40 vol% TiC Wear-Resistant Plasma Sprayed Coatings Produced from Self-Propagating High-Temperature Synthesis and Plasma Densified Powders // Journal of Thermal Spray Technology. 1996. Vol. 5, No. 3. P. 335–342.
 12. Краснов А. Н., Шаривкер С. Ю., Зильбербер В. Г. Низкотемпературная плазма в металлургии. М. : Metallurgia, 1970. 216 с.
 13. Розенфельд И. Л. Коррозия и защита металлов. М. : Metallurgia, 1970. 448 с.
 14. Арцимович Л. А., Сагдеев Р. З. Физика плазмы для физиков. М. : Атомиздат, 1979. 320 с.
 15. Девкин М. М., Севастьянов Н. Д. Очистка поверхностей деталей металлическим песком / под ред. Л. Ф. Ликумовича. М. : Машиностроение, 1968. 65 с.
- © Balashov Yu. Yu., Rudenko M. S.,
Volochev M. N., Girn A. V., 2019

Balashov Yuriy Yuryevich – Postgraduate; Kirensky Institute of Physics SB RAS. E-mail: y.balashov@yandex.ru.

Rudenko Mikhail Sergeyevich – Engineer of the department of aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com.

Volochev Mikhail Nikolayevich – Cand. Sc., Junior researcher at the laboratory of molecular spectroscopy; Kirensky Institute of Physics SB RAS. E-mail: volochev91@mail.ru.

Girn Aleksey Vasilyevich – Cand. Sc., Assistant professor of the department of aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: girn007@gmail.com.

Балашов Юрий Юрьевич – аспирант; Институт физики имени Л. В. Киренского ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: y.balashov@yandex.ru.

Руденко Михаил Сергеевич – инженер кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: mister.m.rudenko@gmail.com.

Волочаев Михаил Николаевич – кандидат физико-математических наук; младший научный сотрудник лаборатории молекулярной спектроскопии; Институт физики имени Л. В. Киренского ФИЦ КНЦ СО РАН. E-mail: volochev91@mail.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

UDC (15).002; 620.2(15)

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-390-397

For citation: Mishnev S. V., Shakhov V. N., Gotovko S. A., Padar V. A., Dementeva I. S. Formation features of the central layers of the alloy $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl] rolling textures. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 390–397. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-390-397

Для цитирования: Мишнев С. В., Шахов В. Н., Готовко С. А., Падар В. А., Дементьева И. С. Особенности формирования текстур прокатки центральных слоев сплава $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl] // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 390–397. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-390-397

FORMATION FEATURES OF THE CENTRAL LAYERS OF THE ALLOY $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl] ROLLING TEXTURES

S. V. Mishnev², V. N. Shakhov^{1*}, S. A. Gotovko^{1,2}, V. A. Padar², I. S. Dementeva²

¹ Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

² Siberian Federal University
28, Kirensky St., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation

* E-mail: shasla@mail.ru

The fields of solid-state physics, metallurgy, plastic deformation, mathematics and continuum mechanics are engaged in the studies of texturing of metals and alloys and their influence on the operational properties of products. As a rule, the most significant results are expected at the interface between these sciences.

The technologies of obtaining textured materials by metal forming processes occupy a special place in the metal-working sphere. This is due to promising directions in technologies for producing semi-finished and final products with improved structure-sensitive properties, by regulating the texturing, taking into account initial crystallographic orientation of the workpiece. The first issue to note is the formation of an ideal, one-component crystallographic texture in anisotropic metallic materials. The second issue is to obtain semi-finished and final products with more specific service properties: crystallographic texture with specific predetermined components. For instance, due to the crystallographic texture, it is possible to increase the resistance of metals and alloys against corrosion and hostile environment. Considering textured materials as composite, we must note that directionally oriented crystallites with crystallographic directions relative to the laboratory direction perform as reinforced elements. The initial texture in the processing plane is especially important. The materials, which possess unique structure-sensitive properties acquired through pressure treatment, are very promising for a widespread use in the sphere of aerospace technology.

Obviously, the properties and means of their achievement are diverse and require setting a specific task. Therefore, further research in this sphere is especially promising.

The article presents the research findings, considering the effect of initial crystallographic orientation and deformation modes on the rolling texture in the central layer of $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl] single crystals. Several groups of single crystal samples underwent rolling under laboratory conditions. The groups of samples were classified according to the final deformation rate, the ideal crystallographic orientation of the rolling plane and deflections of the ideal orientation plane direction from the rolling direction. The methodology of the experiment took into account the compression rate value during one rolling. We analyzed the results of rolling, using the radiographic method. The next step was to superimpose the radiographic data on a stereographic projection and to construct straight pole figures. The results of straight pole figures decoding revealed differences in the texture formation from the previously obtained data. The research shows the manifestation of the one-component deformation texture in the central layer.

Keywords: deformation of single crystals, crystallographic texture, standard crystallographic projection, pole figures, deformation texture.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕКСТУР ПРОКАТКИ ЦЕНТРАЛЬНЫХ СЛОЕВ СПЛАВА $Fe - 3 \% Si$ (110)[hkl]

С. В. Мишнев², В. Н. Шахов^{1*}, С. А. Готовко^{1,2}, В. А. Падар², И. С. Дементьева²

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

² Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, ул. Академика Киренского, 28

*E-mail: shasla@mail.ru

Вопросами исследования текстуробразования в металлах и сплавах и их влиянием на эксплуатационные свойства изделий занимаются в областях физики твердого тела, металловедения, пластической деформации, математики, механики сплошной среды, и, как правило, наиболее значимые результаты ожидаемы на стыках этих наук.

Особое место в металлообработке занимают технологии получения текстурированных материалов процессами обработки металлов давлением. Это связано с перспективными направлениями в технологиях получения заготовки и полуфабрикатов с улучшенными структурно-чувствительными свойствами за счет регулирования текстурообразованием при учете исходной кристаллографической ориентировки заготовки. Первое, что необходимо отметить, – это формирование совершенной, однокомпонентной кристаллографической текстуры в анизотропных металлических материалах; второе – получение заготовки и полуфабрикатов с более узким назначением служебных свойств – кристаллографической текстуры с определенными, заранее заданными компонентами. Так, например, за счет кристаллографической текстуры можно повысить стойкость металлов и сплавов против коррозии и действия агрессивных сред.

Рассматривая текстурированные материалы как композиционные, отметим, что в качестве армирующего элемента здесь выступают направленно ориентированные кристаллиты своим кристаллографическим направлением относительно лабораторного направления. Особое место при этом отведено исходной текстуре в плоскости обработки. Такие материалы с приобретенными за счет технологий обработки давлением уникальными структурно-чувствительными свойствами весьма перспективны для широкого использования в производстве аэрокосмической техники.

Естественно, что свойства и средства их достижения многообразны и определить их можно только при постановке конкретной задачи. Поэтому направления дальнейших исследований имеют большую перспективу.

В статье предложены результаты исследования влияния исходной кристаллографической ориентировки и режимов деформации на текстуру прокатки в центральном слое монокристаллов сплава Fe – 3 % Si (110)[hkl]. В лабораторных условиях были прокатаны группы образцов монокристаллов. Группы образцов были классифицированы по конечной величине деформации, по идеальной кристаллографической ориентировке, лежащей в плоскости прокатки, и по отклонениям направления плоскости идеальной ориентировки от направления прокатки. Методикой проведения эксперимента учитывалась так же и величина обжатия за один подкат. Для исследования результатов прокатки был применен рентгенографический метод. Данные рентгенографического исследования накладывали на стереографическую проекцию и строили прямые полюсные фигуры. Результаты расшифровки прямых полюсных фигур выявили отличия в формировании текстуры от ранее полученных результатов. Эти отличия заключаются в проявлении в центральном слое однокомпонентной текстуры деформации.

Ключевые слова: деформация монокристаллов, кристаллографическая текстура, стандартные кристаллографические проекции, полюсные фигуры, текстуры деформации.

Introduction. The technical feasibility level of the general results of fundamental scientific research is determined both in the field of creating new materials due to the super purity of composition, and by improving the internal structure during deep technological processing, in particular – by pressure. Here, at the junction of two areas of production and processing, the semi-finished products acquire unique structure-sensitive properties.

One of the most promising areas for creating composite materials with unique properties is based on the development of a reinforcing element, which consists of ultra strong crystalline filaments. However, their production for use as reinforcement is possible only in space, which limits the field of application.

Texture orientation components of metallic materials, created under earth conditions by pressure treatment techniques, can be considered as an alternative to crystalline filaments. Due to the presence of deep anisotropy, the textured materials are commonly regarded as quasi-single crystals. As a result, based on the description of structure-sensitive properties for both types of the reinforcing element, there is an interconnection between the symmetry of the structure and the symmetry of the anisotropy of the properties [1–2]. The main types of textures today are axial textures, conical textures and rolling textures, classified according to the symmetry.

The studies of metals and alloys texturing, as well as their influence on the final properties of semi-finished and final products, are conducted by the scientists working in

the fields of solid-state physics, metallurgy, plastic deformation, mathematics and by leading specialists of the machine-building complex. Theoretical and experimental data in the metal forming, based on the preferred orientation in micro plastic deformations, allows us to design new types of textures using special schemes of the external field of influence, based on the symmetry approach [3–6]. The design of new types of textures, on a symmetry basis, is aimed at obtaining semi-finished and final products with predetermined structure-sensitive properties. As a result, it will lead to the improvement of the operational properties of machines and mechanisms.

The research problem formulation and the physical essence of the process. The texture formation during the plastic deformation is a consequence of the rotation of crystallographic planes and directions in crystallites, relative to technological or other special directions [7]. The components of the crystallographic texture (planes and directions) underlie the formation of structure-sensitive properties connected with the symmetry of single crystals (crystallites) of a polycrystalline material. The connection between the symmetry of the material structure, the symmetry of the stress field structure (symmetry of the external influence) and the symmetry of the final properties, connected by the displacement symmetry and the symmetry of the stress field, can be described with the use of a certain systematic approach based on the Shubnikov-Curie principles of symmetry, the Neumann's principle (fundamental principle of physical crystallography), as

well as the Hermann-Herman's principle, which reflects the interconnection between the anisotropic material structures and its physical properties [8–11].

Due to the systematic approach to structural analysis, the structure of the initial workpiece is considered to be essential. In most cases, the structure of the initial workpiece is anisotropic with respect to the property considered in one direction or another and can significantly affect the final properties of the semi-finished and final products, especially when it comes to unique properties, for instance, magnetic ones.

One of the ways to optimize the structure-sensitive, physical and mechanical properties of semi-finished and final products made of polycrystalline materials can be accomplished by controlling the texturing. In this process, we must consider the initial crystallographic orientation of the original workpiece. For example, a feature of cold-rolled textured steel is the presence of a vivid crystalline texture. With an ideal rib texture in each crystallite, the $\{110\}$ planes must coincide with the sheet plane, and the $\langle 100 \rangle$ axes must be directed along the rolling direction. However, in real samples, the orientation of most crystallites is different from the ideal one [12].

Thus, the task of the current work is to determine the effect of the initial $(110)[hkl]$ texture of $Fe - 3\% Si$ single crystals on the deformation texture in the central layers during rolling with a different reduction rate. The formation of the rolling texture of the single crystals central layers in general has the similar character to those described earlier in the works [13–19].

The difference between rolling deformation of $(110)[hkl]$ alloys on the surface and deformation of the central layers is that as a result of metal friction on the rolls: maximum stress axes rotate continuously around the transverse direction of rolling. As a result, there is a change in the slip systems involved in the deformation process. In case when the single crystal is oriented ideally relative to the (110) plane, there is a symmetric change of slip systems on the opposite surfaces. However, when this orientation is shifted towards the direction of rolling, there is an ambiguous participation of the slip systems in the deformation.

The study of the initial orientation and deformation modes influence on the rolling texture of $(110)[hkl]$ single crystals with a deflection of $5\div 10^\circ$ from the plane towards the direction of rolling was carried out on the example of the $Fe - 3\% Si$ alloy. Three types of samples were rolled under laboratory conditions. The first group had $(110)[\bar{1}12]$ and $(110)[\bar{1}11]$ initial ideal orientation, with the deflection of 8 degrees from the plane towards the rolling direction. The second group had $(110)[\bar{3}31]$ and $(110)[\bar{5}51]$ initial ideal orientation, with the deflection of 7 degrees. The third group had $(110)[\bar{5}51]$ initial ideal orientation with the deflection of 5 degrees.

Depending on the rolling direction (RD), one of the slip systems is active, i.e. the change of the rolling direction causes the change of the active slip system (ASS). Thus, it is important to find the boundary values of the rolling direction which lead to the change of an active slip

systems (ASS). When rolling a $(110)[hkl]$ single crystal with a body-centered cubic lattice which is ideally oriented along the (110) plane, in the central layers of the sample, depending on the rolling direction and calculations, there will be the following slip systems: $(112)[11\bar{1}]$; $(123)[11\bar{1}]$; $(011)[11\bar{1}]$.

The samples were rolled on the laboratory two-rolling mill DUO-90 with the rolls diameter of 90 mm, at room temperature. The rolling was carried out without grease lubricant. The guides were used in order to prevent the rotation of samples. The cross-section of the initial samples was $0,48 \times 15,0$ mm.

The determination of the single crystals orientation was performed on the X-ray apparatus URS-50I. The analysis was performed using the Lauegram reflection, by standard methods [20].

The study of texture was carried out by the method of direct pole figures (built by known methods) [21]. The diffractogram survey was performed on the DRON-1 diffractometer in $Fe - K_\alpha$ radiation using the GP-2 attachment. The sample was tilted around the horizontal axis in the interval from 0° to 70° and rotated around the normal to the surface automatically during the survey, so that the angle of tilt was 3.5° for one turn around the normal. The dependence of the intensity of textureless powder standard (annealed in vacuum) was measured to consider the intensity changes at high tilt angles. Pole figures were built in the intensities of the standard. The 20×20 mm samples were cut on the guillotine shears. One-sided removal of material from the sample plane was carried out in order to determine the texture of the central layers. To accomplish this, the sample was poured with the Wood's alloy, then a given thickness layer was removed by mechanical polishing on an emery wheel. In order to remove the cold-worked layer and obtain the mirror surface of the sample, we performed the chemical polishing in $H_2O_2 - 80\%$, $H_2O - 10\%$, $HF - 10\%$ solution. The exposure time in the solution was $10 \div 15$ seconds at the temperature of $80^\circ C$. The samples were immersed into the solution of chromic anhydride and washed with water immediately after polishing, to remove the products of the chemical polishing reaction.

The results of the X-ray analysis are presented in fig. 1–5. The formation of the rolling texture of the central layers of the “group 1” generally has the similar character to the one described in earlier works [22–24]. The main difference of the obtained results from the previous studies is that the orientation of the “group 1” deformed single crystals is single-component. Fig. 1, 2 show $\{110\}$ straight pole figures (SPF) from the central layers of the $Fe - 3\% Si$ alloy of the specified group, rolled with the reduction rate of 35, 55 and 85 %.

The analysis shows that orientation of $Fe - 3\% Si$ $(110)[hkl]$ alloy is one-component: the samples with $(110)[\bar{1}12]$ ideal orientation, at the reduction rate of 35 % have the orientation close to $(112)[\bar{3}51]$ (fig. 1, a); the samples with $(110)[\bar{1}11]$ ideal orientation have the orientation close to $(326)[\bar{6}61]$ (fig. 2, a). The latter sample also has dispersion around the transverse rolling direction.

The further increase of deformation rate reduces dispersion and almost does not change the orientation (fig. 1, *b* and 2, *b*).

The initial sample with (110) $[\bar{1}12]$ ideal orientation, at the reduction rate of 85 %, has the orientation of the plane between (112) and (111); at the same time, it is slightly shifted counterclockwise from the $[\bar{1}10]$ axis and can be recorded as (234) $[\bar{5}6\bar{2}]$ (fig. 1, *c*). When the sample with (110) $[\bar{1}11]$ ideal orientation is deformed at the

reduction rate of 85%, (112) $[\bar{1}10]$ orientation is one-component (fig. 2, *c*).

The formation of (110)[*hkl*] rolling texture of central layers of Fe – 3 % Si alloy (groups 2 and 3), deflected along (110) plane towards the rolling direction of 7 and 5 degrees respectively, in general has a similar character with the ones described in the earlier works. The scattering of the main orientations and the appearance of other weak components determine the peculiarities of the texturing results in groups 2 and 3.

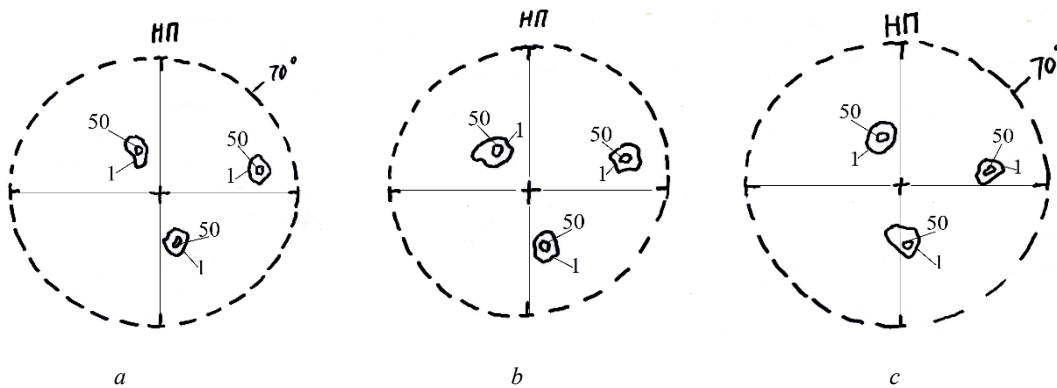


Fig. 1. Straight pole figures of the central layers of the samples (*a, b, c*) of Fe – 3 % Si (110) [*hkl*] cold rolled alloy with the initial (110) ideal orientation; with a deflection of 8 degrees from the (110) plane towards the rolling direction; rolled on the laboratory rolling mill with the rolls diameter of 90 mm; the reduction rate: *a* – 35 %, (112) $[\bar{3}5\bar{1}]$ orientation; *b* – 55 %, (112) $[\bar{3}5\bar{1}]$ orientation; *c* – 85 %, (234) $[\bar{5}6\bar{2}]$ orientation

Рис. 1. Прямые полюсные фигуры (110) центральных слоев образцов (*а, б, в*) холоднокатаного сплава Fe – 3% Si (110)[*hkl*] с исходной идеальной ориентировкой (110), с отклонением от плоскости (110) в сторону направления прокатки на 8 градусов, прокатанных на лабораторном прокатном стане с диаметром валков 90 мм, со степенью обжатия:

a – 35 %, ориентировка (112) $[\bar{3}5\bar{1}]$; *б* – 55 %, ориентировка (112) $[\bar{3}5\bar{1}]$;
в – 85 %, ориентировка (234) $[\bar{5}6\bar{2}]$

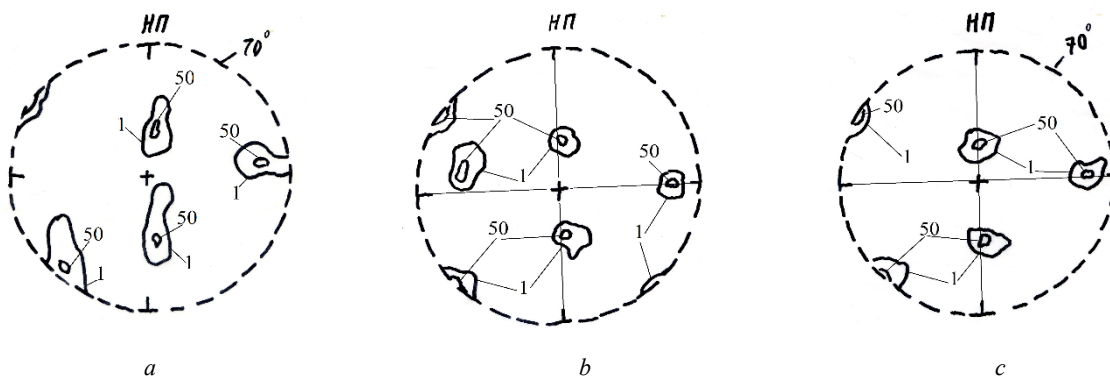


Fig. 2. Straight pole figures of the central layers of the samples (*a, b, c*) of Fe – 3% Si (110)[*hkl*] cold rolled alloy with the initial (110) ideal orientation; with a deflection of 8 degrees from the (110) plane towards the rolling direction; rolled on the laboratory rolling mill with the rolls diameter of 90 mm; the reduction rate: *a* – 35 %, (326) $[\bar{6}61]$ orientation; *b* – 55 %, (335) $[\bar{1}10]$ orientation; *c* – 85%, (112) $[\bar{1}10]$ orientation

Рис. 2. Прямые полюсные фигуры (110) центральных слоев образцов (*а, б, в*) холоднокатаного сплава Fe – 3% Si (110)[*hkl*] с исходной идеальной ориентировкой (110), с отклонением от плоскости (110) в сторону направления прокатки на 8 градусов, прокатанных на лабораторном прокатном стане с диаметром валков 90 мм, со степенью обжатия:

a – 35 %, ориентировка (326) $[\bar{6}61]$; *б* – 55 %, ориентировка (335) $[\bar{1}10]$;
в – 85 %, ориентировка (112) $[\bar{1}10]$

The peculiarities of texturing are influenced by the rolling conditions and the initial crystallographic orientation of the initial samples. The results of the radiographic analysis of the rolling groups 2 and 3 are presented in fig. 3–5. The analysis of pole figures was carried out similarly to the first group. The data is presented in the table below.

Thus, in the process of formation of (110) $[hkl]$ rolling texture of the $Fe - 3\% Si$ alloy central layers

with the deflection of 8 degrees from (110) plane towards the rolling direction, the following results were obtained.

In all cases, the orientation appeared to be one-component; in the case of $[\bar{1}12]$ initial direction, it is close to $[\bar{5}62]$ direction; in the case of $[\bar{1}11]$ initial direction, it is close to $[\bar{1}10]$ direction.

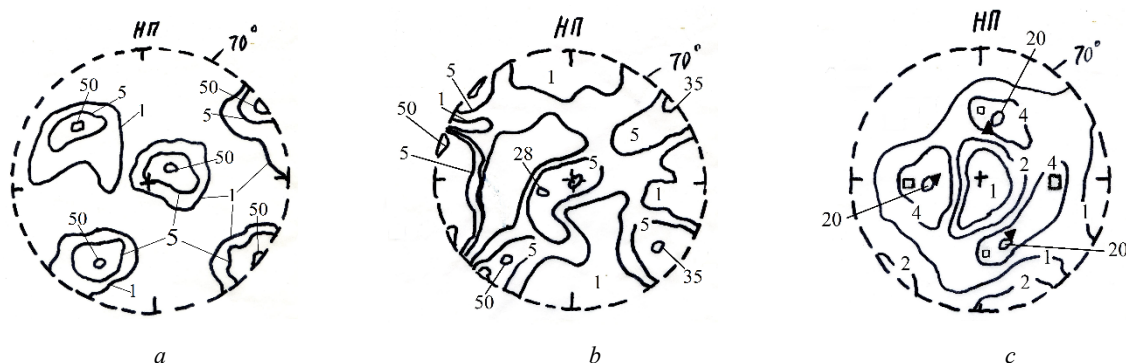


Fig. 3. Straight pole figures of the central layers of the samples (a, b, c) of $Fe - 3\% Si$ (110) $[hkl]$ cold rolled alloy with the initial (110) $[\bar{3}31]$ ideal orientation; with a deflection of 7 degrees from the (110) plane towards the rolling direction; rolled on the laboratory rolling mill with the rolls diameter of 90 mm; the reduction rate: a – 35 %, (221) $[\bar{3}41]$ orientation; b – 55 %, (790) $[\bar{9}72]$ orientation; c – 85 %, orientation $\blacktriangle$ – (111) $[\bar{1}10]$, $\square$ – (010) $[\bar{1}00]$

Рис. 3. Прямые полюсные фигуры (110) центральных слоев образцов (a, б, в) холоднокатаного сплава $Fe - 3\% Si$ (110) $[hkl]$ с исходной идеальной ориентировкой (110) $[\bar{3}31]$, с отклонением от плоскости (110) в сторону направления прокатки на 7 градусов, прокатанных на лабораторном прокатном стане с диаметром валков 90 мм, со степенью обжатия:

a – 35 %, ориентировка (221) $[\bar{3}41]$; б – 55 %, ориентировка (790) $[\bar{9}72]$;
в – 85 %, ориентировка $\blacktriangle$ – (111) $[\bar{1}10]$, $\square$ – (010) $[\bar{1}00]$

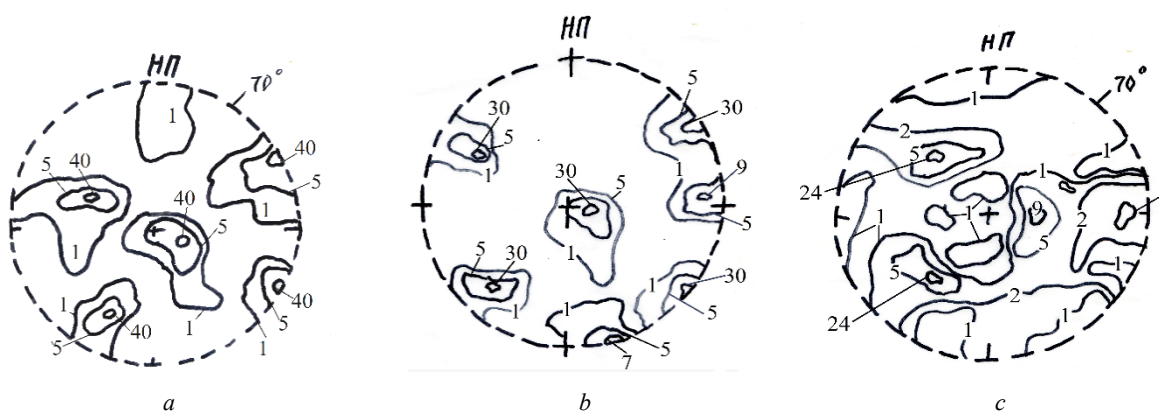


Fig. 4. Straight pole figures of the central layers of the samples (a, b, c) of $Fe - 3\% Si$ (110) $[hkl]$ cold rolled alloy with the initial (110) $[\bar{5}51]$ ideal orientation; with a deflection of 7 degrees from the (110) plane towards the rolling direction; rolled on the laboratory rolling mill with the rolls diameter of 90 mm; the reduction rate: a – 35 %, (331) $[\bar{5}51]$ orientation; b – 55 %, (331) $[\bar{1}10]$ orientation; c – 85 %, (122) $[0\bar{1}1]$ orientation

Рис. 4. Прямые полюсные фигуры (110) центральных слоев образцов (a, б, в) холоднокатаного сплава $Fe - 3\% Si$ (110) $[hkl]$ с исходной идеальной ориентировкой (110) $[\bar{5}51]$, с отклонением от плоскости (110) в сторону направления прокатки на 7 градусов, прокатанных на лабораторном прокатном стане с диаметром валков 90 мм, со степенью обжатия:

a – 35 %, ориентировка (331) $[\bar{5}51]$; б – 55 %, ориентировка (331) $[\bar{1}10]$;
в – 85 %, ориентировка (122) $[0\bar{1}1]$

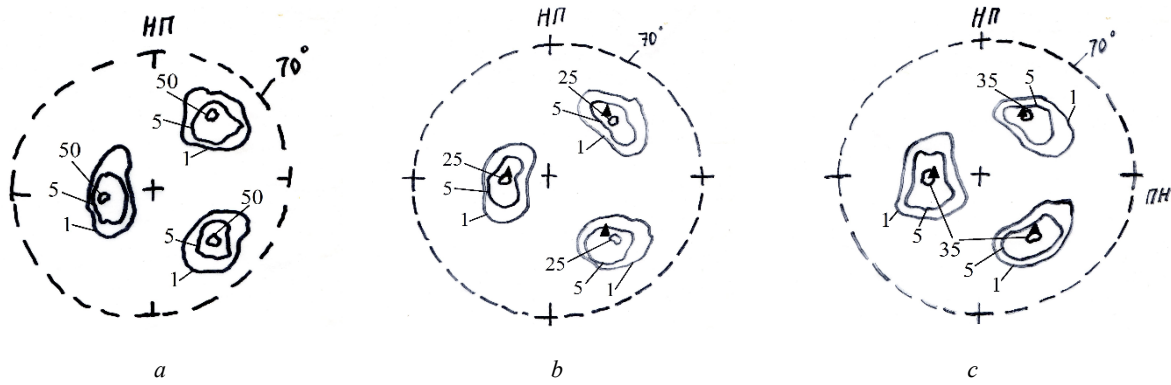


Fig. 5. Straight pole figures of the central layers of the samples (*a, b, c*) of Fe – 3 % Si (110)[*hkl*] cold rolled alloy with the initial (110) [$\bar{5}51$] ideal orientation; with a deflection of 5 degrees from the (110) plane towards the rolling direction; rolled on the laboratory rolling mill with the rolls diameter of 90 mm; the reduction rate: *a* – 35 %, (332) [$\bar{1}10$] orientation; *b* – 55 %, orientation $\blacktriangle$ – (111) [$\bar{1}10$]; *c* – 85 %, orientation $\blacktriangle$ – (111) [$\bar{1}10$]

Рис. 5. Прямые полюсные фигуры (110) центральных слоев образцов (*a, б, в*) холоднокатаного сплава Fe – 3% Si (110)[*hkl*] с исходной идеальной ориентировкой (110) [$\bar{5}51$], с отклонением от плоскости (110) в сторону направления прокатки на 5 градусов, прокатанных на лабораторном прокатном стане с диаметром валков 90 мм, со степенью обжатия: *a* – 35 %, ориентировка (332) [$\bar{1}10$]; *б* – 55 %, ориентировка $\blacktriangle$ – (111) [$\bar{1}10$]; *в* – 85 %, ориентировка $\blacktriangle$ – (111) [$\bar{1}10$]

Radiographic analysis of the Fe – 3 % Si alloy rolling groups 1–3

Group	Figure	Initial ideal orientation	Deflection from (110) plane [degrees]	Orientation after deformation, %		
				35	55	85
				Preliminary	Intermediate	Final
1	1	(110)[$\bar{1}12$]	8	(112)[$\bar{3}5\bar{1}$]	(112)[$\bar{3}5\bar{1}$]	(234)[$\bar{5}6\bar{2}$]
	2	(110)[$\bar{1}11$]	8	(326)[$\bar{6}61$]	(335)[$\bar{1}10$]	(112)[$\bar{1}10$]
2	3	(110)[$\bar{3}31$]	7	(221)[$\bar{3}41$]	(790)[$\bar{9}72$]	(111)[$\bar{1}10$] (010)[$\bar{1}00$]
	4	(110)[$\bar{5}51$]	7	(331)[$\bar{5}51$]	(331)[$\bar{1}10$]	(122)[$0\bar{1}1$]
3	5	(110)[$\bar{5}51$]	5	(332)[$\bar{1}10$]	(111)[$\bar{1}10$]	(111)[$\bar{1}10$]

The analysis of texturing during the rolling process of single crystals of groups 2 and 3 showed that there is a similarity in texture formation. The main orientation in all the cases is (111) [$\bar{1}10$], i. e. the single crystal rotates around [$\bar{1}10$] crystallographic direction, close to the direction of rolling.

The difference between the analysis results concerning the alloys of groups 3 and 2 is the following: in the first case, a one-component (111) [$\bar{1}10$] orientation is formed, while in the second case almost always there is another weak orientation. It must be noted, that a one-component (111) [$\bar{1}10$] orientation is formed in case of a small reduction rate during one rolling, whereas an increase in reduction rate leads to a two-component orientation.

Conclusion. The crystallographic texture determines the service structurally dependent properties of crystalline materials and contributes to the achievement of an opti-

um level of physical and mechanical properties. During cold rolling, the crystal lattice is reoriented throughout the entire volume of the single crystal. The geometry of it depends on the initial orientation and the active slip system, determined by the Schmid's factor, the maximum value of which reaches 0.5.

It must be noted that during rolling, the texture of the central layer of group 1 single crystals is described by a single-component orientation. When the (110) plane deflects by an angle $\varphi = 8^\circ$, the Schmid's factor (*S*) for the slip system (123)[$11\bar{1}$] – $S_1 = 0.46$ is larger than for the slip system ($21\bar{3}$)[111] – $S_2 = 0.38$. As a consequence, the active slip system is (123) [$11\bar{1}$], which leads to the appearance of one-component orientation (234) [$\bar{5}6\bar{2}$] in the central layers, deflected from the rolling plane around the transverse rolling direction, due to the action of symmetric slip systems.

References

1. Nye J. *Fizicheskie svoistva kristallov* [Physical properties of crystals]. Moscow, Mir Publ., 1967, 385 p. (In Russ.).
2. Sirotin Y. I., Shaskol'skaya M. P. *Osnovy kristalofiziki* [Basics of crystal physics]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 639 p. (In Russ.).
3. Talashkevich I. P., Mishnev S. V., Slavov V. I. [Symmetry textures in parallel rolling]. *Tez. dokl. III Vsesoyuznoi konferentsii po teksturam i rekristallizatsii v metallakh i splavakh* [Thesis report III All-Union conference on textures and recrystallization in metals and alloys]. Krasnoyarsk, KrPI, 1980, P. 12 (In Russ.).
4. Talashkevich I. P., Mishnev S. V. [Texture formation during differential rolling of iron]. *Tez. dokl. Vsesoyuz. konf. "Povyshenie dolgovechnosti i nadezhnosti mashin i privodov"* [Thesis report All-Union conference 'Increased durability and reliability of machines and drives']. Kuibyshev, KPI, 1981, P. 354 (In Russ.).
5. Mishnev S. V., Talashkevich I. P., Durnev V. D. [Differential rolled metal sheet technologies]. *Vestnik KGTU. Mashinostroenie*. 1999, P. 66–73 (In Russ.).
6. Durnev V. D., Talashkevich I. P. *Simmetriya v tekhnologii* [Symmetry in technology]. St. Petersburg, Politekhnik Publ., 1993, 256 p. (In Russ.).
7. Penelle et Lacombe Les Texturs de Lamlnage. *Acta Metallurgica*. 1968, Vol. 16, P. 346–351.
8. Shubnikov A. V., Koptsik V. A. *Simmetriya v nauke i iskusstve* [Symmetry in the science and art]. Moscow, Nauka Publ., 1972, P. 399 (In Russ.).
9. Koptsik V. A. [Principles of symmetrization-asymmetry of Shubnikov-Curie for the composite physical systems]. *Problemy sovremennoi kristallografii. Sb. pamyati A.V. Shubnikova*. Moscow, Nauka Publ., 1975, P. 42–60 (In Russ.).
10. Mishnev S. V. [Determination of the forms of stress tensors based on the Curie principle]. *Vestnik KGTU. Mashinostroenie*. 1999, No. 15, P. 184–189 (In Russ.).
11. Volodin P. A., Mishnev S. V., Talashkevich I. P. [Expanding the boundaries of the applicability of the principle of Hermann-Herman]. *Vserossiiskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya molodykh uchenykh "Innovatsii i aktual'nye problemy tekhniki i tekhnologii"* [All-Russian scientific-practical conference of young scientists "Innovations and Challenges of engineering and technology"]. Saratov, 26–29 October 2010. 2010, Vol. 2, P. 126–130 (In Russ.).
12. Druzhinin V. V. *Magnitnye svoistva elektrotekhnicheskoi stali* [Magnetic properties of electrical steel]. Moscow, Energiya Publ., 1974, 240 p. (In Russ.).
13. Hgun Hu and R. S. Cline Rolling Texture in Aluminium-Iron Single Crystals // *Trans of The Metallurgical Society of AIME*, 224, P. 784.
14. Avramov Y. S., Naumann G. [Formation of the recrystallization texture during the rolling of single crystals of Fe – Si (3%) of a single crystal (110) in different crystallographic directions]. *Neorganicheskie materialy*. 1967, Vol. 3, No. 7, P. 1170–1173 (In Russ.).
15. Avramov Y. S., Molotilov B. V., Naumann G. [The ratio between the textures of deformation and recrystallization during the rolling of single crystals (110) of transformer steel in different directions]. *FMM*. 1966, Vol. 21, No. 5, P. 740–744 (In Russ.).
16. Opinsky A. J., Smoluchowski R. The Crystallographic Aspect on Slip Body-Centered Cubic Single Crystals, 2. Interpenetration on Experiments // *Journal of Applied Physics*. 1951, Vol. 22, No. 12, P. 1488–1492.
17. Hu H. *Otzhig kremnistogo zheleza. Vozvrat i rekristallizatsiya metallov* [Siliceous iron annealing. Return and recrystallization of metals]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1966, P. 273–326 (In Russ.).
18. Savinskaya A. A., Gol'dshtein V. Ya. [Investigation of the heterogeneity of textural formation during rolling of silicon iron single crystals]. *Materialy 3-ei Vsesoyuznoi konferentsii po teksturam i rekristallizatsii v metallakh i splavakh* [Materials of the 3rd All-Union conference on textures and recrystallization in metals and alloys]. Krasnoyarsk, KrPI, 1982, P. 92–99 (In Russ.).
19. Kazadzhan L. B., Sil'nikova E. F., Dergach V. V. [Asymmetry of deformation textures of siliceous iron single crystals]. *Izvestiya AN SSSR, seriya fizicheskaya*. 1979, Vol. 43, No. 7, P. 1385–1387 (In Russ.).
20. Gorelik S. S., Rastorguev L. N., Skakov Y. A. *Rentgenograficheskii i elektronno-opticheskii analiz* [X-ray and electron-optical analysis]. Moscow, MISIS Publ., 2002, 360 p. (In Russ.).
21. Borodkina M. M., Spektr E. N. *Rentgenograficheskii analiz tekstur metallov i splavov* [X-ray analysis of the textures of metals and alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1981, 272 p. (In Russ.).
22. Druzhinin V. V. [On the anisotropy of the brittleness of silicon steel sheet]. *FMM*. 1959, Vol. 7, No. 2, P. 278–283 (In Russ.).
23. Kudryavtsev I. P. *Tekstury v metallakh i splavakh* [Textures in metals and alloys]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1966, P. 370 (In Russ.).
24. Vasil'ev V. V., Protasov V. D., Bolotin V. V. *Kompozitsionnye materialy: Spravochnik* [Composite materials: handbook]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1990, 520 p. (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Най Дж. Физические свойства кристаллов : пер. с англ. М. : Мир, 1967. 385 с.
2. Сиротин Ю. И., Шаскольская М. П. Основы кристаллофизики. М. : Наука, 1979. 639 с.
3. Талашкевич И. П., Мишнев С. В., Славов В. И. Симметрия текстур при параллельной прокатке // Тез. докл. III Всесоюз. конф. по текстурам и рекристализации в металлах и сплавах. Красноярск : КрПИ, 1980. С. 12.
4. Талашкевич И. П., Мишнев С. В. Текстурирование при дифференциальной прокатке железа // Повышение долговечности и надёжности машин и приводов : тез. докл. Всесоюз. конф., 22–24 сентября 1981 г. Куйбышев : КПИ, 1981. С. 354.
5. Мишнев С. В., Талашкевич И. П., Дурнев В. Д. Технологии получения текстурированного металлического листа дифференциальной прокаткой // Вестник КГТУ. Машиностроение. 1999. С. 66–73.
6. Дурнев В. Д., Талашкевич И. П. Симметрия в технологии. СПб. : Политехник, 1993. 256 с.
7. Penelle et Lacombe Les Texturs de Lamlnage // *Acta Metallurgica*. 1968. Vol. 16. P. 346–351.

8. Шубников А. В., Копчик В. А. Симметрия в науке и искусстве. М. : Наука, 1972. 399 с.
9. Копчик В. А. Принципы симметризации-диссимметризации Шубникова-Кюри для составных физических систем // Проблемы современной кристаллографии : сб. памяти А. В. Шубникова. М. : Наука, 1975. С. 42–60.
10. Мишнев С. В. Определение форм тензоров напряжения на основе принципа Кюри // Вестник КГТУ. Машиностроение. 1999. Вып. 15. С. 184–189.
11. Володин П. А., Мишнев С. В. Талашкевич И. П. О расширении границ применимости принципа Германа-Германа // Инновации и актуальные проблемы техники и технологий. г. Саратов, 26–29 октября 2010 г. Т. 2. С. 126–130.
12. Дружинин В. В. Магнитные свойства электро-технической стали : изд. 2 перераб. М. : Энергия, 1974. 240 с.
13. Hgun Hu and R. S. Cline Rolling Texture in Aluminium-Iron Single Crystals // Trans of The Metallurgical Society of AIME. 224. P. 784.
14. Аврамов Ю. С., Науманн Г. Формирование текстуры рекристаллизации при прокатке монокристаллов *Fe-Si* (3%) монокристалла (110) в различных кристаллографических направлениях // Неорганические материалы. 1967. Т. 3, № 7. С. 1170–1173.
15. Соотношение между текстурами деформации и рекристаллизации при прокатке монокристаллов (110) трансформаторной стали в различных направлениях / Ю. С. Аврамов, Б. В. Молотиллов, Г. Науманн и др. // ФММ. 1966. Т. 21, № 5. С. 740–744.
16. Opinsky A. J., Smoluchowski R. The Crystallographic Aspect on Slip Body-Centered Cubic Single Crystals, 2. Interpretation on Experiments // Journal of Applied Physics. 1951. Vol. 22, No. 12. P. 1488–1492.
17. Ху К. Отжиг кремнистого железа // Возврат и рекристаллизация металлов : сб. науч. тр. М. : Металлургия, 1966. С. 273–326.
18. Савинская А. А., Гольдштейн В. Я. Исследование неоднородности текстуробразования при прокатке монокристаллов кремнистого железа // Материалы 3 Всесоюз. конф. по текстурам и рекристаллизации в металлах и сплавах. Красноярск : КрПИ, 1982. С. 92–99.
19. Казаджан Л. Б., Сильникова Е. Ф., Дергач В. В. Асимметрия текстур деформации монокристаллов кремнистого железа // Известия АН СССР. Серия физическая. 1979. Т. 43, № 7. С. 1385–1387.
20. Горелик С. С., Расторгуев Л. Н., Скаков Ю. А. Рентгенографический и электронно-оптический анализ. М. : МИСИС, 2002. 360 с.
21. Бородкина М. М., Спектр Э. Н. Рентгенографический анализ текстур металлов и сплавов. М. : Металлургия, 1981. 272 с.
22. Дружинин В. В. Об анизотропии хрупкости листовой кремнистой стали // ФММ. 1959. Т. 7, № 2. С. 278–283.
23. Кудрявцев И. И. Текстуры в металлах и сплавах. М. : Металлургия, 1966. 370 с.
24. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др. : под общ. ред. Б. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. М. : Машиностроение, 1990. 520 с.

© Mishnev S. V., Shakhov V. N., Gotovko S. A., Padar V. A., Dementeva I. S., 2019

Mishnev Sergey Vasil'evich – Cand. Sc., associate professor of the department Mechanical; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: smishnev@sfu-kras.ru.

Shakhov Viacheslav Nikolaevich – the senior lecturer of the department Welding of aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: shasla@mail.ru.

Gotovko Sergey Alekseevich – Cand. Sc., associate professor of the department Mechanical, Siberian Federal University, Polytechnic Institute; associate professor of the department Welding of aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technologies. E-mail: gefest_61@mail.ru.

Padar Valerii Aleksandrovich – Cand. Sc., associate professor of the department Mechanical; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: va_padar@mail.ru.

Dementeva Irina Sergeevna – the senior lecturer of the department Mechanical; Siberian Federal University, Polytechnic Institute. E-mail: irene.dementyeva@gmail.com.

Мишнев Сергей Васильевич – кандидат технических наук, доцент кафедры машиностроения; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: smishnev@sfu-kras.ru.

Шахов Вячеслав Николаевич – старший преподаватель кафедры сварки летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shasla@mail.ru.

Готовко Сергей Алексеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры машиностроения, Сибирский федеральный университет, Политехнический институт; доцент кафедры сварки летательных аппаратов, Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: gefest_61@mail.ru.

Падар Валерий Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры машиностроения; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: va_padar@mail.ru.

Дементьева Ирина Сергеевна – старший преподаватель кафедры машиностроения; Сибирский федеральный университет, Политехнический институт. E-mail: irene.dementyeva@gmail.com.

UDC 621.31; 66.04

Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-398-408

For citation: Tyapin A. A., Kinev E. S., Bezhitsky S. S. Approach to optimization of the magnetic circuit of a three-phase induction plant. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2019, Vol. 20, No. 3, P. 398–408. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-398-408

Для цитирования Тяпин А. А., Кинев Е. С., Бежитский С. С. Подход к оптимизации магнитной цепи трёхфазной индукционной установки // Сибирский журнал науки и технологий. 2019. Т. 20, № 3. С. 398–408. Doi: 10.31772/2587-6066-2019-20-3-398-408

APPROACH TO OPTIMIZATION OF THE MAGNETIC CIRCUIT OF A THREE-PHASE INDUCTION PLANT

A. A. Tyapin¹, E. S. Kinev^{1*}, S. S. Bezhitsky²

¹ Thermal Electrical Systems Ltd.

12, Spandaryan St., Krasnoyarsk, 660020, Russian Federation

² Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

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

E-mail: kinev_es@ontecom.com

The article describes an approach to optimization of the electromagnetic regimes of an induction metallurgical plant, designed to mix liquid aluminum under the influence of a running magnetic field. To improve the properties of the molten metal in the furnace, short pole linear magnetohydrodynamic machines with copper windings and a steel core are used. The open configuration of the magnetic circuit and the magnetic coupling between the windings of the inductor lead to asymmetry of the magnetic field. As a rule, a low-frequency transistor inverter is used in the power supply system of metallurgical machines intended to affect non-ferrous metals. Asymmetrical currents in the phases create specific modes of the frequency converter, close to emergency, and a two-phase, three-phase or multi-phase power supply system may become unbalanced. To calculate the integral magnetic fluxes in the toothed zone of an induction installation, it is convenient to apply a multiphase nonlinear model of a magnetic circuit. As a result of the iterative calculation, vector magnetic flux diagrams are obtained and the tractive forces in the melt are estimated. The best conditions for the impact on the melt are obtained with a given objective function when searching for options during optimization of the magnetizing forces of the windings.

Keywords: three-phase induction plant, induction MHD machine, mathematical modeling, non-linear model of the magnetic circuit, magnetic flux vector diagram, three-phase IGBT inverter, parametric optimization.

ПОДХОД К ОПТИМИЗАЦИИ МАГНИТНОЙ ЦЕПИ ТРЕХФАЗНОЙ ИНДУКЦИОННОЙ УСТАНОВКИ

А. А. Тяпин¹, Е. С. Кинев^{1*}, С. С. Бежитский²

¹ООО «Тепловые электрические системы»

Российская Федерация, 660020, Красноярск, ул. Спандаряна, 12, оф. 5

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

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

E-mail: kinev_es@ontecom.com

В статье рассмотрен подход к оптимизации электромагнитных режимов индукционной металлургической установки, предназначенной для перемешивания жидкого алюминия под воздействием бегущего магнитного поля. Для улучшения свойств расплава металла в печи применяют малополюсные линейные магнетогидродинамические машины (МГД-машины) с медными обмотками и стальным сердечником. Разомкнутая конфигурация магнитопровода и магнитные связи между обмотками индуктора приводят к несимметрии магнитного поля. Как правило, в системе электроснабжения металлургических машин, предназначенных для воздействия на цветные металлы, используют низкочастотный транзисторный инвертор. Несимметричные токи в фазах создают специфические режимы частотного преобразователя, близкие к аварийным, причем двухфазная, трехфазная или многофазная система электропитания может становиться неуравновешенной. Для расчета интегральных магнитных потоков в зубцовой зоне индукционной установки удобно применить многофазную нелинейную модель магнитной цепи. В результате итерационного расчета получают векторные диаграммы магнитных потоков и оценивают тяговые усилия в расплаве. Наилучшие условия воз-

действия на расплав получают по заданной целевой функции при переборе вариантов в ходе оптимизации намагничивающих сил обмоток.

Ключевые слова: трёхфазная индукционная установка, индукционная МГД-машина, математическое моделирование, нелинейная модель магнитной цепи, векторная диаграмма магнитных потоков, трёхфазный IGBT (insulated gate bipolar transistor) инвертор, параметрическая оптимизация.

Introduction. The electromagnetic inductor is a working body of the complex MHD-mixing liquid aluminum [1]. The necessary technological characteristics of the inductor are provided when it is powered by an IGBT inverter, and the frequency converter modes differ significantly from the typical ones which are used for an adjustable asynchronous electric drive [2]. Current inverters operating at the edge of the range at a frequency of about 1 Hz are used to power the induction machines of aluminum stirrers. The heat dissipation mode of power modules at switching frequencies up to 1 kHz is estimated as moderate. However, the climatic conditions of the metallurgical shop can be very difficult, which often leads to the need to equip the inverter with air conditioning systems with additional air purification [3].

To implement the current inverter mode, in the phase of the converter, the stable operation of the modules must be ensured, with the utilization or conversion of power in the antiphase state of voltage and current [4].

The transformation of the phase of a three-phase inverter into a current source significantly distinguishes its mode, typical for the state of the voltage source [5].

The output of the frequency converter to the mode is performed by stepwise acceleration according to a slowed-down volt-second characteristic, which limits the operation of hardware and algorithmic protections.

Inductors of MHD machines have a low natural power factor of MHD devices, rarely exceeding 0.05–0.1 in the area of lagging currents [6]. The steady-state linear currents of a transistor converter for most induction machines (MI) of a longitudinal field, average size (up to 5 tons), take values in the range of 200–350 amperes, and linear voltages are not higher than 380 V. A draft of the induction installation under the furnace in the melt bath area is shown in fig. 1.

The concomitant operational factors of the inverters, related to the effects of asymmetry during the intensive energy consumption of the MHD-mixing complexes of aluminum, is a high level of non-sinusoidal currents of the distribution network. The practical operation of MHD complexes showed that with a steady-state inductor power of about 45 kW and a natural value of $\cos\varphi = 0.1$, the consumption of the frequency converter from the workshop distribution point can reach 120–150 kVA or more, with significant internal generation of the power source [3; 5].

The appearance of higher harmonics in the network is due to the operation of a controlled rectifier of the input module of the frequency converter, designed for accelerated power gain by a capacitor bank of a DC link. It is established that the pulsating currents of a three-phase two-half-wave rectifier can lead to the appearance of a current harmonic coefficient in the network of up to 80 %. Moreover, in accordance with the specified technological mode of the MHD inductor, the curves of a

0.38 kV non-sinusoidal current consumed from a three-wire network turn out to be modulated by a sinusoidal signal with a frequency of 1 Hz. One of the means of counteracting the deterioration in the quality of electricity is changing the parameters of the DC link by significantly increasing the capacitance in the DC link [5]. There are other ways to improve the ecology of the network described in the literature [7]. It should be noted that the solution to the problem of reducing the generation of higher harmonics of the current should be solved in conjunction with the development of more advanced hardware and software equipment [8] for frequency converters, especially for metallurgical inductors.

An example of the output circuit of a three-phase transistor frequency inverter of a typical structure based on three half-bridges (D1, D2, D3) and a triangle-loaded winding of an induction MHD machine is shown in fig. 2, *a*. The inductor 1 with a three-zone short-circuit winding AxZcBy is connected to the inverter 2. The vector diagram of the magnetomotive force in the windings of the induction machine is shown in fig. 2, *b*.

An important distinguishing feature of the electromagnetic mode of a frequency inverter loaded with a three-zone induction machine is that the three-phase current system is not balanced. This means the inequality of the instantaneous power of the power supply system to zero in any section of the multiphase power circuit. The reason for this is the phase inversion and the combined inclusion of groups of induction windings. This provides a complex asymmetric structure of the magnetomotive force, for a given nature of the distribution of magnetic poles. As a preliminary analysis of the electromagnetic mode of the inductor showed, in all cases of using three-phase transistor inverters, for any topology of the windings of the induction MHD machine, the phase distribution of the currents turns out to be asymmetric [4; 5; 8]. The nature of the asymmetry may differ in the different composition of the currents of the forward and reverse sequences. Exceeding the modules of the components of the reverse and zero sequence with respect to the currents of the direct sequence may turn out to be twofold and depends on the selected winding connection scheme [5; 8]. No less important is the question of a reliable assessment of the limiting current regimes of the inverter power modules.

Formulation of the problem. In the case of phase asymmetry, a twofold difference in the operating current of adjacent quasicomplete half-bridges, during their continuous operation in the antiphase current-voltage ratio, may turn out to be a reality [9; 10]. It should be noted that the use of a universal software environment for all tasks is not the only right solution and has its limitations. For example, for converting input and output information streams, it is convenient to have data in an ASCII code that is advantageous from the point of view

of the formation of hybrid models, as well as in full access to the analysis results.

This condition is extremely important when choosing the structure of an optimization project, in which it may be necessary to organize the interaction of heterogeneous software and the continuous exchange of data between program modules. Cyclic access to open result files when solving an optimization problem often forces you to form a new project shell in which automatic addressing, marking files, and data loading into different critical modules and subsystems, including those built using programming, are performed [11]. To assess the nature of the distribution of the magnetic field in the inductor, it is necessary to calculate the magnetic fluxes of the teeth and the yoke, determine their relationship and evaluate the means of their regulation. The distribution of magnetic fluxes in the melt determines the total traction force of the induction machine, so the problem can be solved using a numerical iterative model and optimization.

Solution. The solution of the problem of modeling the field in the graphical shell of modern professional software products, for the assumptions made, usually does not cause difficulties [12]. Its details can be omitted using the calculation results in the form of integral characteristics of the best options for a longitudinal magnetic field MHD machine. The calculated parameters of several induction machines obtained by modeling in a

Maxwell medium at a frequency of 1 Hz for a three-zone machine 2200 mm long with a steel core are presented in table. Options 1–2 – three-phase execution, options 3–4 two-phase.

Given in the table the results can be used for practical design of the inductor. At the same time, details of studying its energy and the interaction of integrated magnetic fluxes in the windings, yokes, teeth, and currents that cause them can be of considerable interest in clarifying the electromagnetic regime of an induction MHD machine. An electromagnetic inductor is only a part of the whole device – a complex of MHD-mixing liquid aluminum. The necessary technological characteristics of the inductor are provided when it is powered by an IGBT inverter, and the frequency converter modes are significantly different from the typical ones for an adjustable asynchronous electric drive [9; 13]. Numerous attempts to adapt common industrial converters, with standard transistor control algorithms to different types of flat MHD inductors, have not showed stably positive, stable results [3; 5]. In addition to the problems of controllability and reliability of the power link, often there are difficulties in interfacing the logic of the internal control system with the operation algorithm of the upper-level control system controller. Therefore, it was very important to analyze the features of the inductor, fed by a low-frequency source of modified sinusoidal voltage [8; 9].

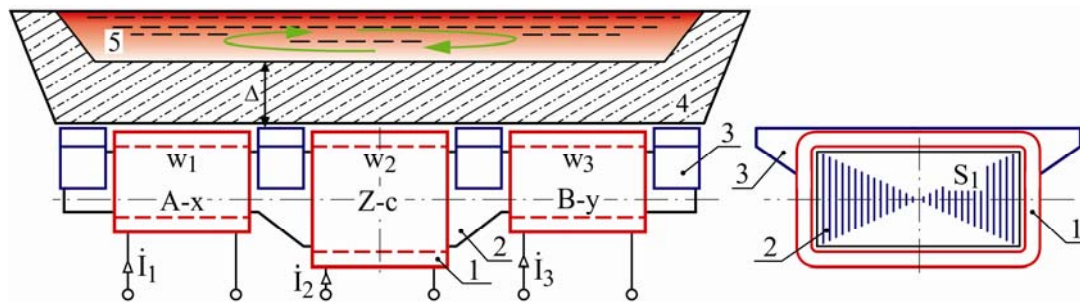


Fig. 1. Draft of the design of a three-zone induction machine

Рис. 1. Эскиз конструкции трёхзонной индукционной машины

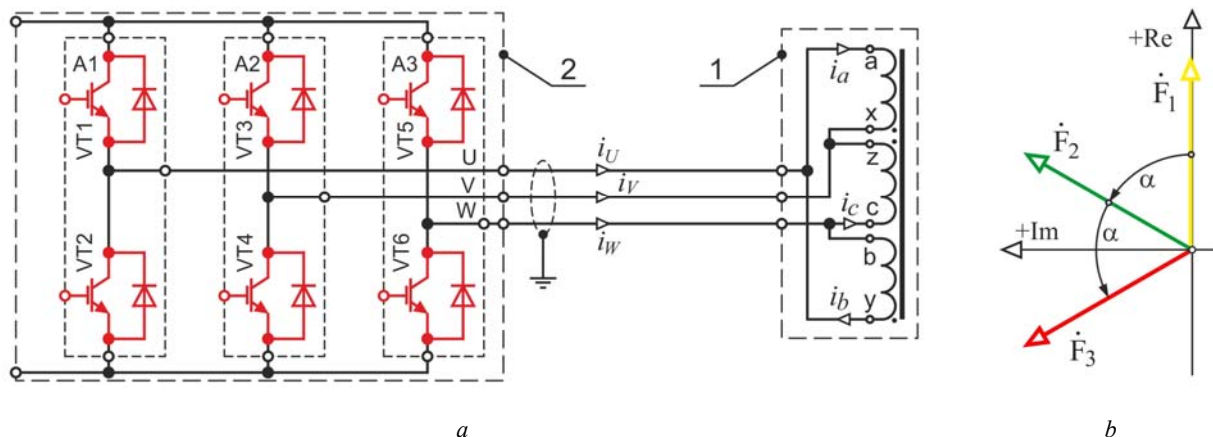


Fig. 2. Three-zone induction machine with an inverter and a vector diagram of the magnetomotive forces

Рис. 2. Трёхзонная индукционная машина с инвертором и векторная диаграмма магнитодвижущих сил

Design and operational parameters of induction machines

Design parameter	Option			
	1	2	3	4
Base number of pole pairs	$2p = 1$	$2p = 4/3$	$2p = 3/2$	$2p = 2$
Winding connection diagram	AZB	AZBX	ABX	ABXY
Number of inductor windings, pcs.	3	3	4	4
Number of inverter half bridges, pcs.	3	3	4	4
Linear current load, kA / m	87	82	94	89
Inverter line current, A	220	220	350	350
The magnitude of the pole pitch τ , mm	2200	1650	1467	1100
Rate of a magnetic field rise V_1 , m / s	4.4	3.3	2.9	2.2
The mass of the winding copper inductor, kg	969	1005	1133	1120
Inductor mass total m_i , kg	5019	4828	4416	5143
Power inductor P_i , kW	73.0	77.8	80.8	82.7
Tangential force F_t , N	476	647	646	375
Integral force in the melt, N	1832	2111	1836	1245
The ratio of force to power, N / kW	6.52	8.32	8.00	4.53
The ratio of force to mass of the inductor, N / t	94.8	134.0	146.3	72.9
The speed of the melt, m / s	2.24	2.48	2.32	0.97

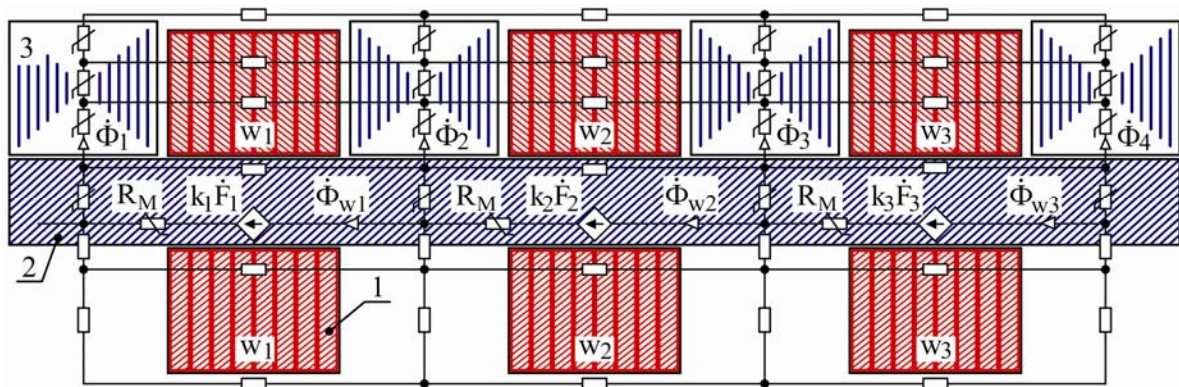


Fig. 3. Fragment of the model of a magnetic circuit of a three-zone inductor

Рис. 3. Фрагмент модели магнитной цепи трёхзонного индуктора

An example of a regime analysis when searching for a quasi-optimal distribution of magnetomotive forces is discussed below. For a three-zone machine with the connection of the windings into a triangle, it is possible to show the procedure for studying the adjustment characteristics, which takes into account the possibility of stepwise changes in the ampere turns of different groups of windings. In practice, it is easiest to apply the regulation of the number of turns of the middle winding, or the interconnected synchronous regulation of the number of turns of the extreme windings. A deeper search for the optimal ratio of the linear current load of each phase can be carried out using an inverter, the power key control algorithms of which allow separate phase control in the current source mode [5; 10]. In this case, one of the limitations is the condition for limiting the linear voltages to the level of 0.4 kV.

To estimate the distribution of magnetic fluxes of a medium-sized inductor, a spatial multiphase magnetic circuit model was used, which was constructed by analogy with [14]. A sectional fragment of a simplified model is shown in fig. 3. The degree of media discretization provided for in the model shows a

calculation accuracy of 5 %. An increase in the dimension of the problem to 1000 knots does not lead to a significant refinement of the calculation result. The parameters of the model elements are determined by the real geometry of the inductor. The nonlinearity, in the numerical iterative model, for steel sections of the magnetic circuit is taken into account according to tabular weber-ampere characteristics according to the magnetization curve of structural steel 3. As sources of magnetomotive force, a linear modification of flux-controlled of magnetomotive force sources is used k_1F_1 , k_2F_2 , k_3F_3 , by analogy with voltage controlled current sources in electrical circuits.

An example of a family of vector diagrams obtained in a numerical analysis using a multiphase model of a magnetic circuit (fig. 3), when controlling the magnetizing force k_1F_2 of the middle phase winding, is shown in fig. 4.

Due to the large number of vectors, it is convenient to apply color highlighting when displaying diagrams. For standard phase shifts $\alpha = \pi/3$ of the magnetomotive forces complexes k_1F_1 , k_2F_2 , k_3F_3 of the windings in the numerical model, the distribution of magnetic fluxes Φ_1 , Φ_2 , Φ_3 , Φ_4 over four teeth, shown in fig. 4. Phase shifts of

magnetic fluxes are denoted by the symbols Φ_{12} , Φ_{23} , Φ_{34} , Φ_{41} and their sum is 2π .

With step regulation of the average winding MDF F_2 , a fan distribution of field vectors with raster angles $[\delta_1 \text{ and } \delta_4]$, $[\delta_2 \text{ and } \delta_3]$ is formed for each tooth. At the same time, for the magnetomotive force increase mode $\uparrow F_2$, the ends of the vectors Φ_1 , Φ_2 , Φ_3 , Φ_4 synchronously move along parallel dashed straight lines in opposite directions, indicated by colored arrows. The phase shifts between the magnetic flux vectors $[\Phi_2 \text{ and } \Phi_3]$, $[\Phi_1 \text{ and } \Phi_4]$ increase, and between $[\Phi_2 \text{ and } \Phi_3]$, $[\Phi_1 \text{ and } \Phi_4]$ respectively decrease. On each trajectory of the vectors there are pairs of points at which the optimal position of

the magnetic flux complexes is fixed. The problem of determining the best distribution of Φ_1 , Φ_2 , Φ_3 , Φ_4 can be solved by machine optimization search [15–17].

The assumed optimal location of the vectors of equivalent magnetic flux amplitudes, obtained manually, is indicated by colored arrows with increased fat content. In this case, the phase shifts are approximately the same $\varphi_{12} \approx \varphi_{23} \approx \varphi_{34} \approx \varphi_{41}$, however, a more accurate solution to the problem here is the subject of an optimization search. To clarify the relationship between the magnetomotive forces of the windings and the tooth flows, the vector diagram of fig. 4 is modified to the simplified image shown in fig. 5.

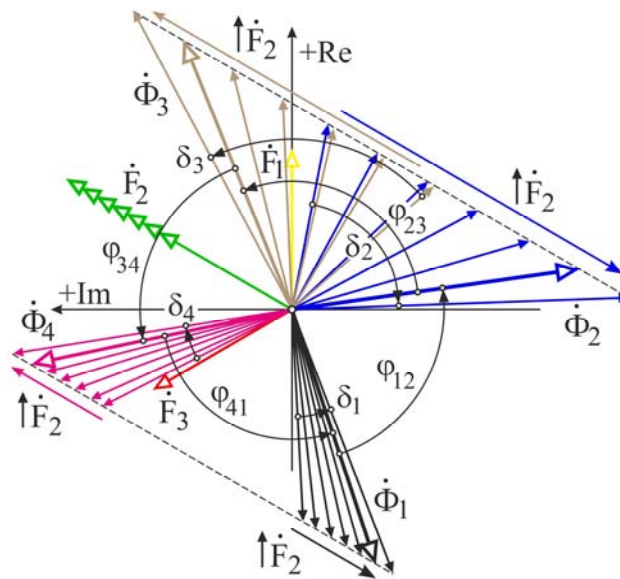


Fig. 4. Tuning vector diagram of toothed magnetic fluxes

Рис. 4. Регулировочная векторная диаграмма зубцовых магнитных потоков

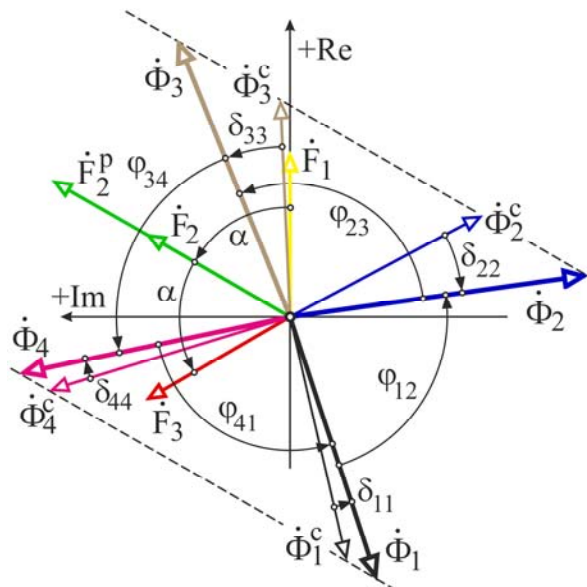


Fig. 5. Simplified vector magnetic fluxes diagram

Рис. 5. Упрощенная векторная диаграмма магнитных потоков

A study of the winding circuitry for three-, four- and six-zone machines with a triangle showed that, as a result of power transfer in an MHD machine, one of the phases of a three-phase transistor inverter, as a rule, is in the recovery mode [5; 9]. With technological reversals of the induction machine, taking into account the change in the phase sequence, the nature of the current distribution in the three-wire power cable changes so that in any phase the inductive power factor can become capacitive and vice versa. Nevertheless, in general, the nature of the asymmetry of the electromagnetic mode of the working body remains acceptable, and can be corrected using automated optimization procedures [18–20].

The conditionally optimal vectors are denoted by the symbols $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4$ (lines of increased fat content), but their distribution corresponds to almost twice the value of the magnetomotive force F_2 . The initial value of the magnetomotive force of all windings $|k_1 F_1| = |k_2 F_2| = |k_3 F_3|$ with the same shift $\alpha = \pi/3$ there corresponds a more “curved” distribution of the vectors $\Phi_1^c, \Phi_2^c, \Phi_3^c, \Phi_4^c$, at which the amplitudes of the field vectors of the middle teeth are almost a quarter less than the amplitudes of the magnetic fluxes of the extreme teeth. Phase shift limits $[\delta_{22} \text{ и } \delta_{33}] \gg [\delta_{11} \text{ и } \delta_{44}]$, are obtained with an increase in the magnetomotive force of the middle, inverted phase from the value of F_2 , до F_2^P .

The average position of the vectors $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4$ corresponds to the initially investigated distribution, fixed for the above diagrams (fig. 4, 5). The trajectories of the ends of the vectors without taking into account the dynamics of saturation remain linear, but are no longer parallel. Finding the points of the best location of the magnetic flux vectors is best performed iteratively using the means described in [9; 14; 21]. However, in this case, the equivalent optimal mode cannot be achieved, therefore, the best available mode is considered quasi-optimal.

Practical studies of prototypes of a six-zone induction machine have shown that the most “current curves” are turn-on circuits when connecting a single or double star with a neutral wire. And when switching to a circuit without neutral, there are so significant distortions of the symmetry in voltage that the efficiency of the middle windings of each group decreases unacceptably. By changing the linear current load of the windings, asymmetry can be damped to some extent, but in practice, traction efficiency, which is not comparable to a triangle, can be achieved. It should be noted that the search for the optimal ratio of the amplitudes of the magnetomotive force and phase shifts of the flows in several windings w_1, w_2, w_3 interconnected through a common magnetic field is the subject of numerical optimization, which is carried out for the characteristic circuit AZB of the phases of the induction machine.

An example of a diagram of a family of magnetic flux vectors obtained by synchronous stepwise regulation of magnetomotive force sources F_1, F_3 of the windings of the extreme phases for a three-zone inductor of the AZB circuit is shown in fig. 6. At the same time, the condition of invariance of the middle phase is provided $|F_2| = \text{const}$.

Synchronous regulation of the magnetizing forces of the extreme windings $F_1 \uparrow \uparrow F_3$ и $F_1 \downarrow \downarrow F_3$ gives a picture

of the distribution of magnetic fluxes $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_4$ with a significant distortion of symmetry and a change in the amplitude-phase relations between the vectors. For this method of regulating magnetizing forces, an optimization algorithm, that provides the best available solution, is also applicable

An example of the diagram of the magnetic flux vectors in the yoke, with fixed shifts $\alpha = \pi/3$ and equal values of the magnetoresistance of the windings F_1, F_2, F_3 , is shown in fig. 7. This state corresponds to the previously obtained distribution of tooth magnetic fluxes $\Phi_1^c, \Phi_2^c, \Phi_3^c, \Phi_4^c$ according to the vector diagrams of fig. 5, 6. In the diagram of fig. 7, the streams of teeth and the flows in the windings $\Phi_{\pi 1}^c, \Phi_{\pi 2}^c, \Phi_{\pi 3}^c$ placed on the yoke of the magnetic circuit are combined on a natural scale. In the analysis of diagrams, it must be remembered that the same notation is $\varphi_{12}, \varphi_{23}$, in fig. 5, 7 correspond to different angles.

One can see that, judging by the diagram, the equivalent phase zone of magnetic fluxes in the yoke occupies the raster angle $(\varphi_{12} + \varphi_{23}) < 2\alpha$. Moreover, an increase in the linear current load in the middle of the core (magnetomotive force of the winding w_2) leads to a narrowing of the equivalent phase zone with increasing phase shifts δ and in a significant, fraught with saturation, increase in the intensity of magnetic fluxes in the steel yoke. The ratio of the magnetic fluxes of the teeth (red vectors) and the fluxes in the yoke (green) shows a significant excess of the fluxes of the yoke over the fluxes of teeth oriented in the molten metal.

Essentially, this means that the inductor works with the molten metal on the scattering fluxes, and the main flow is directed along the core and consumes energy for heating steel, fastening metal structures and mechanical vibration. Nevertheless, the results of comparative mathematical modeling of inductors with longitudinal and transverse flow show that at a distance from the core by the size of the operating gap, the magnetic induction values of both inductors of the same size are comparable [15; 18]. The decrease in the efficiency of the cross flow inductors is due to the intense attenuation of the field in the melt. Therefore, the designs of shortened low-pole inductors of the longitudinal field turn out to be quite comparable in efficiency with a lower mass and greater manufacturability. The operating experience of cylindrical and flat induction machines of a longitudinal field showed that the energy of the scattering field at a frequency of 1 Hz, taking into account the presence of concentrators, is quite sufficient for effective impact on the melt within the calculated air gap.

The solution to the problem of achieving the optimal distribution of the magnetomotive force across the windings is carried out after modeling a multiphase magnetic circuit. For this, a well-known optimization technique using the genetic algorithm (GA) and local search modification is used [15; 16; 21]. In order to avoid obtaining a cumbersome intractable optimization problem, when studying the regulation of magnetomotive force, only a few parameters are selected and included in the objective function. The statement of the optimization problem is formulated in such a way that the greatest value of the pulling force for each concentrator is ensured

with equal values of the serrated magnetic fluxes for a relatively equal distribution of field vectors in the raster, within the area of influence on the melt. As counteracting factors, the mass of copper of the induction windings and the loss of power for their heating are taken into account. The general expression for constructing the objective function in the selected optimization technique is shown below.

$$F_{\zeta}(x) = \eta_F \left\{ \frac{|F - F(x)|}{F} \right\} + \eta_G \left\{ \frac{|G - G(x)|}{G} \right\} + \\ + \eta_Q \left\{ \frac{|Q - Q(x)|}{Q} \right\} + \eta_R \left\{ \frac{|R - R(x)|}{R} \right\} + \dots + \\ + \eta_S \left\{ \frac{|S - S(x)|}{S} \right\} \rightarrow \min. \quad (1)$$

F, G, Q, R, S are functions that significantly affect the aggregate objective function (1), if it is possible to take them into account in the problem at the programming stage, for example, by including subsystems with their description in the general computational algorithm of the project. First of all, these are the amplitudes and phases of the voltages, the overall dimensions of the induction machine, the mass and characteristics of materials, the geometry of the core and the parameters of the windings.

Taking into account the truncated goal of the study, the conditions for using software for the genetic algorithm should be limited. An abbreviated record of the expression of the objective function is shown below.

$$F_{\zeta}(x) = \eta_F \left\{ \frac{|F_0 - F(x)|}{F_0} \right\} + \\ + \eta_{\varphi} \left\{ \frac{|\varphi_0 - \varphi(x)|}{\varphi_0} \right\} + \eta_P \left\{ \frac{|P_0 - P(x)|}{P_0} \right\} \rightarrow \min. \quad (2)$$

In the accepted notations, the symbol $F(x)$ corresponds to the relative value of the magnetomotive force $k_2 F_2$ necessary to create an increased linear current load due to the middle winding, the symbol $\varphi(x)$ is the phase shift φ_{23} of the tooth magnetic flux vectors Φ_2 и Φ_3 , the symbol $P(x)$ – relative value of active power in the winding, η_k – weighting factors. Calculation in the genetic algorithm according to objective function (2) made it possible to identify the regime with the greatest effort, but at the same time the power and mass losses were somewhat overestimated in comparison with the results achieved at the design stage of the induction machine. At the same time, the obtained optimization results (fig. 8) for unequal magnetomotive force between the windings w_1, w_2, w_3 were confirmed at the stage of a numerical experiment for a sample of an MHD inductor of 5 tons in size according to option 1 (table), assigned for use on mixers with a working gap of about 500 mm.

Judging by the data obtained, for the given criteria: the range of change in the magnetomotive force $k_2 F_2$ of the winding w_2 and the phase shift φ_{23} (fig. 5) between the vectors of the tooth flows, the minimum of the objective function (2) and the greatest traction force are obtained when the linear current load increases to a value close to calculated, $H_M = 89$ kA/m and phase shift ($\Phi_2 \wedge \Phi_3$) equal

to $\varphi_{23} \approx 76$ degrees. The indicated value of the linear current load is achieved by increasing the base value of the magnetomotive force ($F_0 = 53$ kA) of the second phase at point M (fig. 8) to $F_{2M} = w_2 I_2 = k_M \cdot F_0 = 1,46 \cdot 53 = 78$ kA. It should be noted that the development and refinement of the calculation algorithm for an extended list of optimized parameters of the induction MHD machine leads to a significant correction of the optimization project and even processing of the corresponding software. The generation of a mathematical model and its subsequent solution is not an easy task.

Objective function (1) is more complex in description and cumbersome to implement in terms of the effectiveness of achieving the result. In the considered model, it is not possible to take into account the cutting of iron sheets, the cost of cutting, the choice of the optimal tire section, etc., and therefore, the study should be considered simplified. To design a series of machines with improved technical and economic indicators, it is necessary to turn to the global algorithm and the results of a detailed study of a larger number of options. In this connection, only the results of the search for the best current distribution in the windings according to fig. 4, 5 are shown here, and detailed optimization of the MHD inductor modes in combination with a frequency inverter for an expanded list of requirements is highlighted in a separate project.

Structural-algorithmic synthesis of three-phase transistor IGBT inverters serves as a solution to the problem of constructing frequency inverters for the requirements of unbalanced load. The main way to control power switches is considered to be pulse-width program modules (PWM), which provide overmodulation and increase the level of output voltage. In practice, inverters use all the classic bridge structures with a two-stage high-voltage DC bus. The presence of a neutral point in the DC link provides bipolar power to the quasi-complementary output stage. In addition, such a structure allows us to propose circuit solutions that increase the stability of inverters when operating on an asymmetric load in a star [5; 8; 22]. In this case, the neutral points are connected, which serves as a means of balancing. However, such a balancing solution is unsuitable when connecting the induction MHD load to a triangle.

Taking into account the requirement of low cost of the power inverter as part of the MHD-mixing of the aluminum melt complexes, at the initial stage two-three-level inverting circuits, as well as matrix inverting circuits, are excluded from consideration of the options for constructing the inverting link. However, if there is a problem of power supply to a sharply asymmetric three-phase load in the steady state, it may be necessary to consider multi-level solutions. As shown in [5; 10], the asymmetry of the windings of induction MHD machines with inverted phases, in typical cases, can be accompanied not only by a change in the nature of reactivity, but also by a mutation of the electromagnetic mode. Moreover, the different phases of the inverter can go into recovery mode, due to the electromagnetic transfer of power between the windings of the induction device [3; 6].

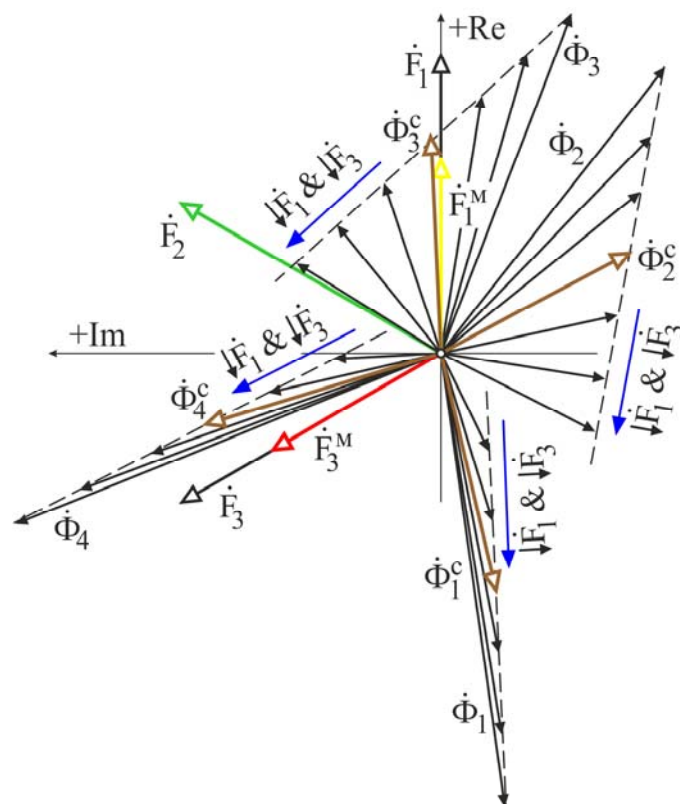


Fig. 6. Tuning vector diagram of magnetic fluxes

Рис. 6. Регулировочная диаграмма магнитных потоков

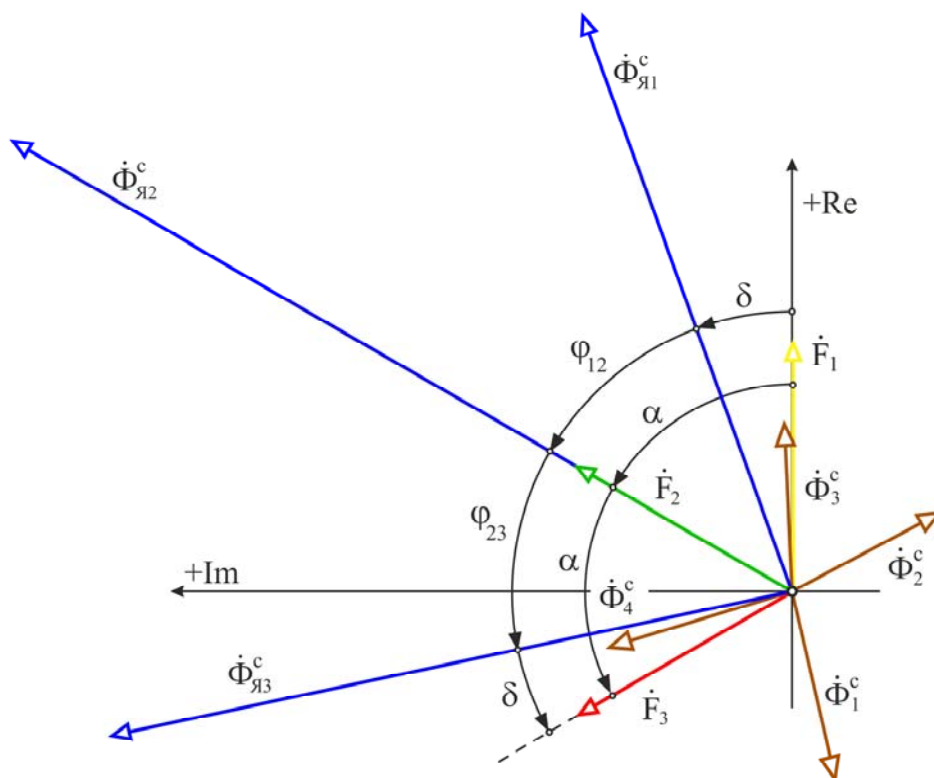


Fig. 7. Vector diagram of magnetic fluxes in yoke

Рис. 7. Векторная диаграмма потоков в ярме

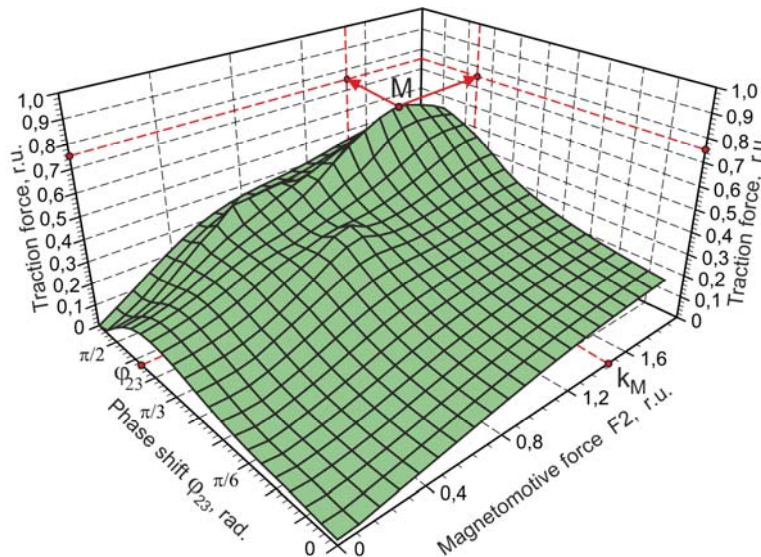


Fig. 8. Topology of the target function surface

Рис. 8. Топология поверхности целевой функции

According to the requirements of the technological mode of foundry and smelting equipment, the inverter must provide dynamic phase reversal, which complicates the task of constructing a stable multiphase power supply system for an induction MHD machine. An additional factor complicating the construction of the power supply system for shortened metallurgical induction machines is the preference for connecting a MHD inductor in a triangle. To balance the mode of standard half-bridge modules of different phases in the power link, it is possible to use an additional modular half-bridge, which in the specified order is connected to the load as a means of balancing [10; 22]. Such a connection can be considered as one of the options for the parallel connection of IGBT modules, valid for single-level three-phase inverters.

The described features of the current distribution in the windings and phases of the MHD machine create the conditions for considering a wider range of circuit and algorithmic solutions in the structure of the IGBT inverter [5; 8; 22]. It is possible to find a solution by duplicating the half-bridge of each phase with an additional power rack with their parallel coordinated inclusion. In addition, it is necessary to take into account the need for extreme dumping of large reactive capacities during an emergency shutdown of the MHD inductor. This is very significant, since a standard power utilization unit is provided in the structure of a standard frequency converter. For the changed operating conditions, the modes of its operation under sharply asymmetric load should be firmly entered into the inverter state control algorithm, since this determines the reliability of the entire complex of MHD-mixing of the melt. The above, formalized in the transition from general considerations to the formation of a set of requirements, in the form of technical specifications for the development of a PWM inverter.

Conclusion. Induction MHD machines of a longitudinal magnetic field, designed to mix the melts,

have different tooth intensity in the melt. Therefore, to correct the running magnetic field mode, the linear current load of the inductor and the phase mode of the inverter are used. Of practical importance is the method of adjusting the flow distribution by coordinating the calculated number of turns in the induction windings, with the distribution of currents over the phases of the frequency converter. The required value of the magnetomotive forces of the windings of each phase is specified by adjusting characteristics at the stage of modeling and optimization of the MHD machine. In addition, to adjust the characteristics of the induction MHD machine, program-algorithmic control of the amplitude-phase operating parameters of the inverter is used, which makes it possible to equalize the distribution of tooth magnetic fluxes and the traction value in the melt. With any distribution of magnetic fluxes along the teeth, the intensity of the magnetic field in the magnetic circuit exceeds the intensity of the tooth components. This can be considered a drawback of the considered construction of MHD machines with a longitudinal magnetic field, since an increased value of the magnetic induction in the yoke can lead to premature saturation of the core, distortion of the currents in the windings and a decrease in the efficiency of the inverter of the power source. Taking into account the low-polar nature of the induction machine, it can be noted that at a distance of the working gap, the magnetic field intensity is leveled out and is sufficient to effectively influence the melt. The considered example of optimization of the electromagnetic characteristics of the MI additionally improves the operational properties of induction MHD machines of a longitudinal magnetic field.

References

1. Tyapin A. A. The structure of electromagnetic stirrers. *Znanstvena Misel Journal*. 2018, No. 20-1, P. 50–57.

2. Tyapin A., Kinev E. Electromagnetic mode of the MHD machine when connected by a star with winding switching. *Osterreichisches Multiscience Journal*. 2019, Vol. 1, No. 16, P. 35–43.
3. Tyapin A. A. Three-phase induction machine of a three-zone design for MHD stirrer. *The scientific heritage*. 2019, Vol. 1, No. 34, P. 57–65.
4. Chaplygin E. E. [Asymmetrical modes of a three-phase converter with power factor correction]. *Elektrichestvo*. 2005, No. 9, P. 55–62 (In Russ.).
5. Kinev E. S., Tyapin A. A. [Circuitry connecting IGBT-inverter to a multi-phase induction machine]. *Cb. nauch. tr. II Mezhdunarod. nauch.-praktich. konf. "SAPR i modelirovanie v sovremennoy elektronike"* [Collection of scientific papers of the II International Scientific and Practical Conference "CAD and modeling in modern electronics"]. Bryansk, BSTU, 2018. Part 1, P. 208–215. Doi: 10.30987/conferencearticle_5c19e61d557532.76134464.
6. Vol'dek A. I. [The distortion of the symmetry of the voltages and currents in induction machines with an open magnetic circuit]. *Izvestiya vuzov. Elektromekhanika*. 1960, No. 5, P. 78 (In Russ.).
7. Belitsky A. A., Shklyarsky Ya. E. [Estimation of additional power losses in electrical networks with non-linear and asymmetric load]. *Izvestiya TulGTU. Tekhnicheskie nauki*. 2018, Iss. 7, P. 86–93 (In Russ.).
8. Mytsyk G. S., Hlaing Min U. [Three-phase voltage inverters, insensitive to load unbalance]. *Vestnik MEI*. 2016, No. 4, P. 62–68 (In Russ.).
9. Kinev E. S., Tyapin A. A., Yefimov S. N. [Assessment of the asymmetry of the induction machine with the parameters of symmetrical components]. *Vestnik Voronezhskogo gos. tekhn. un-ta*. 2018, Vol. 14, No. 6, P. 68–79 (In Russ.).
10. Chaplygin E. E., Vilkov A. E., Hukhtikov S. V. [Pulse-width modulation with a passive phase in tension inverters with the additional halfbridge]. *Elektrichestvo*. 2012, No. 8, P. 53–61 (In Russ.).
11. Bartenev O. V. *Sovremennyy Fortran* [Modern Fortran]. Moscow, Dialog-Mepi Publ., 2000, 449 p.
12. Morozov E. A., Muzemnek A. Yu., Shadsky A. S. *ANSYS v rukakh inzhenera* [ANSYS in the engineer's hands]. Moscow, Lenand Publ., 2018, 456 p.
13. Raj C. T., Srivastava S. P., Agarwal P. Energy Efficient Control of Three-Phase Induction Motor – A Review. *International Journal of Computer and Electrical Engineering*. 2009, Vol. 1, No. 1, P. 61–70.
14. Sarapulov F. N., Sarapulov S. F., Shymchak P. *Matematicheskie modeli lineynykh induktsionnykh mashin na osnove skhem zameshcheniya* [Mathematical models of linear induction machines on the basis of equivalent circuits]. Yekaterinburg, GOU VPO UGTU-UI Publ., 2005, 431 p.
15. Golovenko E. A., Goremykin V. A., Kinev, E. S., Gudkov I. S., Bezhitskiy S. S. [Criteria for selection of design solutions for optimal short-pole linear induction machines]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 1 (47), P. 142–146 (In Russ.).
16. Palko S. Structural Optimisation of an Induction Motor using a Genetic Algorithm and a Finite Element Method. *Acta Polytechnica Scandinavica. Electrical Engineering Series*. 1996, No. 84, P. 99.
17. Hassanpour I. A., Ebrahimi B. M., Lesani H. Design Optimization of a Low-Speed Single-Sided Linear Induction Motor for Improved Efficiency and Power Factor. *IEEE Transactions on Magnetics*. 2008, Vol. 44, No. 2, P. 266–272.
18. Tyapin A. A. Optimization of the magnetic circuit of a three-phase induction device. *Danish Scientific Journal*. 2019, Vol. 1, No. 21, P. 60–68.
19. Cunkas M., Akkaya R. Design optimization of induction motor by genetic algorithm and comparison with existing motor. *Mathematical and Computational Applications*. 2006, Vol. 11, No. 3, P. 193–203.
20. Pant M., Thangaraj R., Singh V. P. Efficiency optimization of electric motors: a comparative study of stochastic algorithms. *World Journal of Modelling and Simulation*. 2008, Vol. 4, No. 2, P. 140–148.
21. Bezhitskiy S. S., Golovenko E. A., Goremykin V. A., Pervukhin M. V. [On the solution of the problem of optimal selection of the power parameters of a linear induction machine by a genetic algorithm with local search]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 23–27 (In Russ.).
22. Berbenec A. [Control of parallel connection of IGBT modules. CT-Concept Plug & Play Drivers]. *Silovaya elektronika*. 2012, No. 4, P. 40–44 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Tyapin A. A. The structure of electromagnetic stirrers // *Znanstvena Misel Journal*. 2018. No. 20-1. P. 50–57.
2. Tyapin A., Kinev E. Electromagnetic mode of the MHD machine when connected by a star with winding switching // *Osterreichisches Multiscience Journal*. 2019. Vol. 1, No. 16. P. 35–43.
3. Tyapin A. A. Three-phase induction machine of a three-zone design for MHD stirrer // *The scientific heritage*. 2019. Vol. 1, No. 34. P. 57–65.
4. Чаплыгин Е. Е. Несимметричные режимы трехфазного преобразователя с коррекцией коэффициента мощности // *Электричество*. 2005. № 9. С. 55–62.
5. Кинев Е. С., Тяпин А. А. Схемотехника подключения IGBT-инвертора к многофазной индукционной машине // *САПР и моделирование в современной электронике : сб. науч. тр. II Международ. науч.-практич. конф. Брянск : БГТУ, 2018. Ч. 1. С. 208–215. Doi: 10.30987/conferencearticle_5c19e61d557532.76134464.*
6. Вольдек А. И. Искажение симметрии напряжений и токов в индукционных машинах с разомкнутым магнитопроводом // *Известия вузов. Электромеханика*. 1960. № 5. С. 78.
7. Белицкий А. А., Шклярский Я. Э. Оценка добавочных потерь мощности в электрических сетях с нелинейной и несимметричной нагрузкой // *Известия ТулГУ. Технические науки*. 2018. Вып. 7. С. 86–93.
8. Мыцык Г. С., Хлаинг Мин У. Трехфазные инверторы напряжения, нечувствительные к несимметрии нагрузки // *Вестник МЭИ*. 2016. № 4. С. 62–68.
9. Кинев, Е. С., Тяпин А. А., Ефимов С. Н. Оценка несимметрии индукционной машины с применением

метода симметричных составляющих // Вестник Воронежского гос техн. ун-та. 2018. Т. 14, № 6. С. 68–79.

10. Чаплыгин Е. Е., Вилков А. Е., Хухтиков С. В. Широтно-импульсная модуляция с пассивной фазой в инверторах напряжения с дополнительным полумостом // Электричество. 2012. № 8. С. 53–61.

11. Бартеньев О. В. Современный Фортран. М. : ДИАЛОГ-МИФИ, 2000. 449 с.

12. Морозов Е. А., Муйземнек А. Ю., Шадский А. С. ANSYS в руках инженера. М. : Ленанд, 2018. 456 с.

13. Raj C. T., Srivastava S. P., Agarwal P. Energy Efficient Control of Three-Phase Induction Motor – A Review // International Journal of Computer and Electrical Engineering. 2009. Vol. 1, No. 1. P. 61–70.

14. Сарапулов Ф. Н., Сарапулов С. Ф., Шымчак П. Математические модели линейных индукционных машин на основе схем замещения. Екатеринбург : ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2005. 431 с.

15. Критерии выбора конструктивных решений оптимальных малополюсных линейных индукционных машин / Е. А. Головенко, В. А. Горемыкин, Е. С. Кинев и др. // Вестник СибГАУ. 2013. № 1 (47). С. 142–146.

16. Palko S. Structural Optimisation of an Induction Motor using a Genetic Algorithm and a Finite Element Method // Acta Polytechnica Scandinavica. Electrical Engineering Series. 1996, No. 84. P. 99 p.

17. Hassanpour I. A., Ebrahimi B. M., Lesani H. Design Optimization of a Low-Speed Single-Sided Linear Induction Motor for Improved Efficiency and Power Factor // IEEE Transactions on Magnetics. 2008. Vol. 44, No. 2. P. 266–272.

18. Tyapin A. A. Optimization of the magnetic circuit of a three-phase induction device // Danish Scientific Journal. 2019. Vol. 1, No. 21. P. 60–68.

19. Cunkas M., Akkaya R. Design optimization of induction motor by genetic algorithm and comparison with existing motor // Mathematical and Computational Applications. 2006. Vol. 11, No. 3. P. 193–203.

20. Pant M., Thangaraj R., Singh V. P. Efficiency optimization of electric motors: a comparative study of stochastic algorithms // World Journal of Modelling and Simulation. 2008. Vol. 4, No. 2. P. 140–148.

21. О решении задачи оптимального выбора параметров питания линейной индукционной машины генетическим алгоритмом с локальным поиском // С. С. Бежитский, Е. А. Головенко, В. А. Горемыкин и др. // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 23–27.

22. Бербенец А. Управление параллельным соединением IGBT-модулей. Драйверы Plug&Play СТ-Concept // Силовая электроника. 2012. № 4. С. 40–44.

© Tyapin A. A., Kinev E. S., Bezhitsky S. S., 2019

Tyapin Alexey Andreevich – Project Manager, Thermal Electric Systems LLC. E-mail: Mishinskaya_AS@tamerlan-krk.ru

Kinev Evgeny Sergeevich – Cand. Sc., Director; Thermal Electric Systems LLC. E-mail: Kinev_ES@ontecom.com.

Bezhitskiy Sergey Sergeevich – Cand. Sc., docent of system analysis and operation research department; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: bezhitsk@mail.ru.

Тяпин Алексей Андреевич – руководитель проектов; ООО «Тепловые электрические системы». E-mail: Mishinskaya_AS@tamerlan-krk.ru.

Кинев Евгений Сергеевич – кандидат технических наук, директор; ООО «Тепловые электрические системы». E-mail: Kinev_ES@ontecom.com.

Бежитский Сергей Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры системного анализа и исследования операций; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: bezhitsk@mail.ru.