ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Том 17, № 4

Красноярск 2016

ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета
имени академика М. Ф. Решетнева (Вестник СибГАУ)

Том 17, № 4

Главный редактор
Ковалев Игорь Владимирович,
доктор технических наук, профессор

Заместители главного редактора
Логинов Юрий Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор
Сенашов Сергей Иванович, доктор физико-математических наук, профессор
Мурыгин Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор

Ответственный секретарь
Зеленков Павел Викторович, кандидат технических наук

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Антамошкин А. Н. , доктор технических наук, профессор
Аплеснин С. С., доктор физико-математических наук, профессор
Головенкин Е. Н., доктор технических наук, профессор
Ерыгин Ю. В., доктор экономических наук, профессор
Лаптенок В. Д., доктор технических наук, профессор
Медведев А. В., доктор технических наук, профессор
Михеев А. Е., доктор технических наук, профессор
Москвичев В. В., доктор технических наук, профессор
Сафонов К. В., доктор физико-математических наук, доцент
Смирнов Н. А., доктор технических наук, профессор
Сомов В. Г., доктор технических наук, доцент

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 (Красноярск)
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)
Младенов Г., член-корреспондент Болгарской академии наук, доктор физических наук, профессор (София, Болгария)
Павера Р., доцент (Братислава, Словакия)
Семенкин Е. С., доктор технических наук, профессор (Красноярск)
Тестоедов Н. А., член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор (Железногорск)
Ужуле К., доктор (Рига, Латвия)
Фошнер М., доктор, доцент (Марибор, Словения)
Чжанг Ш., доктор (Тяньцзинь, Китай)
Шабанов В. Ф., академик РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск)
Шайдуров В. В., член-корреспондент РАН, доктор физико-математических наук, профессор (Красноярск)
Швиденко А., доктор инженерных наук, профессор (Лаксембург, Австрия)
Эйя Х., доктор инженерных наук, профессор (Тронхейм, Норвегия)

© Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, 2016

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. VESTNIK

Vestnik SibSAU. Aerospace technologies and control systems

Vol. 17, No 4

Chief Editor:
Kovalev I. V.
Dr.Sc., Professor

Deputy Chief Editors
Loginov Y. Y., Dr.Sc., Professor
Senashov S. I., Dr.Sc., Professor
Murygin A. V., Dr.Sc., Professor

Executive Secretary
Zelenkov P. V., Cand.Sc.

EDITORIAL BOARD

Antamoshkin A. N. , Dr.Sc., Professor
Aplesnin S. S., Dr.Sc., Professor
Golovenkin E. N., Dr.Sc., Professor
Erygin Y. V., Dr.Sc., Professor
Laptenok V. D., Dr.Sc., Professor
Medvedev A. V., Dr.Sc., Professor
Mikheev A. E., Dr.Sc., Professor
Moskvichev V. V., Dr.Sc., Professor
Safonov K. V., Dr.Sc., Docent
Smirnov N. A., Dr.Sc., Professor
Somov V. G., Dr.Sc., Docent

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 (Krasnoyarsk)
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)
Mladenov G., Corresponding Member of Bulgarian Academy of Sciences, Dr.Sc., Professor (Sofia, Bulgaria)
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)
Užule K., Ph.D. (Riga, Latvia)
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)
Shaidurov V. V., 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)

© Reshetnev Siberian State Aerospace University, 2016

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

Журнал «Вестник СибГАУ» является научным, производственно-практическим рецензируемым изданием. Свидетельство о регистрации средства массовой информации ПИ–ФС77-22189 от 27.10.2005 г. ISSN 1816-9724.
Подписной индекс в каталоге «Пресса России» – 39263.

Входит в перечень журналов ВАК.

Зарегистрирован в Российском индексе научного цитирования (РИНЦ).

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

Выпускается с 2000 года. До 2002 года носил название «Вестник Сибирской аэрокосмической академии имени академика М. Ф. Решетнева» («Вестник САА»).

Журнал публикует результаты научных исследований в области естественных, технических и прикладных наук по вопросам:

– проектирования, производства и эксплуатации авиационной и ракетно-космической техники;
– космического машиностроения;
– управления, вычислительной техники, информатики аэрокосмической отрасли;
– отраслевой экономики.

Каждый выпуск включает четыре раздела:

1 раздел. Математика, механика, информатика.
2 раздел. Авиационная и ракетно-космическая техника.
3 раздел. Технологические процессы и материалы.
4 раздел. Экономика.

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. Специальный выпуск – 1 раз 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 «Вестник СибГАУ» ссылка обязательна.

Учредитель и издатель
ФГБОУ ВО «Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева» (СибГАУ)

АДРЕС РЕДАКЦИИ, УЧРЕДИТЕЛЯ И ИЗДАТЕЛЯ:
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева,
Российская Федерация, 660037, Красноярск,
проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31, П-416. Тел./ факс (391)291-90-19
E-mail: vestnik@sibsau.ru

INFORMATION FOR AUTHORS AND SUBSCRIBERS

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik 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 Siberian State Aerospace University (SibSAU)

The journal holds a Certificate of Registration as a Mass Media Resource. Certificate (Cyrillic): PI No. FC 77-22189, dated 27 October 2005.
The Journal is included in the following subscription catalogue 39263 – Pressa Rossii.
The journal is registered in the Russian Science Citation Index (RSCI).
The journal is indexed in the database of Ulrich's Periodicals Directory.

The journal was first published in 2000. Prior to 2002 it had the title *Vestnik Sibirskoi aerokosmicheskoi akademii imeni academika M. F. Reshetneva* (*Vestnik SAA*).

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik is a scientific journal which reviews and publishes results of research in the field of natural and applied sciences and engineering. The main topics of the journal are:

– design, production, and operation of aircraft and spacecraft;
– aerospace engineering;
– management, computer technology, applied informatics in the aerospace industry;
– applied economics.

Each issue consists of four parts:

Part 1. Mathematics, Mechanics, Computer Science.
Part 2. Aviation and Spacecraft Engineering.
Part 3. Technological Processes and Material Science.
Part 4. Economics Aerospace Industry.

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

There are four issues every year with an additional special issue, which is published once a year.

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

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik should be cited when reprinting or citing materials from the journal.

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

Редактор: О. А. Плехова
Редактор английского текста С. Г. Эфа
Оригинал-макет и верстка О. В. Булатниковой
Подписано в печать 22.12.2016. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 34,2.
Уч.-изд. л. 41,0. Тираж 1000 экз. Заказ 87/251. С 214/16.
Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та. 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.
Отпечатано в типографии ИП Михайловой И. Г.
660125, г. Красноярск, ул. Водопьянова, 6в-69.
Дата выхода в свет: 10.01.2017. Свободная цена

Editor O. A. Plekhova
Editor (English Language) S. G. Efa
Layout original O. V. Bulatnikova
Signed (for printing): 22.12.2016. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 34,2. Published sheets 41,0.
1000 copies. Order 87/251. C 214/16.
Printing and Publication Department
Reshetnev Siberian State Aerospace University.
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037.
Printed in the printing house of I. G. Mikhailova
6в-69, Vodopyanova Str., Krasnoyarsk, 660125.
Date of publication: 10.01.2017. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 1. МАТЕМАТИКА, МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

Иванов А. И., Перфилов К. А., Малыгина Е. А. Оценка качества малых выборок биометрических данных с использованием дифференциального варианта статистического критерия среднего геометрического 864
Иванов И. А., Сопов Е. А. Гибридный алгоритм обучения конволюционной нейронной сети 871
Лосева Е. Д., Сергиенко Р. Б. О методах отбора информативных признаков с привлечением самоорганизующихся нейросетевых классификаторов и их ансамблей 878
Орлов В. И., Казаковцев Л. А., Масич И. С. Применение критерия силуэта в алгоритме автоматической группировки электрорадиоизделий космического применения 883
Раскина А. В. Определение структуры линейного динамического объекта в задачах непараметрической идентификации 891
Сопов Е. А. Бинарный генетический алгоритм с декомпозицией на основе оценки распределения для задач глобальной оптимизации высокой размерности 899
Чеблакова Е. А., Ченцов С. В. Формирование автоматизированной среды генерации эксклюзивных деталей сложных конструкций 907

РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Апасов В. И. Исследование унифицированного силового модуля на основе комбинированного преобразователя напряжения 916
Бердникова Н. А., Белов О. А., Бабкин А. В., Белов Д. А. Тепломеханическое поведение формообразующей оснастки из композиционных материалов для рефлектора антенны космического аппарата 923
Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Чеботарев В. Е. Тепловой аккумулятор для системы терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры кратковременного действия 930
Владимиров В. М., Границкий Л. В., Лапухин Е. Г. Зеркально-линзовый расширитель лазерного пучка 936
Воробьев А. Г., Воробьева С. С. Метод расчета теплового состояния камеры при установившемся импульсном режиме работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги 945
Гончаров А. Е., Карелин Н. М., Медников Д. М., Насыров И. Р. Проблемы использования ГИС И ДЗЗ из космоса для выявления памятников полярного судоходства 956
Захаров С. А. Оценка надёжности солнечных батарей космических аппаратов при наземной экспериментальной отработке 964
Курносов А. С., Фатеев Ю. Л. Исследование одночастотного метода определения вертикальной задержки сигнала в ионосфере 975
Надараиа Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Виноградов К. Н., Михалев Д. Н. Повышение энергетической эффективности системы электропитания перспективных космических аппаратов 983
Новиков Ю. А., Ермолаев В. И. Оптимизация структуры и параметров энергодвигательных систем большой энерговооруженности 989
Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В., Грузенко Е. А. Программная поддержка испытаний приема-передачи команд и анализа телеметрии в командно-измерительной системе 997
Поляков М. В. Определение зоны допустимых перемещений ротора электродвигателя-маховика с активным магнитным подвесом 1005
Тихомиров Р. Е., Максимов И. А., Трофимчук Д. А., Иванов В. В., Маслов Е. П. Исследование характеристик электрических полей от электростатических разрядов 1015
Тюрин С. Ф. Моделирование отказоустойчивого элемента для аэрокосмических вычислительных комплексов 1020
Хахленкова А. А. Сетчатая цилиндрическая оболочка с круглым поперечным сечением и переменной жесткостью 1028
Шемелев Е. Д., Трушин М. А., Юрковец Н. В., Акзигитов Р. А., Титов Н. А. Пути совершенствования защиты системы электропитания переменным током летательных аппаратов гражданской авиации на примере самолета ИЛ-96 1037

РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Баранов М. Е., Герасимова Л. А., Герасимова В. Е., Хижняк С. В. Анализ экологической обстановки на объектах хранения ракетного топлива 1044

Крушенко Г. Г., Кукушкин И. В. Некоторые средства и способы соединения сопрягаемых деталей в изделиях аэрокосмической техники 1053

Кукушкин Е. В., Ереско С. П., Ереско Т. Т., Меновщиков В. А., Хоменко И. И. Планирование эксперимента по исследованию карданных передач на игольчатых подшипниках 1062

Трушкина Т. В., Михеев А. Е., Сиденко Н. А., Раводина Д. В., Гирн А. В. Влияние технологических режимов микродугового оксидирования на пористость и коррозионную стойкость сплава системы Al–Mg–Sc 1072

Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Ереско Т. Т. Использование линейного электродинамического привода для исследования ударного взаимодействия материалов 1077

Харьков А. М., Ситников М. Н. Транспортные свойства в твердых растворах $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb) 1088

Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Докучаев В. Н., Ремизов И. А. Особенности нагрева воды и водных растворов переменным электрическим током 1097

РАЗДЕЛ 4. ЭКОНОМИКА

Антонова И. С. Моделирование инфраструктуры диверсификации экономики моногорода 1104

Ерыгина Л. В., Орлова К. В. Субъекты инновационной деятельности 1113

Золотарева Г. И., Бахмарева Н. В., Астапенко Е. В. Методика учета и контроля процесса обновления основных средств предприятий космической отрасли 1119

Левшина В. В., Савчик Е. Н., Манакова И. А. Организационно-управленческие инновации как инструмент обеспечения качества на предприятиях высокотехнологичных отраслей 1124

Чувашова М. Н., Аврамчикова Н. Т., Белякова Е. В., Смородинова Н. И. Анализ структуры профилей технологических укладов в промышленном комплексе Красноярского края 1129

Сведения об авторах 1141

CONTENTS

PART 1. MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

Ivanov A. I., Perfilov K. A., Malygina E. A. Evaluation of the quality of small samples of biometric data using a differential variant statistical test of the geometric mean 864
Ivanov I. A., Sopov E. A. Hybrid algorithm for convolutional neural network learning 871
Loseva E. D., Sergienko R. B. About the methods for selection informative features using self-adjusting neural network classifiers and their ensembles 878
Orlov V. I., Kazakovtsev L. A., Masich I. S. Silhouette criterion for automatic grouping algorithm of spaceship electronic components 883
Raskina A. V. Determination of the structure of linear dynamic objects in nonparametric identification problems 891
Sopov E. A. Binary genetic algorithm using EDA-based problem decomposition for large-scale global optimization 899
Cheblakova E. A., Chentsov S. V. Formation of the automatic environment of generation of exclusive details of difficult forms 907

PART 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Apasov V. I. Study of unified power unit based on combined voltage converter 916
Berdnikova N. A., Belov O. A., Babkin A. V., Belov D. A. Thermo-mechanical behavior of form-building equipment from composite material for reflector of spacecraft antenna 923
Vasil'ev E. N., Derevyanko V. A., Chebotarev V. E. Thermal storage to the temperature control system of powerful blocks of electronic equipment with a short action time 930
Vladimirov V. M., Granitskiy L. V., Lapukhin E. G. Catadioptric expander for laser beam 936
Vorobyev A. G., Vorobyeva S. S. The method of calculation of thermal state of chamber for steady state impulse operation of liquid rocket engine of small thrust 945
Goncharov A. E., Karelin N. M., Mednikov D. M., Nasyrov I. R. GIS and satellite remote sensing for archeology: exploring polar history 956
Zakharov S. A. Assessment of spacecraft solar array reliability during ground experimental development test 964
Kurnosov A. S., Fateev Y. L. Single-frequency method of investigation for determination of vertical ionospheric signal delay 975
Nadaraia C. G., Shestakov I. Ja., Fadeev A. A., Vinogradov K. N., Mikhalev D. V. Improving energy efficiency of power system supply of the perspective space vehicles 983
Novikov Y. A., Ermolaev V. I. Structure optimization and parameters of large energy propulsion systems 989
Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Vogorovskiy R. V., Gruzenko E. A. Software support for testing command reception and transmission and telemetry analysis in the command-and-measuring system 997
Polyakov M. V. Determination of safety rotor displacement zone for active magnetic bearing reaction wheel 1005
Tikhomirov R. E., Maximov I. A., Trofimchuk D. A., Ivanov V. V., Maslov E. P. Investigation of characteristics of electric field arising from electrostatic discharge 1015
Tyurin S. F. Modeling of a fault tolerant element for aerospace computer complexes 1020
Khakhlenkova A. A. Lattice cylindrical shell with a round transverse profile and variable stiffness 1028
Shemelev E. D., Trushin M. A., Yurkovets N. V., Akzhigitov R. A., Titov N. A. Ways of improving the protection of alternating current feed system of aircraft of civil aviation on the example of Ilyushin-96 1037

PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Baranov M. E., Gerasimova L. A., Gerasimova V. E., Khizhnyak S. V. Analysis of the environmental situation on storage site of rocket fuel 1044
Krushenko G. G., Kukushkin I. V. Some tools and ways of connecting the mating parts of aerospace products 1053
Kukushkin E. V., Eresko S. P., Eresko T. T., Menovshikov V. A., Khomenko I. I. Planning of experiments to investigate the driveline on needle bearings 1062

Trushkina T. V., Miheev A. E., Sidenko N. A., Ravodina D. V., Girn A. V. Influence of technological processes MDO on porous and corrosion resistance of the alloy systems Al–Mg–Sc 1072
Fadeev A. A., Shestakov I. Y., Eresko T. T. Use of the linear electrodynamic actuator for the research of shock interaction of materials 1077
Kharkov A. M., Sitnikov M. N. Transport properties in solid solutions $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb) 1088
Shestakov I. Y., Fadeev A. A., Dokuchaev V. N., Remizov I. A. Features of water and water solutions heating under the influence of variable electromagnetic field 1097

PART 4. ECONOMICS AEROSPACE INDUSTRY

Antonova I. S. Modeling of infrastructure for company town economy diversification 1104
Erygina L. V., Orlova K. V. Subjects of innovative activity 1113
Zolotareva G. I., Bahmareva N. V., Astapenko E. V. Methods of accounting for and monitoring of the fixed assets renewal process of enterprises of space industry 1119
Levshina V. V., Savchik E. N., Manakova I. A. Organizational and managerial innovations as an instrument of quality assurance at the enterprises of high-tech industries 1124
Chuvashova M. N., Avramchikova N. T., Belyakova E. V., Smorodinova N. I. Analysis of the structure of profiles of technological ways in an industrial complex in Krasnoyarsk region 1129

Information about the authors 1145

Раздел
Part
1

МАТЕМАТИКА, МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

УДК 519.24; 519.7; 57.017

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 864–870

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА МАЛЫХ ВЫБОРОК БИОМЕТРИЧЕСКИХ ДАННЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ВАРИАНТА СТАТИСТИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ СРЕДНЕГО ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО

А. И. Иванов*, К. А. Перфилов, Е. А. Малыгина

Пензенский государственный университет
Российская Федерация, 440026, г. Пенза, ул. Красная, 40
*E-mail: ivan@pniei.penza.ru

Одним из наиболее популярных при статистическом анализе данных является критерий Пирсона. Критерию хи-квадрат Пирсона полностью посвящена первая часть рекомендации Госстандарта, тогда как все остальные критерии описаны во второй части рекомендаций. Целью является оценка мощностей двух вариантов статистических критериев среднего геометрического от эмпирической и теоретической функций вероятности. Исследуется мощность критерия Крамера – фон Мизеса, созданного в 1928 г., и критерия среднего геометрического, предложенного в 2014 г. Сравнение осуществляется для малых тестовых выборок, характерных для биометрических данных. Предложено воспользоваться средствами имитационного моделирования и численно получить оценку мощности сравниваемых критериев в точке равновероятных ошибок первого и второго рода. Применена логарифмическая шкала сравнительной оценки мощностей, в которой зависимости сравниваемых мощностей от числа опытов в обучающей выборке близки к линейным. Показано, что предложенный ранее статистический критерий среднего геометрического сравниваемых функций вероятности уступает по мощности своему дифференциальному аналогу. Наибольшей мощностью подавления шумов квантования обладает критерий, построенный как среднее геометрическое сравниваемых плотностей функций вероятности. Рассматриваемые критерии в их многомерном варианте исполнения способны работать на предельно малых выборках биометрических данных от 11 до 21 примера одного биометрического образа.

Ключевые слова: статистический критерий среднего геометрического сравниваемых функций вероятности, логарифмическая шкала мощности статистических критериев, обработка многомерных биометрических данных, подавление шумов квантования, порождаемых малым объемом тестовой выборки, критерий Крамера – фон Мизеса.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 864–870

EVALUATION OF THE QUALITY OF SMALL SAMPLES OF BIOMETRIC DATA USING A DIFFERENTIAL VARIANT STATISTICAL TEST OF THE GEOMETRIC MEAN

A. I. Ivanov*, K. A. Perfilov, E. A. Malygina

Penza State University
40, Krasnaya Str., Penza, 440026, Russian Federation
*E-mail: ivan@pniei.penza.ru

One of the most popular in the statistical analysis of the data is the Pearson criterion. Chi-square Pearson entirely devoted to the first part of the State Standard of the recommendation, while all other criteria are described in the second part of the recommendations. The purpose is to assess the capacity of the two variants of the statistical criteria of the geometric mean of the empirical and theoretical probability functions. We investigate the power of the Cramer criteria – Mizesa background, created in 1928, and the geometric mean criterion proposed in 2014. A comparison is carried out for small test samples, typical of the biometric data. It is proposed to use simulation tools and numerically to estimate power at comparable criteria equally errors of the first and second kind. Applying a logarithmic scale comparative assessment of capacities, which, depending on the number of power compared experiences in the training set are close to linear. It is shown that the statistical test of the geometric mean of the compared probability functions previously proposed inferior to power its analogue differential. The greatest power of suppressing quantization noise has a criterion, built as a geometric mean of comparable probability density function. The considered criteria in their multidimensional embodiment are capable of operating at extremely small samples of biometric data from 11 to 21, an example of a biometric image.

Keywords: statistical test compared geometric mean probability functions, logarithmic scale power of statistical tests, multidimensional processing of biometric data, the quantization noise generated by the suppression of a small volume of the test sample, the Cramer criteria – Mizesa background.

Введение. Информационное общество предполагает активное использование интернет-ресурсов. Государственные и частные структуры создают на своих сайтах личные кабинеты пользователей. К сожалению, существующая практика парольной защиты доступа к личным кабинетам обладает существенными уязвимостями. Пользователи не способны запоминать длинные случайные пароли. Владелец информационного ресурса не может быть уверен в том, что к личному электронному кабинету получил доступ именно его хозяин. Пароль может быть перехвачен программной закладкой, также не составляет проблемы подменить IP-адрес интернет-пользователя.

Для усиления защиты доступа к электронным кабинетам в настоящее время разрабатываются технологии биометрической аутентификации личности путем преобразования личных биометрических данных человека в его криптографический ключ или длинный случайный пароль доступа. Используются такие биометрические образы, как рисунок отпечатка пальца [1], рисунок радужной оболочки глаза [2], голосовой пароль [3], рукописный пароль [4], рисунок кровеносных сосудов глазного дна или ладони руки [5]. Естественно, что преобразователи «биометрия–код» не могут быть идеальными и имеют вероятности ошибок первого и второго рода. Возникает необходимость тестирования ошибок первого и второго рода на реальных биометрических данных. Кроме того, при настройке «нечетких экстракторов» [1–3] и при обучении нейросетевых преобразователей [4; 5] необходимо контролировать отсутствие в биометрических данных грубых ошибок. По сути дела, на небольшом числе примеров биометрического образа необходимо контролировать показатель близости распределения биометрических данных к многомерному нормальному закону [6]. Формально для этой цели может быть использован классический одномерный критерий хи-квадрат Пирсона, однако такой подход далек от оптимального. В рамках данной статьи мы попытаемся доказать, что контроль нормальных плотностей распределения биометрических данных выгоднее осуществлять статистическим критерием Крамера – фон Мизеса. Мощность критерия Крамера – фон Мизеса на малых выборках примеров биометрических данных оказывается существенно выше, чем мощность аналогичного критерия хи-квадрат.

Появление шумов квантования при статистической обработке малых выборок. Рассмотрим простейшую ситуацию, когда тестовая или обучающая выборка представлены 9 примерами образа «свой». Из-за того, что непрерывная функция вероятности $P(x)$ первого биометрического параметра – ν_1 малой выборки, мы вынуждены описывать ее ступенчатой монотонно возрастающей функцией $\tilde{P}(x)$, как это показано в левой части рис. 1.

Для того, чтобы построить ступенчатое монотонно возрастающее приближение $\tilde{P}(x)$, необходимо осуществить сортировку биометрических данных по их возрастанию:

$$x_i = sort(v_{1,i}) \quad \text{для} \quad i = 0, 1, 2, ..., n, \tag{1}$$

где n – размер тестовой выборки или число квантов приближения монотонной функции вероятности.

В этом случае монотонно возрастающая ступенчатая функция будет описываться следующим кусочно-постоянным приближением:

$$\tilde{P}(x_i) = \frac{i}{n}. \tag{2}$$

Ошибка приближения или шум квантования находятся как разность непрерывной функции вероятности и ее ступенчатого приближения:

$$\Delta P(x) = P(x) - \tilde{P}(x). \tag{3}$$

В нижней части рис. 1 отображены функции ошибки квантования или шумы квантования, возникающие из-за малых тестовых выборок.

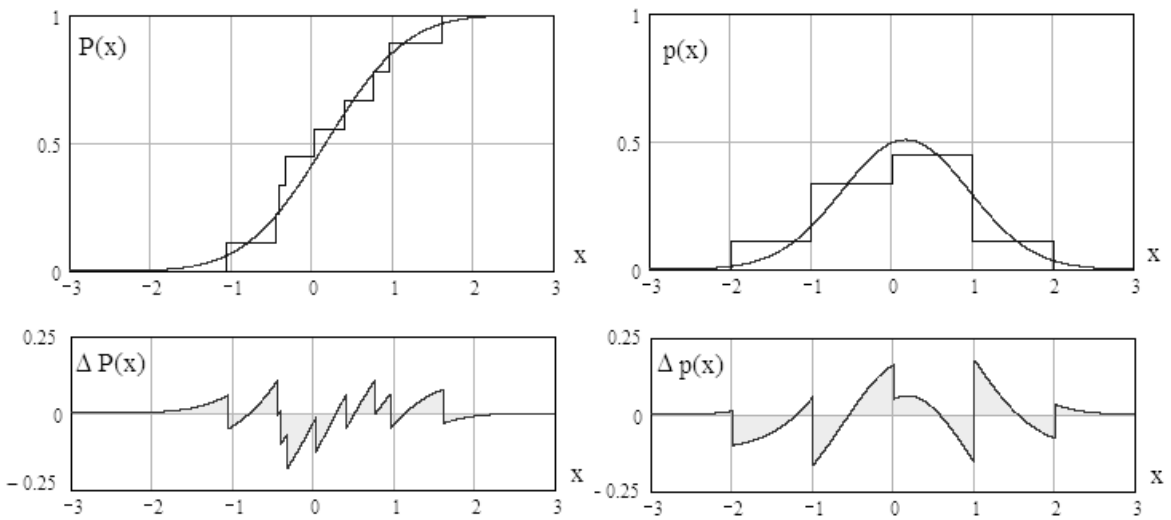


Рис. 1. Эффекты квантования непрерывной вероятности распределения значений и непрерывной плотности распределения значений путем их представления 9 примерами, порождающие шум ошибки квантования

В контексте вышеизложенного, статистический критерий Колмогорова–Смирнова [7] следует рассматривать как поиск максимального значения модуля ошибки приближения:

$$\sup_{-\infty\langle x\langle+\infty}\left|P(x)-\tilde{P}(x)\right|=\max\left|\Delta P(x_i)\right| \qquad (4)$$

или выбор наибольшего из локальных максимумов шума квантования.

С этих же позиций статистический критерий Крамера – фон Мизеса [7] является оценкой стандартного отклонения шума квантования непрерывной функции вероятности:

$$KfM=\int_{-\infty}^{\infty}\left\{P(x)-\tilde{P}(x)\right\}^2\cdot dx=\int_{-\infty}^{\infty}\left\{E(\Delta P(x))-\Delta P(x)\right\}^2\cdot dx=$$

$$=\int_{-\infty}^{\infty}\left\{\Delta P(x)\right\}^2\cdot dx=\sigma^2(\Delta P(x)), \qquad (5)$$

если выполняется условие нулевого математического ожидания шума квантования $E(\Delta P(x))=0$.

Следует подчеркнуть, что статистический критерий Колмогорова–Смирнова (4) всегда имеет меньшую мощность в сравнении с критерием Крамера – фон Мизеса (5). Критерий Колмогорова–Смирнова (4) точечный, а критерий Крамера – фон Мизеса (5) интегральный.

Очевидно, что с ростом размеров тестовой выборки n оба этих статистических критерия набирают мощность оценок, однако оценка по интегральному критерию всегда оказывается надежнее, чем оценка по точечному критерию. При интегрировании шумы квантования подавляются, при точечных оценках они усиливаются. В этом отношении все интегральные статистические критерии представляют значительный интерес как исходный генетический материал для создания более мощных статистических критериев высокой размерности.

На сегодняшний день известно достаточно много статистических критериев, часть из которых приведена в таблице.

Следует подчеркнуть, что на практике наиболее часто используется критерий хи-квадрат Пирсона, созданный им в 1900 г. [8]. Популярность этого статистического критерия обусловлена тем, что Пирсон построил аналитическое описание хи-квадрат плотностей распределения значений. Опираясь на это аналитическое описание, разработаны таблицы доверительных вероятностей для оценки уровня достоверности той или иной статистической гипотезы для критерия хи-квардат. На сегодняшний день критерий хи-квадрат следует рассматривать как эталон при исследовании мощности других критериев.

Примеры статистических критериев с указанием года их создания

№	Название критерия и год создания	Формула критерия
1	Критерий хи-квадрат или один из вариантов критерия Пирсона 1900 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{\left\{p(x)-\tilde{p}(x)\right\}^2}{p(x)}\cdot dx$
2	Критерий Крамера – фон Мизеса 1928 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\{P(x)-\tilde{P}(x)\right\}^2\cdot dx$
3	Критерий Колмогорова–Смирнова 1933 г.	$\sup_{-\infty\langle x\langle+\infty}\left\|P(x)-\tilde{P}(x)\right\|$
4	Критерий Смирнова – Крамера – фон Мизеса 1936 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\{P(x)-\tilde{P}(x)\right\}^2\cdot dP(x)$
5	Критерий Джини 1941 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\|P(x)-\tilde{P}(x)\right\|\cdot dx$
6	Критерий Андерсона–Дарлинга 1952 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{\left\{P(x)-\tilde{P}(x)\right\}^2}{P(x)\cdot\left\{1-P(x)\right\}}\cdot dP(x)$
7	Критерий Ватсона 1961 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\{\tilde{P}(x)-P(x)-\int_{-\infty}^{x}\left[\tilde{P}(x)-P(x)\right]\cdot dP(x)\right\}\cdot dP(x)$
8	Критерий Фроцини 1978 г.	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\|P(x)-\tilde{P}(x)\right\|\cdot dP(x)$
9	Дифференциальный вариант критерия Джини 2006 г. [6]	$\int_{-\infty}^{+\infty}\left\|p(x)-\tilde{p}(x)\right\|\cdot dx$
10	Критерий среднего геометрического 2014 г. [7]	$\int_{-\infty}^{+\infty}\sqrt{P(x)\cdot(1-\tilde{P}(x))}\cdot dx$

В частности, необходимо для всех широко применяемых на данный момент статистических критериев [9] дать оценку их мощность по отношению к мощности классического и наиболее часто используемого критерия хи-квадрат. В рамках данной статьи мы попытаемся дать относительные оценки мощности для вариантов относительно нового критерия среднего геометрического сравниваемых между собой теоретической и эмпирической функций вероятности.

Использование критерия хи-квадрат как фактического эталона мощности для других критериев. Следует отметить, что оценка мощности критерия хи-квадрат во многом остается субъективной. В частности, это связано с тем, что уровень доверительной вероятности принимаемых решений выбирает сам исследователь. Исключим эту неопределенность. Далее будем судить о качестве принимаемых решений по точке равновероятных ошибок первого и второго рода $P_1 = P_2 = P_{EE}$. Еще одной неопределенностью является то, какой закон распределения выбран как теоретический и какой закон выбран как экспериментальный. Будем рассматривать ситуацию, когда выбран нормальный закон распределения как теоретический, и экспериментальный закон распределения также является нормальным. Как альтернативу будем использовать в качестве экспериментального закона равномерный закон, проверяя его на гипотезу нормальности. Результаты численного эксперимента отражены на рис. 2.

На рис. 2 видно, что для выборок из 15 примеров равновероятная ошибка составляет P_{EE} = 0,272, если же объем тестовой выборки увеличить до 30 примеров, то равновероятная ошибка падает до величины P_{EE} = 0,194. С увеличением объема тестовой выборки в 2 раза происходит снижение примерно в $\sqrt{2}$ раз вероятности появления ошибок.

На практике удобно пользоваться логарифмической шкалой значений равновероятных ошибок. При логарифмическом представлении данных мощность критерия хи-квадрат хорошо описывается ломаными прямыми из-за того, что при росте числа примеров в обучающей выборке обычно увеличивают число столбцов в гистограмме. Для того, чтобы уйти от этого эффекта, будем использовать гистограмму, состоящую из 6 столбцов для выборки, изменяющейся в пределах от 9 до 144 примеров. Данные о мощности критерия хи-квадрат отображены в верхней части рис. 3 в виде утолщенной линии.

На рис. 3 видно, что при одинаковом числе столбцов гистограммы в логарифмическом масштабе происходит линейное уменьшение вероятности ошибок, т. е. эталонная мощность критерия хи-квадрт хорошо описывается следующим приближением:

$$P_{EE}(n) = 10^{-0,45-0,0086\cdot n}. \qquad (6)$$

Дифференциальный вариант критерия среднего геометрического от сравниваемых между собой функций плотности вероятности. Критерий среднего геометрического (строка 10 таблицы) был предложен в 2014 г. [10] и более подробно был исследован в 2015 г. [11; 12]. Хронологии создания статистических критериев приходится уделять серьезное внимание в силу того, что давно созданные статистические критерии, размещенные в верхней части таблицы, хорошо изучены. Рассматривать их как альтернативу критерию хи-квадрат не следует. Иначе обстоит дело со статистическими критериями, созданными недавно. Они практически не исследованы и вполне могут быть использованы как генетический материал при синтезе новых критериев существенно более мощных, чем критерий хи-квадрат Пирсона.

На рис. 3 видно, что мощность критерия среднего геометрического (sg) хуже мощности критерия хи-квадрат на выборках объемом до 30 опытов. При выборках более 30 опытов критерия ситуация обратная, мощность sg критерия выше мощности критерия хи-квадрат. Мощность критерия среднего геометрического описывается следующим приближением:

$$P_{EE}(n) = 10^{-0,22-0,0165\cdot n}. \qquad (7)$$

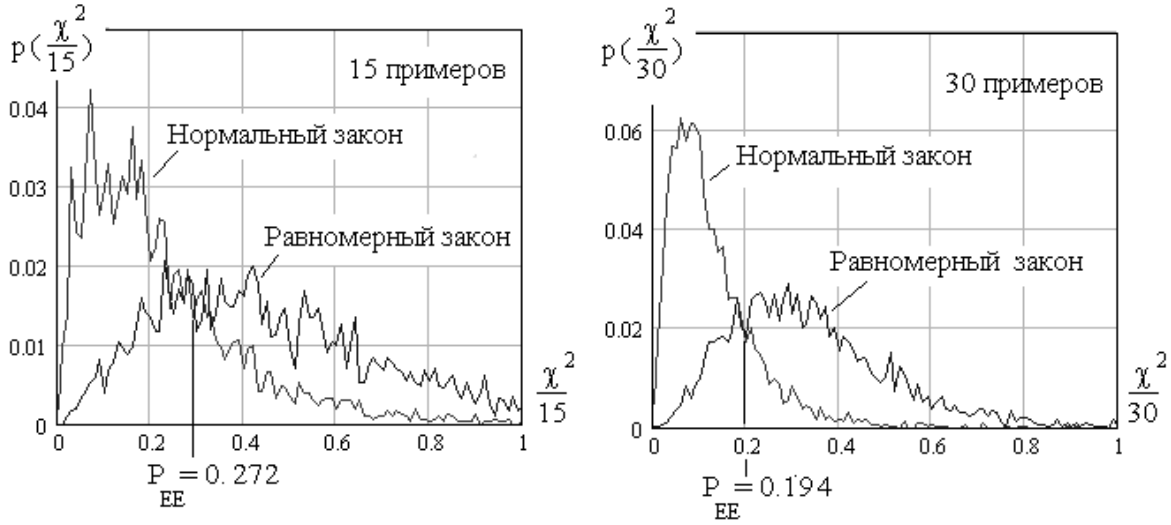


Рис. 2. Результаты численного эксперимента по оценки мощности критерия хи-квадрат для выборок, состоящих из 15 и 30 примеров при одинаковом числе столбцов гистограммы

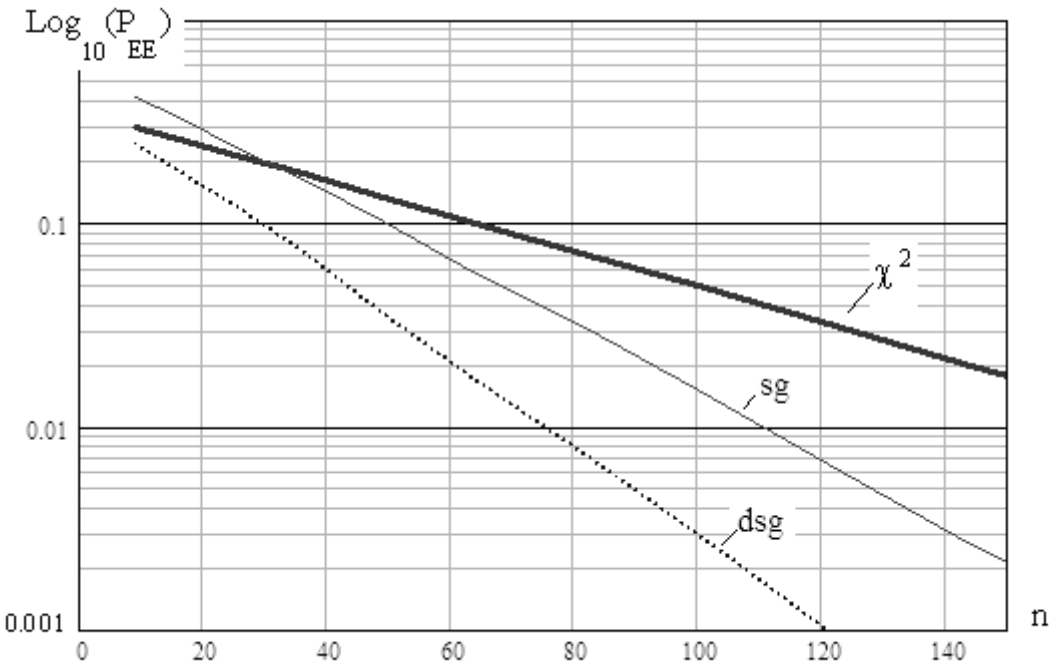


Рис. 3. Эталонная мощность критерия хи-квадрат (толстая линия) в логарифмической шкале равновероятных ошибок: sg – критерий среднего геометрического; dsg –дифференциальный вариант критерия среднего геометрического

Следует подчеркнуть, что критерий среднего геометрического можно усилить, если перейти к его дифференциальному аналогу:

$$\mathrm{dsg} = \frac{1}{k}\sum_{i=1}^{k}\sqrt{p_i(x)\cdot\tilde{p}_i(x)}, \qquad (8)$$

где $p_i(x)$ – теоретическая вероятность попадания в i-й столбец гистограммы; $\tilde{p}_i(x)$ – экспериментально полученная вероятность попадания в i-й столбец гистограммы.

Дифференциальный вариант критерия среднего геометрического описывается более круто падающей линией в логарифмическом масштабе для гистограмм с 6 столбцами:

$$P_{EE}(n) = 10^{-0,35-0,022\cdot n}. \qquad (9)$$

Многомерные обобщения критериев среднего геометрического. Казалось бы, что критерии среднего геометрического бесполезны для биометрии, так как работают хуже критерия хи-квадрат на выборках объемом менее 30 опытов. На самом деле это не так. Дело в том, что все биометрические данные многомерны. Так, в среде моделирования «БиоНейроАвтограф» [13] осуществляется учет 416 биометрических параметров. Каждый биометрический параметр – это один из коэффициентов двухмерного преобразования Фурье от пары функций $X(t)$, $Y(t)$. Формально мы можем рассматривать вектор из 416 биометрических параметров вместо одного биометрического параметра ν_1.

Каждый из биометрических параметров будет иметь свои статистические моменты, для построения многомерного критерия среднего геометрического необходимо осуществить центрирование и нормирование всех биометрических параметров:

$$\hat{\nu}_j = \frac{v_j - E(\nu_j)}{\sigma(\nu_j)}, \qquad (10)$$

где $E(.)$ – математическое ожидание биометрического параметра; $\sigma(.)$ – стандартное отклонение биометрического параметра.

После нормирования и центрирования следует объединить в одну группу все биометрические данные путем их простой конкатенации:

$$\overline{x} = \hat{\nu}_1, \hat{\nu}_2, \ ..., \hat{\nu}_j, \ ..., \hat{\nu}_N. \qquad (11)$$

Если у нас имеется n примеров биометрического образа, то, объединив их между собой конкатенацией, мы получим тестовую выборку размером $n\cdot 416$. Это обстоятельство позволяет обойти проблему тестирования качества биометрических образов на малых выборках.

Так, при использовании всего одного примера n = 1 416-мерный анализ биометрического образа по критерию дифференциального среднего геометрического (8) должен давать одинаковые значения ошибок первого и второго рода на уровне P_{EE} = 0,00000000031 (вычисление выполнено по приближенной формуле (9)). Этот пример показывает, что 416-мерный статистический анализ биометрических данных по критерию dsg эффективнее 416-мерного критерия хи-квадрат (6) примерно в 300 000 раз. То есть при использовании 416-мерного критерия хи-квадрат придется использовать 300 000 примеров вместо 1-го примера при применении критерия dsg. Естественно, что эта

приближенная оценка выигрыша, она построена на том, что оба сравниваемых многомерных критерия должны быть одинаково чувствительны к уровню коррелированности биометрических данных. Тем не менее, выигрыш от перехода к многомерной статистической обработке биометрических данных значителен. Этот эффект отмечается как для критерия хи-квадрат [14], так и для рассмотренных в данной статье критериев среднего геометрического.

Заключение. Каждый из статистических критериев является некоторым нелинейным цифровым фильтром, который давит шумы квантования. Увеличивая размерность цифрового фильтра (размерность статистического критерия), мы естественно увеличиваем его мощность. В итоге, мы можем снизить выборку примеров до предельно малого значения в 1 пример. Многомерные статистические критерии должны оставаться работоспособными даже на выборках из одного или двух примеров, если их ранее кто-то настроил, применив выборку из 20 примеров исследуемого биометрического образа. То есть при многомерном статистическом анализе биометрических данных мы имеем примерно ту же ситуацию, что и при многомерном нейросетевом анализе [15]. Настройку многомерных статистических критериев приходится осуществлять на выборке примерно из 20 примеров, а решение по качеству можно принимать по каждому примеру отдельно.

Видимо многомерный статистический анализ с использованием различных статистических критериев и нейросетевой статистический анализ являются близкими по эффективности инструментами. Тем не менее, между ними существует значительная разница: как работают искусственные нейронные сети понять трудно, как осуществляется синтез и настройка многомерных статистических критериев – понятно. В рамках данной статьи мы попытались показать, что оптимизация многомерных статистических критериев вполне возможна.

Библиографические ссылки

1. Ramírez-Ruiz J. Keys Generation Using FingerCodes // Advances in Artificial Intelligence. IBERAMIA-SBIA. 2006 (LNCS 4140). P. 178–187.

2. Monrose F. Cryptographic key generation from voice // Proc. IEEE Symp. on Security and Privacy. 2001. P. 57.

3. Feng Hao. Crypto with Biometrics Effectively // IEEE Transactions on Computers. 2006. Vol. 55, №. 9. P. 23.

4. Язов Ю. К., Волчихин В. И., Иванов А. И. Нейросетевая защита персональных биометрических данных. М. : Радиотехника, 2012. С. 157.

5. Технология использования больших нейронных сетей для преобразования нечетких биометрических данных в код ключа доступа : монография / Б. С. Ахметов [и др.]. Алматы : Изд-во LEM, 2014. С. 144.

6. Быстрые алгоритмы тестирования нейросетевых механизмов биометрико-криптографической защиты информации / А. Ю. Малыгин [и др.]. Пенза : Изд-во Пензенского гос. ун-та, 2006. С. 161.

7. Кобзарь А. И. Прикладная математическая статистика для инженеров и научных работников. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2006. С. 816.

8. Р 50.1.033–2001. Прикладная статистика. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим. Ч. 1. Критерии типа хи-квадрат / Госстандарт России. М., 2001. С. 140.

9. Р 50.1.037–2002. Прикладная статистика. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим. Ч. 2. Непараметрические критерии / Госстандарт России. М., 2002. С. 123.

10. Серикова Н. И., Иванов А. И., Качалин С. В. Биометрическая статистика: «сглаживание» гистограмм, построенных на малой обучающей выборке // Вестник СибГАУ. 2014. № 3(55). С. 146–150.

11. Использование среднего геометрического, ожидаемой и наблюдаемой функций вероятности как статистического критерия оценки качества биометрических данных / Б. С. Ахметов [и др.] // Надежность и качество 2015 : XX Междунар. симпозиум. Пенза : Изд-во Пензенского гос. ун-та, 2015. Т. 2. С. 281–283.

12. Перфилов К. А., Иванов А. И., Проценко Е. Д. Расширение многообразия статистических критериев, используемых при проверке гипотез распределения значений биометрических данных // Европейский союз ученых 2015. № 13, ч. 5. С. 9–12.

13. Иванов А. И., Захаров О. С. Среда моделирования «БиоНейроАвтограф». Программный продукт создан лабораторией биометрических и нейросетевых технологий, размещен на сайте АО «ПНИЭИ» [Электронный ресурс]. URL: http://пниэи.рф/activity/science/noc.htm (дата обращения: 10.02.2015).

14. Уменьшение влияния размера образа в связи с переходом на многомерный статистический анализ биометрических данных / В. И. Волчихин [и др.] // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2015. № 1. С. 50–59.

15. Оценка рисков высоконадежной биометрии : монография / Б. С. Ахметов [и др.]. Алматы : Из-во КазНТУ им. К. И. Сатпаева, 2014. С. 108.

References

1. Ramírez-Ruiz J. Keys Generation Using FingerCodes. Advances in Artificial Intelligence. IBERAMIA-SBIA, 2006, 250 p.

2. Monrose F. Cryptographic key generation from voice. Proc. IEEE Symp. on Security and Privacy. 2001, P. 257.

3. Feng Hao. Crypto with Biometrics Effectively. *IEEE transactions on computers*. 2006, Vol. 55, No. 9, P. 50.

4. Jazov Ju. K., Volchihin V. I., Ivanov A. I. *Neyrosetevaya zashchita personal'nykh biometricheskikh dannykh* [Neural protection of personal biometric data]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2012, 157 p.

5. Akhmetov B. S., Ivanov A. I., Funtikov V. A., Bezyaev A. V., Malygina E. A. *Tekhnologiya ispol'zovaniya bol'shikh neyronnykh setey dlya preobrazovaniya nechetkikh biometricheskikh dannykh v kod klyucha dostupa* [Use technology of large neural networks for fuzzy trans-

formation of biometric data in the access code key]. Almaty, Izdatel'stvo LEM Publ., 2014, 144 p.

6. Malygin A. Yu., Volchikhin V. I., Ivanov A. I., Funtikov V. A. *Bystrye algoritmy testirovaniya neyrosetevykh mekhanizmov biometriko-kriptograficheskoy zashchity informatsii* [Quick test of neural network algorithms biometrics-cryptographic information protection mechanisms]. Penza, Izdatel'stvo Penzenskogo gosudarstvennogo universiteta Publ., 2006, 161 p.

7. Kobzar' A. I. *Prikladnaya matematicheskaya statistika dlya inzhenerov i nauchnykh rabotnikov* [Applied Mathematical Statistics for Engineers and Scientists]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 81 p.

8. GOST R 50.1.033–2001. *Prikladnaya statistika. Pravila proverki soglasiya opytnogo raspredeleniya s teoreticheskim. Chast' 1. Kriterii tipa hi – kvadra.* [State Standard R 50.1.033–2001. Applied statistics. Validation rules the consent of the experimental distribution to the theoretical. Part 1. The criteria of Chi-square]. Moscow, Standartinform Publ., 2001, 140 p.

9. GOST R 50.1.037–2002. *Prikladnaya statistika. Pravila proverki soglasiya opytnogo raspredeleniya s teoreticheskim. Chast' 2. Neparametricheskie kriterii.* [State Standard R 50.1.037–2002. Applied statistics. Validation rules the consent of the experimental distribution to the theoretical. Part 2. Nonparametric tests]. Moscow, Standartinform Publ., 2002, 123 p.

10. Kachalin S. V., Serikova N. I., Ivanov A. I. [Biometric statistics: "smoothing" the histogram, built on a small training set]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 3(55), P. 146–150 (In Russ.).

11. Akhmetov B. S., Ivanov A. I., Perfilov K. A., Protsenko E. D., Pashchenko D. S. [Using the geometric mean, the expected and observed probability functions as a statistical evaluation of the quality of biometric data test]. *XX Mezhdunarodnyy simpozium "Nadezhnost' i kachestvo 2015"* [Proc. XX Int. Symp. "Reliability and quality 2015"]. Penza, 2015, P. 281–283 (In Russ.).

12. Perfilov K. A., Ivanov A. I., Protsenko E. D. [Expansion of the variety of statistical tests used for verification of biometric data value distribution hypothesis]. *Evropeyskiy soyuz uchenykh.* 2015, No. 13, P. 9–12 (In Russ.).

13. Ivanov A. I., Zakharov O. S. ["BioNeyroAvtograf" simulation environment. The software created by the laboratory of biometric technology and neural network]. *Razmeshchen na sayte AO "PNIEI"*. Available at: http://pnijei.rf/activity/science/noc.html (accessed 10.02.2015).

14. Volchikhin V. I., Ivanov A. I, Serikova N. I., Funtikova Yu. V. [Reducing the effect of the test sample size due to the transition to the multivariate statistical analysis of biometric data]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Tekhnicheskie nauki.* 2015, No. 1, P. 50–59 (In Russ.).

15. Akhmetov B. S., Nadev D. N., Funtikov V. A., Ivanov A. I., Malygin A. Yu. *Otsenka riskov vysokonadezhnoy biometrii* [Risk Assessment highly reliable biometrics]. Almata, Iz-vo KazNTU im. K. I. Satpaeva Publ., 2014, 108 p.

© Иванов А. И., Перфилов К. А.,
Малыгина Е. А., 2016

УДК 004.93

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 871–877

ГИБРИДНЫЙ АЛГОРИТМ ОБУЧЕНИЯ КОНВОЛЮЦИОННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

И. А. Иванов*, Е. А. Сопов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: ilyaiv92@gmail.com

Задачи распознавания шаблонов в изображениях на сегодняшний день решаются во многих областях – от анализа земной поверхности спутниками до анализа лица человека в системах человеко-машинного взаимодействия. Одним из самых успешных алгоритмов по анализу и распознаванию изображений является конволюционная нейронная сеть. Алгоритм обратного распространения ошибки, используемый при обучении таких сетей, является градиентным алгоритмом, а следовательно, зачастую сходится к локальному оптимуму. Предлагается гибридный алгоритм обучения конволюционной сети, нацеленный на поиск глобального оптимума и состоящий из двух этапов. На первом этапе ведется поиск подобласти глобального оптимума с помощью генетического алгоритма, а на втором этапе используется алгоритм обратного распространения ошибки для нахождения глобального оптимума. Генетический алгоритм обладает внутренней процедурой поддержания разнообразия популяции решений, что позволяет более полно исследовать пространство поиска и находить разные удачные конфигурации конволюционной сети. Найденное генетическим алгоритмом решение используется на втором этапе в качестве начального приближения весов сети. Далее сеть обучается с помощью алгоритма обратного распространения ошибки. Разработанный гибридный алгоритм был протестирован на задаче распознавания эмоций, было проведено его сравнение с традиционным алгоритмом обратного распространения ошибки. Сравнение проводилось по точности классификации, а также по F-мере для задачи распознавания эмоций в двух постановках: классификация, зависимая от спикера, и классификация, независимая от спикера. Гибридный алгоритм показал лучшую эффективность по обоим критериям в обеих постановках задачи по сравнению со стандартным алгоритмом обучения конволюционной нейронной сети.

Ключевые слова: конволюционная нейронная сеть, генетический алгоритм, алгоритм обратного распространения ошибки, человеко-машинное взаимодействие.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 871–877

HYBRID ALGORITHM FOR CONVOLUTIONAL NEURAL NETWORK LEARNING

I. A. Ivanov*, E. A. Sopov

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: ilyaiv92@gmail.com

The problems of image pattern recognition are nowadays solved in many areas – beginning with satellite analysis of the Earth surface all the way to human face analysis in the human-machine interaction systems. One of the most successful algorithms of image analysis and recognition is the convolutional neural network. The back propagation algorithm used for training of these networks belongs to the class of gradient algorithms; therefore it often converges to local minima. In this paper we propose a hybrid algorithm for convolutional network training, which is aimed at searching for global optimum, and consisting of two stages. At the first stage a genetic algorithm is used to search for the subdomain of the search space that includes the global optimum, whereas at the second stage a back propagation algorithm is used to find the actual global optimum. Genetic algorithm includes an internal procedure that maintains diversity of the solutions population, which allows examining the search space more thoroughly and finding various successful convolutional network configurations. The solution found by the genetic algorithm is used at the second stage as an initial approximation of network weights. After that the network is trained using a back propagation algorithm. The developed hybrid algorithm has been tested on the emotion recognition problem; it has been compared to a traditional back propagation algorithm. A comparison was made on the classification accuracy, as well as the F-measure for the emotion recognition problem in two formulations – speaker-dependent classification, and speaker-independent classification. Hybrid algorithm has yielded a better performance according to both criteria, and in both problem formulations compared to the standard algorithm used for convolutional neural network training.

Keywords: convolutional neural network, genetic algorithm, back propagation algorithm, human-machine interaction.

Введение. Задачи распознавания изображений в настоящее время имеют огромное практическое применение в различных областях науки и техники. Алгоритмы глубокого обучения, в частности конволюционные (сверточные) нейронные сети, предложенные Яном Лекуном, являются одним из наиболее эффективных методов решения задач распознавания изображений. Конволюционная сеть имитирует механизм анализа изображений, используемый зрительным отделом коры головного мозга человека.

Важная часть конволюционной сети – алгоритм обучения. Традиционно для этой цели используется алгоритм обратного распространения ошибки (ОРО), в основе которого лежит аппроксимация градиента некоторой функции потерь, зависящей от регулируемых весов сети. Данный алгоритм хорошо зарекомендовал себя при решении задач различного рода, классический пример – распознавание рукописных цифр [1].

Однако при решении более сложных задач, например задач анализа изображений большого размера, распознавания объектов сложной структуры или неявных объектов, алгоритм обратного распространения имеет тенденцию к стагнации, т. е. обученная с помощью него сеть теряет обобщающую способность (например, все время распознает один и тот же объект, даже когда на изображении его нет).

В данной работе предлагается новый, гибридный алгоритм обучения конволюционной сети, созданный на базе традиционного алгоритма обратного распространения ошибки и генетического алгоритма оптимизации (ГА). Преимущество ГА состоит в том, что он, благодаря своей внутренней процедуре поиска, не только ищет оптимальное решение, но и поддерживает разнообразие найденной популяции решений. Благодаря этому удается избежать стагнации при решении различных задач оптимизации [2; 3].

Так как количество параметров (весов) конволюционной сети очень велико, ГА не может должным образом покрыть все пространство поиска. Его задача – поддержать разнообразие найденных решений и найти область в пространстве параметров сети, соответствующую предполагаемому глобальному оптимуму. После ГА в работу вступает алгоритм ОРО, который с помощью градиентного спуска находит оптимальные веса сети в найденной генетическим алгоритмом области.

В качестве практической задачи классификации была выбрана задача распознавания эмоций. Эта задача является частью более общей задачи человеко-машинного взаимодействия. Сложность данной задачи обусловлена тем, что приходится работать с большими изображениями, и в особенности с тем, что эмоции являются неявными признаками, распознать которые можно только с помощью системного анализа всего изображения лица человека.

Обзор используемых алгоритмов. Генетический алгоритм оптимизации [4–6] основан на биологической идее естественного отбора: индивиды с большей пригодностью для выживания имеют больше возможностей для воспроизводства. В качестве индивидов в ГА выступают решения, представляющие собой вектор входных переменных задачи оптимизации. Значения входных переменных кодируются в двоичную систему, таким образом каждое решение (индивид) представляет собой бинарную строку, в которой закодированы значения входных переменных и значение пригодности, которому это решение соответствует [7]. Функция пригодности может совпадать с целевой оптимизируемой функцией, если решается задача максимизации, либо быть обратной ей в случае задачи минимизации (например, минимизация ошибки классификации).

ГА – это итеративная процедура оптимизации, на каждой итерации которой последовательно производятся следующие операции: селекция, скрещивание и мутация [8; 9]. Оператор селекции выполняет отбор наиболее перспективных решений по значению их функции пригодности. Чем выше пригодность решения, тем выше вероятность его отбора. Основные виды селекции – ранговая, пропорциональная, турнирная. Оператор скрещивания производит рекомбинацию бинарных строк, которыми представлены решения, выбранные на этапе селекции, генерируя новое поколение решений. Скрещивание бывает трех основных типов: одноточечное, двухточечное, равномерное. Операторы селекции и скрещивания вместе обеспечивают эволюционную динамику решений, давая более пригодным индивидам больше возможностей для воспроизводства. Наконец, оператор мутации с некоторой малой вероятностью меняет случайный бит (несколько битов) в бинарной строке, представляющей решение. Этот оператор направлен на поддержание разнообразия популяции решений, предотвращение стагнации алгоритма, т. е. ситуации, когда вся популяция состоит из одинаковых решений и дальнейшая оптимизация отсутствует. Данная проблема преждевременной стагнации ГА и застревания в области локального оптимума известна и ранее исследовалась [10].

Конволюционная нейронная сеть, используемая в данной работе, была предложена в 80-е годы прошлого века. В ней заимствовалась идея обработки входящего изображения зрительным отделом коры головного мозга человека. Данный алгоритм получил большую популярность вследствие высокой эффективности его применения для распознавания рукописных цифр (он до сих пор применяется в системах автоматизированного анализа ~10 % банковских чеков в США).

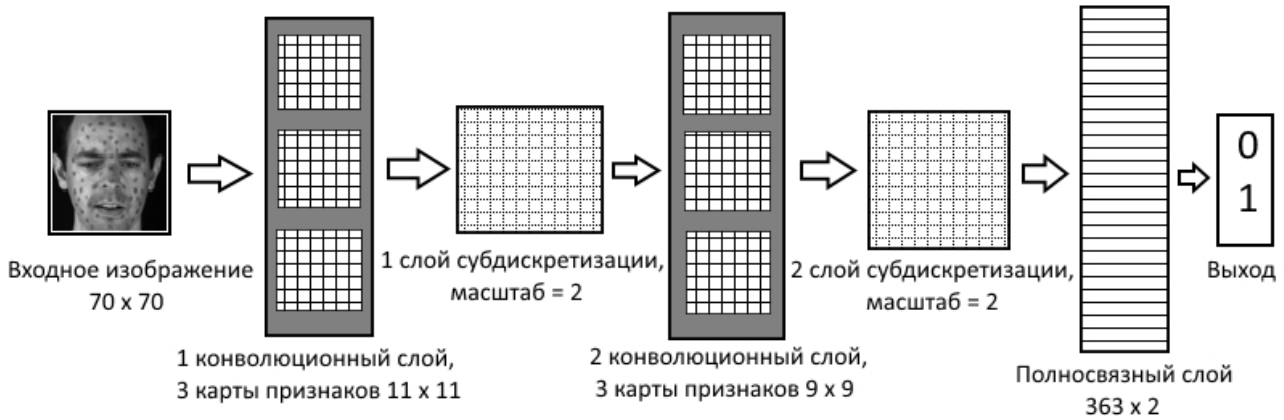
Конволюционная сеть состоит из последовательно расположенных слоев двух типов – конволюционный слой (слой свертки) и слой субдискретизации. На каждом конволюционном слое происходит разбиение входного изображения на фрагменты, после чего производится свертка каждого фрагмента с набором карт признаков (feature maps). На слое субдискретизации происходит уменьшение входного изображения с некоторым масштабом путем усреднения близлежащих пикселей либо иным способом. Варьируемыми параметрами конволюционной сети являются количество слоев, число и размер карт признаков на конволюционных слоях, масштаб уменьшения входного изображения на слоях субдискретизации, величина шага обучения, наличие или отсутствие полносвязного перцептрона на выходе конволюционной сети.

Все вышеперечисленные параметры определяют структуру сети. В процессе обучения происходит настройка весов сети, число которых в зависимости от структуры сети может быть очень велико [11]. Веса конволюционной сети включают в себя веса карт признаков на конволюционных слоях, а также веса полносвязного перцептрона на выходе сети, если он присутствует. Несмотря на большое количество весов конволюционной сети, их число оказывается существенно меньшим по сравнению с полносвязной нейронной сетью. Это обусловлено тем, что конволюционная сеть, обучаясь, не запоминает положение каждого пикселя на изображении, как это делает полносвязная нейронная сеть, а ищет некие шаблоны во фрагментах изображения с помощью карт признаков, что по сути имитирует процесс распознавания образов человеческим мозгом. Кроме того, такая процедура требует существенно меньше вычислительных ресурсов.

Методология. В данной работе предлагается новый, инновационный гибридный алгоритм обучения конволюционной нейронной сети, основанный на алгоритме обратного распространения ошибки и коэволюционном генетическом алгоритме оптимизации.

Коэволюционный ГА отличается от стандартного тем, что в нем вместо одной популяции используется несколько популяций, эволюция в которых идет отдельно друг от друга (отсюда и название коэволюция). Каждой популяции соответствует свой стандартный ГА с некоторыми заданными параметрами, обеспечивающий процедуру оптимизации. Через фиксированное количество итераций происходит обмен решениями между популяциями (миграция). Коэволюционный ГА не требует тонкой настройки параметров, и в этом плане он предпочтительнее стандартного ГА.

В данной работе использовалась конволюционная сеть фиксированной структуры, представленной на рисунке. Макропараметры сети, такие как количество и размерность ядер свертки каждого конволюционного слоя, и масштаб уменьшения входного изображения на каждом слое субдискретизации выбирались вручную в зависимости от размера входных изображений. Размерность полносвязного слоя рассчитывалась автоматически в зависимости от размера изображения на предыдущем слое. Ручной выбор параметров сети связан с тем, что в процессе прохождения через сеть с входным изображением производится ряд операций по его разбиению на фрагменты и масштабированию. В процессе выполнения этих операций может возникнуть ситуация, когда изображение будет иметь нецелый пиксельный размер, например 23,5×23,5, что приведет к сбою работы сети. Поэтому необходимо заранее выбирать такие параметры сети, которые не приводили бы к подобной ситуации. Значения параметров устанавливались одинаковыми для сетей с исследуемыми алгоритмами обучения для проведения объективного сравнения эффективности (табл. 1).



Структура конволюционной нейронной сети для входных изображений размера 70×70 пикселей, 2 класса на выходе

Таблица 1

Значения параметров конволюционной нейронной сети для различных размеров входных изображений

Параметр	Размер входных изображений		
	40×40	50×50	70×70
Число карт признаков на конв. слоях	3	3	3
Размерность ядра свертки 1 конв. слоя	7×7	9×9	11×11
Размерность ядра свертки 2 конв. слоя	6×6	6×6	9×9
Масштаб слоев субдискретизации	2	2	2
Число нейронов полносвязного слоя	108	192	363

Таблица 2

Параметры генетического алгоритма

Параметр	Значение
Размер популяции	50
Число итераций	50
Интервал поиска (по каждой переменной)	[–3; 2]
Точность разбиения интервала поиска	0,0001
Процент элитарных решений	4 %

Предлагаемый гибридный алгоритм обучения конволюционной сети состоит из двух этапов. На первом этапе происходит оптимизация весов сети с помощью генетического алгоритма оптимизации. Использованные в экспериментах параметры ГА представлены в табл. 2. В качестве индивида в ГА выступает конволюционная нейронная сеть с определенным набором весов. Количество входных переменных ГА (весов сети) для изображений размером 40×40, 50×50, 70×70 пикселей равно 483, 579 и 1104 соответственно. Применение ГА на 1 этапе обучения сети позволяет более полно охватить пространство поиска и избежать стагнации. Задача ГА – в общем пространстве поиска найти область потенциального оптимума, чтобы на втором этапе с помощью градиентного спуска найти сам оптимум.

Важный момент – выбор оптимизируемого критерия для генетического алгоритма. Так как каждый индивид ГА – это конволюционная сеть, а в качестве целевой функции выступает задача классификации, то естественно было бы выбрать точность классификации максимизируемым критерием (или ошибку классификации минимизируемым критрием соответственно). Изначально в ходе выполнения данной работы так и было сделано, однако точность классификации оказалась неудовлетворительным критерием, так как ГА в большинстве экспериментов впадал в стагнацию, т. е. все конволюционные сети – индивиды популяции, спустя некоторое число итераций оказывались одинаковыми, что прекращало процесс оптимизации. В связи с этим автором данной работы был предложен иной критерий оптимизации – усредненная *F*-мера, которая для случая двух классов вычисляется по формуле (1):

$$F = 2 \cdot \frac{\text{точность} \cdot \text{полнота}}{\text{точность} + \text{полнота}}. \quad (1)$$

Точность (*precision*) и полнота (*recall*) вычисляются по формулам (2) и (3), понятия TP (*true-positive*, истинно положительное решение), TN (*true-negative*, истинно отрицательное решение), FP (*false-positive*, ложноположительное решение) и FN (*false-negative*, ложноотрицательное решение) следуют из табл. 3:

$$\text{Точность} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FP}}; \quad (2)$$

$$\text{Полнота} = \frac{\text{TP}}{\text{TP} + \text{FN}}. \quad (3)$$

F-мера более адекватно отражает способность системы классификации к обобщению, т. е. классификации объектов, не использовавшихся для обучения системы. Формула (1) используется для вычисления *F*-меры каждого класса в задаче с двумя классами. В случае большего числа классов задачу всегда можно свести к двум классам, используя схему «один против всех» (*one-vs-all*), в которой все классы, кроме 1-го, заменяются на один класс – непервый, затем все классы, кроме 2-го, заменяются на невторой класс и т. д.

Для ускорения работы генетического алгоритма при вычислении *F*-меры каждой сети в популяции на ее вход подавалась не вся обучающая выборка, а лишь часть.

Таблица 3

Таблица сопряженности, иллюстрирующая понятия точности и полноты

Класс *i*		Истина	
		1	0
Оценка	1	TP	FP
	0	FN	TN

В конце 1 этапа из конечной популяции генетического алгоритма выбиралась конволюционная сеть, *F*-мера которой была максимальной. Веса выбранной сети, оптимизированные генетическим алгоритмом, брались в качестве начального приближения для 2 этапа обучения. На 2 этапе обучение выбранной сети продолжалось с помощью традиционного алгоритма ОРО. Так как данный алгоритм является градиентным, идея его использования после начального приближения с помощью ГА состоит в том, что он должен в суженной ГА области поиска найти глобальный оптимум, донастроить сеть. Так как алгоритм ОРО в качестве начального приближения использует случайно сгенерированные значения весов конволюционной сети, он склонен застревать в локальных оптимумах. Получение начального приближения весов с помощью генетического алгоритма призвано решить эту проблему.

Описание задачи классификации эмоций. Задача распознавания эмоций, решаемая в данной работе, относится к более общему классу задач человеко-машинного взаимодействия. В качестве исходных данных использовалась база данных эмоций SAVEE (Surrey Audio-Visual Expressed Emotion) [12]. Из видеопоследовательностей отбирались отдельные кадры через фиксированный промежуток времени, размер кадров уменьшался до 40×40, 50×50 и 70×70 пикселей соответственно. Таким образом, были получены 3 выборки с различным размером изображений. В базе SAVEE присутствуют 7 классов эмоций: злость, отвращение, страх, счастье, нейтральная, грусть, удивление. Задача была переформулирована для классификации отдельных типов эмоций по схеме one-vs-all.

База данных SAVEE включает в себя видеозаписи 4 спикеров. Задача распознавания эмоций может быть поставлена двумя способами. Данные, соответствующие одному спикеру, могут присутствовать как в обучающей, так и в тестовой выборке. Такая постановка задачи называется зависимой от спикера (*speaker-dependent*). Либо обучающая и тестовая выборка могут содержать данные разных спикеров и не пересекаться между собой. Такая постановка называется независимой от спикера (*speaker-independent*) [13–15]. Задача классификации эмоций во второй постановке более сложная, так как система должна обучиться определять эмоцию у человека, которого она ранее не видела. В данной работе были проведены эксперименты по решению задачи распознавания эмоций в обеих постановках.

Результаты экспериментов. Сравнение эффективности проводилось для конволюционных сетей, обученных с помощью алгоритма обратного распространения ошибки, генетического алгоритма и гибридного алгоритма (ГА + ОРО).

Задача распознавания эмоций была сформулирована как задача классификации «один против всех» для каждого типа эмоций, например, классы «счастье» и «несчастье», в который входят объекты выборки, принадлежащие ко всем остальным классам, кроме «счастья». Сравниваемые критерии – точность классификации и *F*-мера. Критерий *F*-меры был выбран потому, что он более адекватно оценивает качество классификации при классах, неоднородно представленных в выборке (число объектов одного класса существенно больше числа объектов другого класса).

Результаты сравнения средней точности распознавания эмоций по итерациям обучения в постановке, зависимой от спикера, представлены в табл. 4, средней *F*-меры – в табл. 5. Аналогичные результаты для постановки, независимой от спикера, представлены в табл. 6 и 7.

Таблица 4

Сравнение средней точности (%) распознавания эмоций по итерациям обучения в конволюционной нейронной сети (КНС): обратное распространение ошибки (ОРО); генетический алгоритм (ГА); ГА + ОРО; классификация, зависимая от спикера; цветовая схема: темно-серый – лучшая точность, светло-серый – средняя точность, белый – худшая точность

Алгоритм обучения КНС		ОРО			ГА			ГА + ОРО		
Размер изображений ($n \times n$ пикселей)		40	50	70	40	50	70	40	50	70
Эмоция	Злость	92,27	93,39	96,45	85,48	79,62	88,89	95,31	95,87	97,31
	Отвращение	87,91	89,64	96,73	79,77	80,94	82,64	91,45	94,36	89,67
	Страх	87,28	88,24	92,04	82,59	78,1	84,64	90,15	91,61	87,09
	Счастье	88,3	90,4	93,3	87,53	84,22	74,72	92,98	94,06	89,02
	Нейтральная	87,43	88,31	93,59	87,53	71,32	61,65	92,98	97,29	86,82
	Грусть	87,31	88,67	91,4	88,43	85,66	85,94	90,79	92,09	89,52
	Удивление	88,97	90,51	93,96	83,44	85,59	73,77	91,82	94,29	94,56
Средний показатель		90,77			81,55			92,34		

Таблица 5

Сравнение средней *F*-меры по итерациям обучения: ОРО; ГА; ГА + ОРО; классификация, зависимая от спикера; цветовая схема: темно-серый – лучшая точность, светло-серый – средняя точность, белый – худшая точность

Алгоритм обучения КНС		ОРО			ГА			ГА + ОРО		
Размер изображений ($n \times n$ пикселей)		40	50	70	40	50	70	40	50	70
Эмоция	Злость	0,759	0,796	0,898	0,773	0,683	0,804	0,885	0,894	0,939
	Отвращение	0,628	0,705	0,794	0,663	0,679	0,664	0,76	0,861	0,677
	Страх	0,514	0,568	0,744	0,702	0,622	0,684	0,674	0,75	0,51
	Счастье	0,517	0,632	0,763	0,759	0,683	0,582	0,782	0,824	0,579
	Нейтральная	0,698	0,721	0,849	0,759	0,642	0,533	0,782	0,946	0,713
	Грусть	0,479	0,573	0,691	0,737	0,673	0,7	0,689	0,738	0,632
	Удивление	0,504	0,602	0,772	0,685	0,67	0,571	0,689	0,797	0,79
Средний показатель		0,677			0,679			0,758		

Таблица 6

Сравнение средней точности (%) по итерациям обучения: ОРО; ГА; ГА + ОРО; классификация, независимая от спикера; цветовая схема: темно-серый – лучшая точность, светло-серый – средняя точность, белый – худшая точность

Алгоритм обучения КНС		ОРО			ГА			ГА + ОРО		
Размер изображений ($n \times n$ пикселей)		40	50	70	40	50	70	40	50	70
Эмоция	Злость	93,31	94,75	96,71	87,22	81,41	85,96	95,26	94,26	89,94
	Отвращение	92,8	94,37	96,47	84,52	77,88	81,39	94,95	94,22	90,91
	Страх	90,15	90,83	94,11	81,96	87,88	80,08	90,61	93,13	95,1
	Счастье	90,27	92,71	94,74	86,64	42,42	75,03	95,81	89,12	90,29
	Нейтральная	92,93	94,15	93,05	85,66	77,12	70,22	95,81	96,35	94,73
	Грусть	90,58	91,78	93,71	90,5	88,27	85,63	94,18	94,31	91,72
	Удивление	90,66	92,51	95,71	91,26	70,36	79,76	94,04	89,05	96,34
Средний показатель		93,16			80,53			93,34		

Таблица 7

Сравнение средней *F*-меры по итерациям обучения: ОРО; ГА; ГА + ОРО; классификация, независимая от спикера; цветовая схема: темно-серый – лучшая точность, светло-серый – средняя точность, белый – худшая точность

Алгоритм обучения КНС		ОРО			ГА			ГА + ОРО		
Размер изображений ($n \times n$ пикселей)		40	50	70	40	50	70	40	50	70
Эмоция	Злость	0,796	0,846	0,911	0,761	0,693	0,771	0,874	0,853	0,739
	Отвращение	0,798	0,845	0,905	0,711	0,661	0,674	0,877	0,843	0,763
	Страх	0,662	0,687	0,817	0,69	0,685	0,663	0,725	0,822	0,841
	Счастье	0,639	0,74	0,837	0,73	0,389	0,585	0,867	0,547	0,597
	Нейтральная	0,835	0,862	0,82	0,74	0,649	0,598	0,918	0,924	0,884
	Грусть	0,719	0,762	0,83	0,76	0,756	0,717	0,851	0,855	0,795
	Удивление	0,595	0,69	0,837	0,795	0,522	0,616	0,775	0,475	0,864
Средний показатель		0,783			0,675			0,795		

Из представленных результатов видно, что генетический алгоритм в представленных постановках задачи классификации проигрывает по критериям эффективности алгоритму обратного распространения ошибки. Гибридный же алгоритм в среднем превышает по эффективности алгоритм ОРО.

Полученные результаты указывают на то, что гибридный алгоритм обучения конволюционной нейросети, сочетающий в себе эволюционную эвристику и градиентный спуск, эффективнее алгоритма ОРО. Однако данный результат справедлив только для решаемой в данной работе задачи распознавания эмоций, и требуются дальнейшие исследования разработанного алгоритма на других практических задачах классификации для доказательства или опровержения гипотезы об общей эффективности разработанного алгоритма. В первую очередь, аналогичное сравнение алгоритмов обучения необходимо провести на стандартных, общепринятых задачах, например, на задаче классификации рукописных цифр из базы MNIST.

Генетический алгоритм не показал хорошей сходимости к глобальному оптимуму при оптимизации параметров конволюционной нейросети. Вероятная причина этого – слишком большая размерность пространства поиска (~ 500–1000 переменных). Задача ГА в разработанном гибридном алгоритме состоит в поиске подобласти в пространстве входных переменных, в которой скорее всего находится глобальный оптимум, и со своей задачей ГА справляется. Однако очевидно, что для поиска точного расположения глобального оптимума генетический алгоритм в данной ситуации непригоден, так как для этого потребуются неоправданно высокие вычислительные затраты. Поэтому необходимо использовать процедуру градиентного спуска либо иную процедуру для поиска глобального оптимума в выделенной подобласти.

Заключение. Конволюционные нейронные сети с успехом применяются для решения задач распознавания шаблонов в изображениях на протяжении многих лет. Стандартным алгоритмом обучения таких сетей является алгоритм обратного распространения ошибки, являющийся по сути алгоритмом градиентного спуска. Алгоритмы градиентного спуска сходятся к глобальному оптимуму, только если начальная точка поиска находится вблизи данного оптимума. В противном случае алгоритм сходится к одному из локальных оптимумов.

В данной работе предложен гибридный алгоритм обучения конволюционной нейронной сети, призванный решить вышеописанную проблему. Разработанный алгоритм состоит из двух этапов: поиск подобласти глобального оптимума генетическим алгоритмом и градиентный спуск к глобальному оптимуму в этой подобласти с помощью алгоритма обратного распространения ошибки.

Разработанный гибридный алгоритм превзошел по эффективности стандартный алгоритм обратного распространения ошибки на задаче распознавания эмоций, однако для вынесения вердикта о его эффективности необходимо провести дальнейшие сравнения на других тестовых задачах классификации.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Правительства Красноярского края в рамках научного проекта № 16-41-243036. Работа также поддержана грантом Президента РФ (МК-3285.2015.9), Российским фондом фундаментальных исследований и Красноярским краевым фондом поддержки научной и научно-технической деятельности (проект 16-41-240822).

Acknowledgments. The reported study was funded by RFBR and Government of Krasnoyarsk Region according to the research project № 16-41-243036. This research was also supported by the President of the Russian Federation grant (MK-3285.2015.9) and by Russian Foundation for Basic Research and Krasnoyarsk Regional Fund for Support of Scientific and Technical Activities (project 16-41-240822).

Библиографические ссылки

1. Comparison of learning algorithms for handwritten digit recognition / Y. LeCun [et al.] // International Conference on Artificial Neural Networks. 1995. P. 53–60.

2. Семенкина М. Е., Семенкин Е. С., Попов Е. А. Исследование эффективности самоконфигурируемого генетического алгоритма выбора эффективного варианта системы управления космическими аппаратами // Программные продукты и системы. 2013. № 4. С. 208–213.

3. Иванов И. А., Сопов Е. А. Исследование эффективности самоконфигурируемого коэволюционного алгоритма решения сложных задач многокритериальной оптимизации // Системы управления и информационные технологии. 2013. Т. 51, № 1.1. С. 141–145.

4. Eiben A. E., Raue P-E., Ruttkay Z. Genetic algorithms with multi-parent recombination // Proceedings of the International Conference on Evolutionary Computation, The Third Conference on Parallel Problem Solving from Nature. 1994. P. 78–87.

5. Ting C-K. On the Mean Convergence Time of Multi-parent Genetic Algorithms Without Selection // Advances in Artificial Life. 2005. P. 403–412.

6. Akbari Z. A multilevel evolutionary algorithm for optimizing numerical functions // IJIEC. 2010. 2. P. 419–430.

7. Панфилов И. А., Базанова Е. П., Сопов Е. А. Исследование эффективности работы генетического алгоритма оптимизации с альтернативным представлением решений // Вестник СибГАУ. 2013. 4(50). С. 68–71.

8. Сопов Е. А., Семенкин Е. С. Исследование эффективности модифицированного вероятностного генетического алгоритма на десептивных функциях-«ловушках» // Системы управления и информационные технологии. 2011. № 3 (45). С. 90–95.

9. Ахмедова Ш. А., Семенкин Е. С. Кооперативный бионический алгоритм безусловной оптимизации // Программные продукты и системы. 2013. № 4 (104). С. 133–137.

10. Michalewicz Z. Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs. 3rd Ed. Springer-Verlag, 1996.

11. Flexible, high performance convolutional neural networks for image classification / D. C. Ciresan [et al.] // Proceedings of the International Joint Conference on Artificial Intelligence. 2011. Vol. 22 (1). P. 1237–1242.

12. Haq S., Jackson P. J. B. Speaker-dependent audio-visual emotion recognition // Proceedings Int. Conf. on Auditory-Visual Speech Processing. 2009. P. 53–58.

13. Sidorov M., Ultes S., Schmitt A. Emotions are a personal thing: Toward speaker-adaptive emotion recognition // IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. 2014. P. 4803–4807.

14. Speaker independent emotion recognition by early fusion of acoustic and linguistic features within ensembles / B. Schuller [et al.] // Proc. INTERSPEECH. 2005. P. 805–808.

15. Brester C., Sidorov M., Semenkin E. Speech-based emotion recognition: Application of collective decision making concepts // Proceedings of the 2nd International Conference on Computer Science and Artificial Intelligence. 2014. P. 216–220.

References

1. LeCun Y., Jackel L. D., Bottou L., Brunot A., Cortes C., Denker J. S., Drucker H., Guyon I., Muller U. A., Sackinger E., Simard P., Vapnik V. Comparison of learning algorithms for handwritten digit recognition. *International Conference on Artificial Neural Networks*. 1995, P. 53–60.

2. Semenkina M. E., Semenkin E. S., Popov E. A. [Effectiveness study of the self-configuring genetic algorithm for selecting an effective variant of spacecraft control system]. *Programmnye produkty i sistemy*. 2013, No. 4, P. 208–213 (In Russ.).

3. Ivanov I. A., Sopov E. A. [Effectiveness study of the self-configuring of co-evolutionary algorithm for solving complex multi-objective optimization problems]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii*. 2013, Vol. 51, No. 1.1, P. 141–145 (In Russ.).

4. Eiben A. E., Raue P.-E., Ruttkay Z. Genetic algorithms with multi-parent recombination. *Proceedings of the International Conference on Evolutionary Computation, The Third Conference on Parallel Problem Solving from Nature*. 1994, P. 78–87.

5. Ting C-K. On the Mean Convergence Time of Multi-parent Genetic Algorithms Without Selection. *Advances in Artificial Life*. 2005, P. 403–412.

6. Akbari Z. A multilevel evolutionary algorithm for optimizing numerical functions. *International Journal of Industrial Engineering Computations 2*. 2010, P. 419–430.

7. Panfilov I. A., Bazanova E. P., Sopov E. A. [Effectiveness study of the genetic optimization algorithm with alternative solutions representation]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 4(50), P. 68–71 (In Russ.).

8. Sopov E. A., Semenkin E. S. [Effectiveness study of the modified probabilistic genetic algorithm on deceptive “trap” functions]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii*. 2011, No. 3 (45), P. 90–95 (In Russ.).

9. Akhmedova Sh. A., Semenkin E. S. [Cooperative bionic algorithm of unconditional optimization]. *Programmnye produkty i sistemy*. 2013, No. 4 (104), P. 133–137 (In Russ.).

10. Michalewicz Z. Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs, 3rd Edition. *Springer-Verlag*. 1996.

11. Ciresan D. C., Meier U., Masci J., Gambardella L. M., Schmidhuber J. Flexible, high performance convolutional neural networks for image classification. *Proceedings of the International Joint Conference on Artificial Intelligence*. 2011, Vol. 22 (1), P. 1237–1242.

12. Haq S., Jackson P. J. B. Speaker-dependent audio-visual emotion recognition. *Proceedings Int. Conf. on Auditory-Visual Speech Processing*, 2009, P. 53–58.

13. Sidorov M., Ultes S., Schmitt A. Emotions are a personal thing: Toward speaker-adaptive emotion recognition. *IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing*. 2014, P. 4803–4807.

14. Schuller B., Muller R., Lang M., Rigoll G. Speaker independent emotion recognition by early fusion of acoustic and linguistic features within ensembles. *Proc. INTERSPEECH*. 2005, P. 805–808.

15. Brester C., Sidorov M., Semenkin E. Speech-based emotion recognition: Application of collective decision making concepts. *Proceedings of the 2nd International Conference on Computer Science and Artificial Intelligence*. 2014, P. 216–220.

© Иванов И. А., Сопов Е. А., 2016

UDC 517.9

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 878–882

ABOUT THE METHODS FOR SELECTION INFORMATIVE FEATURES USING SELF-ADJUSTING NEURAL NETWORK CLASSIFIERS AND THEIR ENSEMBLES

E. D. Loseva[1*], R. B. Sergienko[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]Institute of Communications Engineering, Ulm University,
43, Albert Einstein Allee, Ulm, 89081, Germany
[*]E-mail: rabota_lena_19@mail.ru

Using feature selection procedures based on filters is useful on the pre-processing stage for solving the task of data analysis in different domains including an air-space industry. However, it is a complicated problem, due to the absence of class labels that would guide the search for relevant information. The feature selection using "wrapper" approach requires a learning algorithm (function) to evaluate the candidate feature subsets. However, they are usually performed separately from each other. In this paper, we propose two-stage methods which can be performed in supervised and unsupervised forms simultaneously based on a developed scheme using three criteria for estimation ("filter") and multi-criteria genetic programming using self-adjusting neural network classifiers and their ensembles ("wrapper"). The proposed approach was compared with different methods for feature selection on tree audio corpora in German, English and Russian languages for the speaker emotion recognition. The obtained results showed that the developed technique for feature selection provides to increase accuracy for emotion recognition.

Keywords: emotion recognition, neural network classifiers, multi-criteria genetic programming, feature selection.

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 878–882

О МЕТОДАХ ОТБОРА ИНФОРМАТИВНЫХ ПРИЗНАКОВ С ПРИВЛЕЧЕНИЕМ САМООРГАНИЗУЮЩИХСЯ НЕЙРОСЕТЕВЫХ КЛАССИФИКАТОРОВ И ИХ АНСАМБЛЕЙ

Е. Д. Лосева[1*], Р. Б. Сергиенко[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2] Институт телекоммуникационной инженерии, Ульмский университет
Германия, 89081, г. Ульм, аллея Альберта Энштейна, 43
[*]E-mail: rabota_lena_19@mail.ru

Применение методов отбора признаков на основе фильтров является эффективным на этапе предобработки данных для анализа в различных предметных областях, включая аэрокосмическую отрасль. Но такое применение также является сложным ввиду того, что отбор проводится без использования функции, определяющей качество признака. Отбор признаков с использованием методов свёртки использует для обучения функцию качества признаков или наборов признаков. Однако оба этих метода обычно используются отдельно друг от друга. Предложен подход, который может быть представлен в виде последовательной кооперации обоих методов. Этот метод основан на разработанной схеме с использованием трех критериев эффективности для оценки качества признаков (фильтры) и многокритериального генетического программирования с привлечением самоорганизующихся нейросетевых классификаторов (свёртки). Проведено сравнение разработанного двухэтапного метода отбора признаков с существующими методами. Сравнение проводилось с использованием трех баз данных, содержащих акустические характеристики голосов людей на немецком, английском и русском языках для распознавания эмоций человека. Полученные результаты показали эффективность разработанных методов отбора признаков для повышения точности распознавания эмоционального состояния человека.

Ключевые слова: распознавание эмоций, нейросетевые классификаторы, многокритериальное генетическое программирование, отбор признаков.

Introduction. Nowadays, the air-space industry in Russia demonstrates the potential growth. Currently, there are 99 Russian satellites on the orbit (70 % of them are military or dual-use). Some of them are new versions of satellites (new early warning system, communications and surveillance "Meridian"), as well as satellites of the GLONASS navigation system, the number of them has increased to 24 [1]. In the air-space industry for succeeded performance, it is necessary to pay attention not only to physical condition of cosmonauts, but also to the psycho-emotional state. According to research on the physical condition in weightlessness, there are factors which affect on the condition of cosmonauts such as tremendous congestion including on their psycho-emotional state. Analysis of the cosmonauts' psycho-emotional state will allow to choose the most appropriate method for rehabilitation and improving its performance. In that case, the advanced technologies for emotion recognition using dialog systems are useful. Emotion recognition is a complex task because spoken dialogue systems work in real time. Real-time recognition could be accompanied with noise, emissions and absence of data. Therefore, it is necessary to develop approaches for increasing recognition effectiveness of such systems. Most of systems which work with speech could have modules for processing of the audio signal. Those modules implement methods for pre-processing or processing features of the signal. However, some existing methods do not demonstrate high effectiveness in most cases. For solving those problems, it is necessary to perform determination of irrelevant features (attributes) in data sets (feature selection). An alternative way for feature selection is an application of the methods based on evolutionary techniques that are effective for high-dimensional and poorly structured problems.

Various classifiers (support vector machine, linear discriminant analysis, naive Bayes, decision tree, multilayer perceptron) for speaker state recognition problems were compared in [2] on Berlin, UUDB, LEGO databases of emotional speech. These results showed the highest value of precision using ANN classifiers and one-criterion genetic algorithm (OGA) for feature selection in [2]. Also the results of emotion recognition with feature selection have been presented in [3]. The authors have achieved the high value of precision on the databases Berlin, UUDB, LEGO with different methods of feature selection such as: one-criterion Genetic Algorithm (OGA) [4], Principal Component Analysis (PCA) [5], Information Gain Ratio (IGR) as it was done in [3] and SPEA [6] using Multilayer Perceptron (MLP) [4] as a classifier in. In this research the authors noted that the reduced with the SPEA method feature set was a twice less than the original dimensionality.

This paper we propose hybrid method for feature selection based on the cooperation a "wrapper" method and a "filter" method [7]. The developed method consists of two steps. In the first stage, the data pre-processing using developed scheme ("wrapper"). In the second stage based on multi-criteria genetic programming (GP) using self – adjusting artificial neural network (ANN) classifiers or their ensembles. It is known, that applying evolutionary algorithms require to setup a lot of different parameters. In that case in this paper a Self – adjusting procedure is used, which allows to choose the most effective settings of evolution operators (EO) automatically [8].

The developed two-stage methods representation. In the first stage the algorithm PS (Preprocessing with Sort) for preprocessing is applied.

Estimation of relevant features using several criteria is implemented: the level of variation, the and Fisher score [9]. At this stage, assessment is carried out without the involvement of classifiers but by calculation of density of classes location and statistical evaluation of the available data (the process of "unsupervised"). For the selection of features to an intermediate subset the following scheme is used:

1. Calculation fitness functions by formulas (2), (3) values for all features from the initial set.

2. Calculation average value of efficiency features from initial feature set by formula (1):

$$Value = F\frac{\sum_{r=1}^{R}\sum_{f=1}^{F} Fit_r^f}{R}, \qquad (1)$$

where K – amount of classes; R – amount of features; Fit_f^r – fitness function of r-th feature; $f=\overline{1,F}$, F – amount of fitness function.

3. Identification features as "0" – not effective, if $\sum_{r=1}^{R}\sum_{f=1}^{F} Fit_r^f > Value$ and "1" – effective, if $\sum_{r=1}^{R}\sum_{f=1}^{F} Fit_r^f <= Value.$

4. To select features with rang "1" to intermediate feature set.

The fitness functions are follows:

1. The criterion is Variation level. Fitness function by formula (2) is calculated:

$$FitGA_r^1 = \frac{1}{1+\delta_r^{\,2}}, \qquad (2)$$

where $\delta_r^{\,2}$ – dispersion value of r-th feature.

2. Second criterion is Fisher score [9]. Fitness function by formula (3) is calculated:

$$FitGA_r^2 = F_r, \qquad (3)$$

where F_r is calculated by formula (4):

$$F_r = \frac{\sum_{k=1}^{K} p_k(\mu_k^r-\mu)^2}{\sum_{k=1}^{K} p_k \delta_k^{r\,2}}, \qquad (4)$$

where p_k – amount of objects in k-th class; μ_k^r – mean value; $\delta_k^{r\,2}$ – dispersion of k-th class, $k=\overline{1,K}$; r – current number of feature.

In the second stage MCGP (Multi-Criteria Genetic Programming) applies multi-criteria genetic programming for formation neural network models using Self-adjusting procedure for choosing the most effective EO. In the second stage, feature selection process using intermediate set is implemented, which was created in the first stage. After applying MCGP algorithm, all found features are formed into the final feature set.

In the MCGP, the ANN classifiers are used as a learning algorithm. In our evolutionary procedure we use genetic programming operating with trees (tree encoding). The ANN model is encoded into the tree. A tree is a directed graph that consists of nodes and end vertex (leaves). In nodes one operator may stay from the multiplicity F {+, <} and there are objects from the multiplicity T {IN_1, IN_2, IN_3, ..., IN_n – input neurons (feature subsets), F_1, F_2, F_3, F_4, ..., F_N – activation functions (neurons)} in the leaves [8]. Each input neuron corresponds to one feature. The operator "+" from multiplicity F indicates formation all neurons in one layer and the operator "<" indicates formation all layers in ANN.

For estimation features in this stage the three fitness function are used:

1. The first fitness function: Pair correlation level:

$$FitGP^1 = \frac{1}{1+\text{measure}} \to \max, \quad (5)$$

where "measure" is a maximum of pair correlation values between input neurons in ANN:

$$\text{measure} = \max(corr_t), \quad (6)$$

where $corr_t$ is pair correlation value of two (x^t, y^t) ANN input neurons, $t = \overline{1,\text{T}}$, T – amount of all possible pairs of ANN input neurons. $Corr_t$ by formula (10) is calculated:

$$corr_t = \frac{\sum_i^M (x_i^t - \overline{x}^t)(y_i^t - \overline{y}^t)}{\sqrt{\sum_i^M (x_i^t - \overline{x}^t)^2}\sqrt{\sum_i^M (y_i^t - \overline{y}^t)^2}}, \quad (7)$$

where M – amount of objects in x^t.

2. The second fitness function: Classification accuracy:

$$FitGP^2 = \frac{P}{V}, \quad (8)$$

where P is the amount of correctly classified objects; V is the amount of classified objects.

3. The third fitness function: Complexity of ANN structure.

$$FitGP^3 = n \cdot N_1 + \sum_{i=1}^{L-1} N_i N_{i+1} + N_L \cdot l, \quad (9)$$

where n is the amount of input neurons; N_i is the amount of neurons in the i-th layer; i is the number of hidden layers; L is the amount of hidden layers in ANN; l is the amount of output neurons in ANN.

The developed approach (MCGP) works as follows:

Step 1. Create a population of individuals. Each individual is a tree as a representation of ANN.

Step 2. Optimization of the neural network weighting factors by OGA. The criterion for stopping the OGA is the maximum value of classification accuracy.

Step 3. In this step all combinations of EO have equal probabilities of being selected. In other steps, it is necessary to recalculate probability values for new combinations of EO. All combinations with different types of operators were formed: two types of selection operators (tournament, proportion), two types of mutation operators (strong, weak) and one type for recombination (one-point) were used.

Step 4. Estimate criteria values for all individuals from the current population.

Step 5. Selection two individuals for recombination by VEGA (Vector Evaluated Genetic Algorithm) method [10].

4. Recombination of two selected individuals for creation a new descendant.
5. Mutation of a descendant.
6. Evaluation a new descendant.
7. Compilation new population (solutions) by each created descendant.

Step 6. Choose a new combination of EO by recalculation of the probability values. For recalculation need to estimate the EO combination effectiveness by formula (10) for each descendant which was created by this EO combination:

$$Fit_Oper_p = \frac{1}{I_p} \cdot \sum_{d=1}^{I_p} \sum_{f=1}^{F} FitGP_f{}^d, \quad (10)$$

where Fit^d_f is fitness f-th descendent by d-th criterion; I_p is amount of descendants which were created by chosen variant of EO combination.

The number of added fitness functions may be different; it depends on the algorithm. After comparing values (Fit_Oper_p), the variant of EO with highest value calls a "priority" variant. A combination of EO with the lowest probability value changes on the "priority" variant. The recalculation of probabilities is implemented for each iteration of the algorithm. If all combinations on a "priority" option have been replaced, all probability values are cleared. New variants of EO combination are generated again.

Step 7. Check the stop-criterion: if it is true, then complete the working of MCGP and select the most effective individual as a representation of ANN from population, otherwise continue from the second step. The chosen best ANN is the model with relevant set of features, which equals to the set of input neurons in ANN. In algorithm PS + MCGP_Ens using ensembles of neural networks the set of input signal of all network models are used for final feature set (exclude repeated signals).

For formation general ensemble decision, the developed modified Scheme ED 2 was applied [11].

The ensemble value of classification accuracy by formula (11) is calculated:

$$Accuracy = (P/V) \cdot 100\ \%, \quad (11)$$

where P/V – ratio of right classified objects to all objects.

Research and results. The research of effectiveness of the developed algorithms were performed on three databases such as Berlin [12], LEGO [13] и RSDB [2] with several classifiers. The considered databases in German, English and Russian are described in tab. 1. For feature extraction and creation of databases from records, the software Praat script [14], Notepad++, Excel were used. The types of classifiers are the following: Decision Table, HyperPipe, VFI, LWL, k-NN, JRip [15].

Table 1

Data base description

Type of data base	Language	Data base size (amount of objects)	Amount of features	Amount of classes
Berlin	German	535	45	7
LEGO	English	4827	29	5
RSDB	Russian	800	20	3

Table 2

Average value of effectiveness of developed methods on three data bases

Data base	Amount of features			Classifier				
				LWL	JRip	*k*-NN	Naive Bayes	VFI
	Before selection	After selection		Accuracy, %				
Berlin	45	Developed algorithm	22					
		PS + MCGP		22,8	58,5	76,9	74,9	54,7
		PS + MCGP_Ens	28	36,2	49,9	74,8	70,3	56,1
LEGO	29	PS + MCGP	18	73,9	70,8	81,3	76,6	67,0
		PS + MCGP_Ens	23	72,1	75,6	80,5	74,1	68,9
RSDB	20	PS + MCGP	13	91,4	95,3	88,6	87,6	65,7
		PS + MCGP_Ens	16	93,7	85,7	96,2	92,2	95,6

Table 3

Average accuracy value of recognition emotions using developed methods and existing methods for feature selection

Data base	*k*-NN using PCA	*k*-NN using OGA	*k*-NN using PS + MCGP	*k*-NN using PS + MCGP_Ens
Berlin	56,9	55,1	76,9	74,8
LEGO	70,3	60,7	81,3	80,5
RSDB	73,8	74,4	88,6	96,2

Table 4

Average accuracy value of recognition emotions using PS + MCGP_Ens method and *k*-NN classifier

Data base	Berlin	LEGO	RSDB
Amount of ANNs in Ensemble	Accuracy, %		
3	64,8	70,9	50,2
5	65,7	45,5	64,8
7	35,6	28,9	40,8

Below, the results of comparison analysis of developed methods and existing methods are presented. For the comparison the existing methods such as PCA (Principal Component Analysis) [4] and one-criteria genetic algorithm (OGA) are used [3]. Those results are presented in tab. 3. In tab. 2 the results of comparison analysis of two developed methods on three databases and described classifiers are shown. In tab. 4 the results of using PS+MCGP_Ens with different amount of ANNs in the ensemble are shown.

Application of PS + MCGP may significantly reduce the set of features. According to the results given in tab. 2, the most significant result is observed using the method PS + MCGP_Ens on the RSDB (96,2 %). Based on the results presented in tab. 2, it is necessary to note the high recognition accuracy using the method of PS + MCGP on the Berlin database is 76,9 %, LEGO is 81,3 %. According to the results in tab. 2, 3 and 4, in most of the experiments the use of the proposed method improves the selection of informative features in terms of classification accuracy and, therefore, demonstrates efficiency.

Conclusion. The use of the proposed algorithms PS + MCGP and PS + MCGP_Ens allows to select relevant features and to improve the accuracy of recognition (classification). Therefore, there is a clear reduction of feature space without loss of recognition accuracy on three databases. The results presented in tab. 3 show that in most cases the use of the developed algorithms leads to significant increase recognition accuracy. In tab. 4 the results after application of the method of PS + MCGP_Ens with different amount of neural networks in the ensemble show that large and small amount of neural networks in the ensemble does not improve accuracy. Therefore, the optimal number of neural networks in ensemble can vary from type of the task and database capacity. It should be noted the effectiveness of the

selected classifiers are improved with proposed approaches. For example, the highest value of accuracy involving *k*-NN classifiers, Naive Bayes, Decision Table is observed with the proposed methods (see tab. 2).

References

1. Ministry of Defence of the Russian Federation. Available at: http://eng.mil.ru/en/structure/forces/cosmic.htm/ (accessed 02.6.2016).

2. Loseva E. D. [Application of ten algorithm for optimization of the support vector machine parameters and for optimization of feature selection process in the task of recognition human's gender and age]. *Materialy XII Mezhdunarodnoy nauch. prakt. konf. "Sovremennyye kontseptsii nauchnykh issledovaniy"*. [Proceed. of XII International scientific-practical conference]. (27–28 March 2015, Moscow). Moscow, Part 7, No. 3, 2015, P. 132–136 (in Russ).

3. Maxim Sidorov, Christina Brester, Eugene Semenkin, Wolfgang Minker. Speaker State Recognition with Neural Network-based Classification and Self-adaptive Heuristic Feature Selection. *International Conference on Informatics in Control (ICINCO)*. 2014, P. 699–703.

4. Holland J. H. Adaptation in Natural and Artificial System. University of Michigan Press. 1975, P. 18–35.

5. Jonathon Shlens. A Tutorial on Principal Component Analysis. Cornell University Library. 2014, P. 1–12.

6. Zitzler E., Thiele L. Multiobjective evolutionary algorithms: A comparative case study and the strength pareto approach. *Evolutionary Computation (IEEET)*. 1999, No. 3(4), P. 257–271.

7. Saadia Minhas, Muhammad Younus Javed. Iris Feature Extraction Using Gabor Filter. International Conference on Emerging Technologies. 2009, P. 252–255.

8. Loseva E. D., Lipinsky L. V. [Ensemble of networks with application of multi-objective self-configurable genetic programming]. *Vestnik SibGAU*. Vol. 17, No. 1, 2016, P. 67–72 (in Russ.).

9. He X., Cai D., Niyogi P. Learning a Laplacian Score for Feature Selection. Advances in Neural Information Processing Systems 18 (NIPS). 2005, P. 1–8.

10. Ashish G., Satchidanada D. Evolutionary Algorithm for Multi-Criterion Optimization: A Survey. *International Journal of Computing & Information Science*. 2004, Vol. 2, No. 1, P. 43–45.

11. Loseva E. D. [Decision – making Scheme for Ensembles of Neural Networks in the Task of Intellectual Data Analysis]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. "Aaktual'nyye problemy v sovremennoy nauke i puti ikh resheniya"*. [Materials of XXV International science conference "Actual problems in science and ways to solve them"]. (28 April 2016, Moscow). Moscow, No. 4 (25), 2016, P. 20–26 (In Russ.).

12. Burkhardt F., Paeschke A., Rolfes M., Sendlmeier W. F., Weiss B. A database of german emotional speech. *Interspeech*. 2005, P. 1517–1520.

13. Schmitt A., Ultes S., Minker W. A parameterized and annotated corpus of the cmu let's go bus information system. *International Conference on Language Resources and Evaluation (LREC)*. 2012, P. 208–217.

14. Boersma P. PSat, a system for doing phonetics by computer. Glot international. 2002, No. 5(9/10), P. 341–345.

15. Akthar, F. and Hahne, C. Rapid Miner 5 Operator reference: Rapid-I. Dortmund. 2012, P. 25–55.

Библиографические ссылки

1. Ministry of Defence of the Russian Federation [Электронный ресурс]. URL: http://eng.mil.ru/en/structure/forces/cosmic.htm/ (дата обращения: 02.6.2016).

2. Лосева Е. Д. Применение десяти алгоритмов для оптимизации параметров машины опорных векторов и оптимизации отбора информативных признаков в задаче распознавания пола и возраста человека // Современные концепции научных исследований : материалы XII Междунар. науч.-практ. конф. (27–28 марта 2015, г. Москва). 2015. Ч. 7, № 3. С. 132–136.

3. Speaker State Recognition with Neural Network-based Classification and Self-adaptive Heuristic Feature Selection / M. Sidorov [et al.] // International Conference on Informatics in Control (ICINCO). 2014. С. 699–703.

4. Holland J. H. Adaptation in Natural and Artificial System. University of Michigan Press, 1975. С. 18–35.

5. Shlens J. A Tutorial on Principal Component Analysis // Cornell University Library. 2003. С. 1–12.

6. Zitzler E. and Thiele L. Multiobjective evolutionary algorithms: A comparative case study and the strength pareto approach // In Evolutionary Computation. IEEET. 1999. No. 3(4). С. 257–271.

7. Saadia Minhas, Muhammad Younus Javed. Iris Feature Extraction Using Gabor Filter // International Conference on Emerging Technologies. 2009. С. 252–255.

8. Loseva E. D., Lipinsky L. V. Ensemble of networks with application of multi-objective self-configurable genetic programming // Vestnik SibGAU. 2016. Vol. 17, No. 1. С. 67–72 (In Russ.).

9. He X., Cai D., Niyogi P. Learning a Laplacian Score for Feature Selection // Advances in Neural Information Processing Systems 18 (NIPS). 2005. С. 1–8.

10. Ashish G., Satchidanada D. Evolutionary Algorithm for Multi-Criterion Optimization: A Survey // International Journal of Computing & Information Science. 2004. Vol. 2, no. 1. P. 43–45.

11. Loseva E. D. Decision – making Scheme for Ensembles of Neural Networks in the Task of Intellectual Data Analysis // Актуальные проблемы в современной науке и пути их решения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (28 апр. 2016, г. Москва). 2016. № 4 (25), С. 20–26.

12. A database of german emotional speech / F. Burkhardt [et al.] // Interspeech. 2005. С. 1517–1520.

13. Schmitt A., Ultes S., Minker W. A parameterized and annotated corpus of the cmu let's go bus information system // International Conference on Language Resources and Evaluation (LREC). 2012. С. 208–217.

14. Boersma P. PSat, a system for doing phonetics by computer // Glot international. 2002. No. 5(9/10). С. 341–345.

15. Akthar F., Hahne C. Rapid Miner 5 Operator reference: Rapid-I. Dortmund, 2012. С. 25–55.

© Loseva E. D., Sergienko R. B., 2016

УДК 519.6

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 883–890

ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЯ СИЛУЭТА В АЛГОРИТМЕ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ГРУППИРОВКИ ЭЛЕКТРОРАДИОИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В. И. Орлов, Л. А. Казаковцев*, И. С. Масич

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: levk@bk.ru

В связи с развитием космической отрасли, расширением функций космических аппаратов и увеличением их срока службы все большее значение приобретает вопрос их надежности. Поэтому необходимо обеспечить не только высокое качество электронных комплектующих на космическом производстве, но и уделить большое внимание однородности их технических характеристик для обеспечения высокого уровня согласованности их работы в составе устройства. Для этого необходима комплексная система контроля, испытаний и автоматической классификации поступающих на производство деталей, имеющая целью отобрать из поступающих от поставщика электрорадиоизделий компоненты, изготовленные в рамках одной производственной партии. Кроме того, результаты выборочного разрушающего физического анализа можно распространять на всю партию электрорадиоизделий только будучи уверенными в однородности этой партии.

Рассмотрен один из аспектов работы такой системы – определение предполагаемого числа производственных партий в сборной партии комплектующих.

Задача определения числа групп является одним из сложнейших аспектов классификации данных. На сегодняшний день в литературе приведено значительное количество различных критериев оценки предполагаемого числа групп. Было проведено исследование эффективности различных критериев, и по его итогам был сделан вывод о том, что метод, основанный на критерии силуэта, весьма эффективен для решения задачи автоматической группировки, в частности, автоматической группировки электрорадиоизделий космического применения по однородным производственным партиям.

Отдельное внимание было уделено вопросу «выбросов» – элементов, чьи характеристики далеко отстоят от характеристик основного количества классифицируемых элементов.

Была проведена экспериментальная проверка метода на реальных данных. Экспериментально показано, что максимум критерия силуэта соответствует реальному количеству производственных партий в экзаменационной выборке, представляющей собой сборную партию, собранную из элементов, изготовленных в составе нескольких однородных производственных партий.

Поскольку предлагаемый метод оценки числа производственных партий не требует проведения дополнительных испытаний электрорадиоизделий и базируется исключительно на данных испытаний, проводимых в специализированном тестовом центре, данный метод может быть внедрен в производственный процесс в целях повышения качества электронной продукции космического применения без значительных затрат.

Ключевые слова: критерий силуэта, алгоритмы кластеризации, электрорадиоизделия, автоматическая группировка.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 883–890

SILHOUETTE CRITERION FOR AUTOMATIC GROUPING ALGORITHM OF SPACESHIP ELECTRONIC COMPONENTS

V. I. Orlov, L. A. Kazakovtsev*, I. S. Masich

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: levk@bk.ru

Due to the development of the space industry, expansion of functions of spacecrafts and increasing its service life, matter of its reliability are becoming very important. Therefore, it is necessary to provide a high quality of electronic components in space production and pay attention to the homogeneity of its specifications to ensure a high level of consistency of its work as the part of the device. This requires a complex control system, testing and automatic classification of arriving components, which aims to select components manufactured within the same production batch from

providing components. Besides, the results of the selective destroying physical analysis can be extended to all batches of components, only being confident in homogeneity of this batch.

This paper is devoted to one aspect of such a system – the definition of the estimated number of production batches in a composite party of components.

The task of determination of number of groups is one of the most difficult aspects of data classification. There is significant amount of various criteria for evaluation of expected number of groups in literature today. We studied the effectiveness of various criteria, and concluded that the method based on the Silhouette criterion is very effective to solve the problem of automatic grouping, particularly for grouping of spacecraft electronic components on homogeneous production batches.

We paid special attention to the "outliers" – elements, which characteristics are far from the characteristics of the major amount of classified elements.

We made experimental verification of the method on real data and showed that the maximum of Silhouette criterion corresponds to the actual number of production batches in the examination selection, representing the combined batch collected from the elements made as a part of several homogeneous production lots.

The proposed method for estimating the number of production lots is based on the test data from a specialized test center and does not require additional testing. Thus, this method is suitable for implementation in manufacturing process to improve the quality of spacecraft electronic components without considerable expenses.

Keywords: silhouette criterion, clustering algorithm, electronic components, automatic grouping.

Введение. Одним из основных путей повышения надежности сложных технических систем является комплектация их электронных узлов компонентами наивысшего качества. Также в случае однородности характеристик однотипных компонентов электронного узла достигается высокий уровень согласованности работы, что влечет за собой повышение надежности узла и системы в целом. Для высокой степени однородности характеристик компонентов узла необходимо отбирать для комплектации компоненты, произведенные в рамках одной производственной партии из одной партии сырья [1]. К примеру, в список требований к критически важным узлам может быть включено условие комплектации спецпартиями электронной компонентной базы с повышенными требованиями к составляющим, в том числе к однородности характеристик [2; 3].

Производители электронных компонентов в США и странах Европейского союза выпускают специальный класс продукции для космической отрасли (Space), отличный от военного (Military) класса [4; 5]. В России же специализированные производства электронной компонентной базы (ЭКБ) – электрорадиоизделий (ЭРИ) для космической отрасли – отсутствуют, поэтому ЭРИ общего военного (неспециализированного) применения [2; 3] категорий качества «ВП» и «ОС» («ОСМ») должны подвергаться демонстрации возможности использования в аппаратуре космических аппаратов (КА). ЭКБ иностранного производства, которая находит все более широкое распространение в аппаратуре КА, также должна подвергаться квалификации по условиям применения и уровню качества, поскольку в настоящее время не существует никаких документов о гармонизации систем качества отечественной и импортной ЭКБ.

Поэтому демонстрация возможности использования ЭРИ в аппаратуре КА в течение длительного времени (на основе разработки принципов и правил) включает разработку методологии обеспечения качества и работоспособности ЭКБ при воздействии факторов космического пространства.

Для исключения попадания в бортовую аппаратуру КА с длительными сроками службы потенциально ненадежных ЭРИ в последние годы внедряется новый принцип комплектования аппаратуры через специализированные испытательные технические центры [6; 7] с проведением операций сплошного входного контроля ЭРИ, дополнительных отбраковочных испытаний (ДОИ), диагностического неразрушающего контроля (ДНК) с применением выборочного разрушающего физического анализа (РФА). Задачей ДОИ и ДНК ЭРИ является, по существу, индивидуальная отбраковка элементов, имеющих скрытые дефекты изготовления. РФА проводится с целью определения соответствия образцов ЭРИ требованиям конструкции и технологического процесса изготовления и выявления нарушений этих требований.

Таким образом, все проводимые над ЭРИ испытания можно разделить на две группы:

1) сплошные испытания для всей партии элементов – ДОИ, ДНК;

2) выборочные испытания для нескольких элементов из партии – РФА.

Многие из эксплуатируемых до 2000 г. КА, разработанных и изготовленных АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», в первые дни, месяцы эксплуатации имели замечания по качеству функционирования: сбои, перерывы в связи, отказы, значительная часть которых по результатам анализа возникала из-за отказов ЭРИ. И только на эксплуатируемом с 18 апреля 2000 г. КА Sesat не выявлено существенных замечаний к ЭРИ в течение более 15 лет эксплуатации. Одной из главных причин, по мнению многих специалистов, является то, что впервые в практике все 100 % ЭРИ, комплектующих бортовую аппаратуру КА Sesat, прошли ДОИ, ДНК и РФА [7]. Аналогичные результаты, а именно, отсутствие или существенное снижение количества замечаний к работе ЭРИ, прошедших данный набор испытаний (ДОИ+ДНК+РФА) [8; 9], позволяют сделать вывод о состоятельности подхода к испытаниям, в состав которого входят именно эти три основных компонента.

Важное значение имеет разработка методов прогнозирования и обеспечения работоспособности ЭРИ при неблагоприятных внешних воздействиях. Одно из центральных мест при этом занимают методы обеспечения устойчивости к тепловым и радиационным нагрузкам [10–12].

Вопросы обеспечения радиационной стойкости (РС) БА изложены в литературе, например в [13–16], но она в основном посвящена применению ЭРИ в предположении, что стойкость любого ЭРИ из производственной партии известна и одинакова. На самом деле РС ЭРИ внутри производственной партии различна и зависит от содержащихся в каждом ЭРИ внутренних дефектов (дислокации, неконтролируемые примеси, другие точечные дефекты) [17].

Собственно выявление наиболее существенных из таких дефектов в партиях изделий является целью проведения РФА. При этом распространять результаты проведенного РФА на всю поступившую партию изделий необходимо с большой осторожностью. Для этого нужно, как минимум, быть уверенными в том, что мы имеем дело действительно с единой партией ЭРИ, изготовленной из единой партии сырья. Поэтому выявление истинных производственных партий из предположительно сборных партий ЭРИ является одним из важнейших мероприятий при проведении испытаний.

Для выявления однородных партий используются алгоритмы кластеризации, некоторые подходы к этой проблеме рассмотрены в [1; 18; 19]. Одной из основных задач при этом является определение предполагаемого количества партий.

Задача определения числа групп. Задача автоматической группировки (разбиение на кластеры) требует задания числа групп (кластеров) k, значение которого априори неизвестно. Автоматическое определение числа групп является одной из труднейших задач в классификации данных. Большинство методов автоматического определения числа групп сводятся к проблеме выбора модели. Алгоритмы классификации запускаются при различном числе групп, наилучшее значение выбирается на основании определенного критерия, по которому оценивается эффективность группировки – компактность и взаимная удаленность выявленных групп в нормированном пространстве.

В литературе по автоматической группировке и кластерному анализу упоминаются следующие критерии: индекс Дэвиса–Боулдина (DBI) [20], индекс Калински–Харабаша [21], индекс Кржановски–Лая [22], критерий Хартигана [23], GAP-критерий [24], информационный критерий Байеса (BIC) [25], информационный критерий Акаике (AIC) [26], критерий силуэта [27; 28].

Критерий Хартигана:

$$H_K = (W_K / W_{K+1} - 1)(N - K - 1),$$

в котором N – число объектов; W_K и W_{K+1} – минимальные значения критерия суммарного разброса параметров при разбиениях на K и K+1 кластеров. Согласно правилу Хартигана, надо последовательно разбивать множество на все большее число кластеров K до тех пор, пока H_K не станет меньше 10, именно это K и надо брать в качестве оценки числа кластеров.

Информационный критерий Акаике (AIC):

$$\mathrm{AIC} = 2k - 2l,$$

где l – значение логарифмической функции правдоподобия построенной модели; k – количество использованных (оцененных) параметров. Наилучшей считается модель с наименьшим значением критерия.

Байесовский информационный критерий (Bayesian information criterion, BIC, иногда – Schwarz Criterion) – критерий выбора модели из класса параметризованных моделей, зависящих от разного числа параметров, используемый также в задачах автоматической группировки данных. Для оценивания модели обычно используется метод нахождения максимума функции правдоподобия, значение которого можно увеличить добавлением дополнительных параметров. Однако это может вызвать переобучение. Байесовский критерий устраняет проблему переобучения, штрафуя увеличение числа параметров модели (в случае автоматической группировки – штрафуя увеличение числа групп). Тесно связан с критерием Акаике, но в случае байесовского критерия увеличение параметров штрафуется строже.

С помощью критерия BIC можно оценить наиболее подходящее число групп K при автоматической группировке объектов. Формула BIC имеет следующий вид:

$$\mathrm{BIC}(M_j) = \hat{l}_j(\delta) - \frac{p_j}{2}\log N,$$

где $l_j(\delta)$ – логарифм максимального значения функции правдоподобия для данных δ в соответствии с j-й моделью; p_j – число параметров в модели M_j; $p_j = (D + 1) \times K$; D обозначает размерность вектора входных данных. Следует выбирать модель с наибольшим значением этого критерия, и таким образом можно выбрать число кластеров.

Критерий «силуэт» изначально был создан как средство интерпретации и подтверждения результатов автоматической группировки данных.

Предположим, что данные были разгруппированы на k групп (кластеров). Для каждого экземпляра i определим $a(i)$ – среднее расстояние от экземпляра i до других экземпляров того же кластера. Величина $a(i)$ показывает, насколько правомерно объект i отнесен к данному кластеру (чем меньше значение, тем более обоснованно отнесение этого объекта группе).

Будем определять среднее расстояние от объекта i до кластера c как среднее расстояние от i до объектов c. Определим $b(i)$ как наименьшее среднее расстояние от объекта i до любого другого кластера, к которому этот объект не относится. Кластер с наименьшим средним расстоянием будем называть соседним кластером к i. Определим силуэт следующим образом:

$$s(i) = \frac{b(i) - a(i)}{\max\{a(i), b(i)\}}.$$

Иначе можно записать:

$$s(i) = \begin{cases} 1 - a(i)/b(i), & \text{если } a(i) < b(i), \\ 0, & \text{если } a(i) = b(i), \\ a(i)/b(i) - 1, & \text{если } a(i) > b(i). \end{cases}$$

Отсюда следует, что

$$-1 \le s(i) \le 1.$$

Для того, чтобы $s(i)$ было близко к 1, требуется $a(i) << b(i)$. То есть $s(i)$, близкое к единице, означает, что объект правильно классифицирован. Если же значение $s(i)$ близко к –1, то это означает, что правильнее было бы отнести этот объект к соседнему кластеру. Если $s(i)$ около нуля, то это означает, что объект находится на границе двух кластеров (рис. 1).

Среднее $s(i)$ по всем объектам кластера является мерой того, насколько плотной является соответствующая группа, и того, насколько правильно проведена группировка в целом. Если при группировке было выбрано слишком малое или слишком большое число групп, то этот критерий будет принимать низкое значение. Таким образом, этот критерий можно использовать для выбора числа групп.

Значения различных критериев применительно к сборной партии интегральных схем космического применения приведены в табл. 1.

Критерий силуэта пригоден к использованию только при условии наличия 2 или более кластеров в исследуемых данных. Следует провести оценку распределений частот и плотностей числовых характеристик на наличие многомодальности, что укажет на возможность разделения исходной выборки на группы, сходные по характеристикам объектов [29].

Недостатком оригинального критерия является то, что его использование требует значительных вычислительных ресурсов. Поэтому вместо него иногда имеет смысл использовать ускоренный критерий, который вычисляется намного быстрее, но по качеству практически не уступает оригинальному критерию.

При вычислении ускоренного критерия определим $a(i)$ как расстояние от объекта i до центра кластера, к которому он относится. В свою очередь, $b(i)$ определяется как расстояние, наименьшее до центров групп, к которым данный объект не принадлежит, т. е. расстояние до центра соседнего кластера.

Результаты вычислительных экспериментов, проведенные с партиями изделий, состав которых априори известен, показали, что наиболее информативным является критерий силуэта и его ускоренная оценка (табл. 1). Остальные критерии фактически являются свертками двух критериев: собственно целевой функции и количества групп k. Определение количества групп (партий) изделий предлагается проводить в соответствии с максимальным значением критерия силуэта.

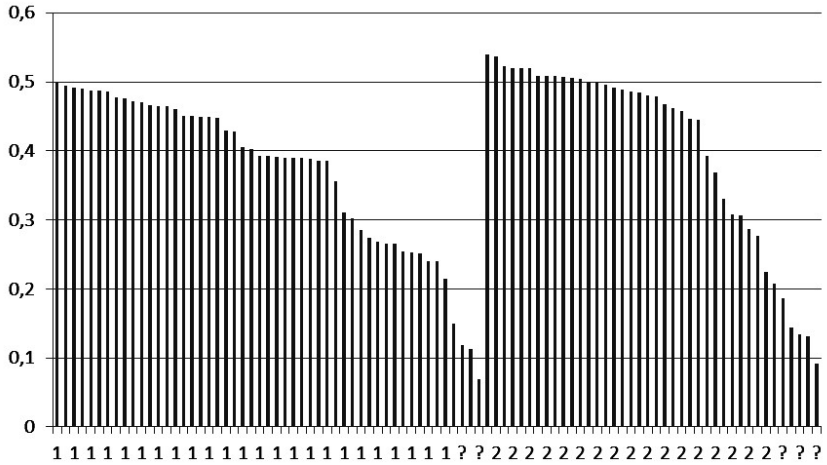


Рис. 1. Значения силуэта для элементов кластеров (разбиение на 2 кластера) на примере задачи разбиения множества интегральных схем по предполагаемым производственным партиям. Экземпляры со значением $s(i) < 0{,}20$ помечены знаком «?» (нечетко классифицированные)

Таблица 1

Значения целевой функции и критериев оценки эффективности разбиения на группы в зависимости от их числа для изделия 1526ЛЕ5

k	Целевая функция	Критерий Хартигана	Критерий силуэта ускоренный	Критерий силуэта	Критерий BIC	Критерий AIC
1	84359	220,4895	–	–	334844	5302219
2	53968	206,9374	0,53918	0,41129	316973	3189458
3	37985	54,3987	0,57784	0,45594	295186	1730708
4	27329	46,9809	0,53645	0,38642	291719	1549824
5	21098	35,9868	0,48232	0,34088	287171	1347527
6	19865	23,0933	0,44891	0,31559	282926	1182413
7	18952	22,6444	0,43588	0,29702	281246	1113269
8	18091	20,4564	0,42419	0,28621	279008	1032668
9	17357	15,0933	0,39457	0,25063	277946	988834
10	17021	13,4691	0,38525	0,23961	276951	968357

Проблема отсева «выбросов». Кроме надежного определения принадлежности каждого из векторов данных к тому или иному кластеру, критерием которого может служить силуэт каждого из векторов данных, требуется также определить, входит ли тот или иной вектор данных в какой-либо из кластеров или же он является отдельным, далеко отстоящим от всех кластерных структур вектором (так называемым выбросом – outlier). Наличие «выбросов» – отдельно стоящих элементов вне кластеров – может быть вызвано различными причинами, например, ошибкой при проведении измерений каких-либо из параметров или же фактическим значительным отклонением этих параметров от значений, типичных для остальной части партии, у конкретного экземпляра ЭРИ вследствие брака или вследствие попадания единичных экземпляров из другой партии.

Такие «выбросы» в любом случае являются аномалией в рамках партии ЭРИ, и данные экземпляры не должны отбираться, например, для проведения разрушающего физического анализа. Также на них не могут быть распространены результаты РФА, выполненного на каких-либо из «типичных» экземпляров партии.

В настоящее время в литературе нет единого подхода к определению «выбросов», соответственно, нет и единой методологи.

Тем не менее, логично считать «выбросом» точку (вектор данных), которая отстоит на значительном расстоянии от других точек. Значительным будем считать расстояние, которое в q раз превосходит среднее внутрикластерное расстояние.

Для данной цели введем следующий критерий для каждого из векторов данных $A_1, \ldots, A_N$:

$$K_{outlier}(i) = \frac{\sum_{j \in C_i} \left\| A_i - A_j \right\| / |C_i|}{\sum_{k=1}^{N} \left(\sum_{j \in C_k} \left\| A_k - A_j \right\| / |C_k| \right)},$$

где C_i – кластер (множество векторов данных), которому принадлежит i-й вектор данных; $|C_i|$ – его мощность (количество векторов данных в нем). Здесь для измерения расстояния используется та метрика или мера расстояния, которая используется и при решении задачи k-средних.

В числителе дроби – среднее расстояние от i-го вектора данных до других векторов «своего» кластера, в знаменателе – среднее внутрикластерное расстояние по всей партии ЭРИ.

Таким образом, например, для «отсева» (т. е. для причисления их к «выбросам») тех векторов данных, для которых расстояние до других векторов «своего» кластера в q раз превышает среднее внутрикластерное расстояние, требуется проверить условие $K_{outlier} > q$.

В нашем реализованном программном приложении используется модифицированный критерий

$$K^*_{outlier}(i) = \frac{1}{1 + K_{outlier}(i)}$$

и, соответственно, иное пороговое значение:

$$K^*_{outlier}(i) < q^*,$$

$$q^* = \frac{1}{1+q}.$$

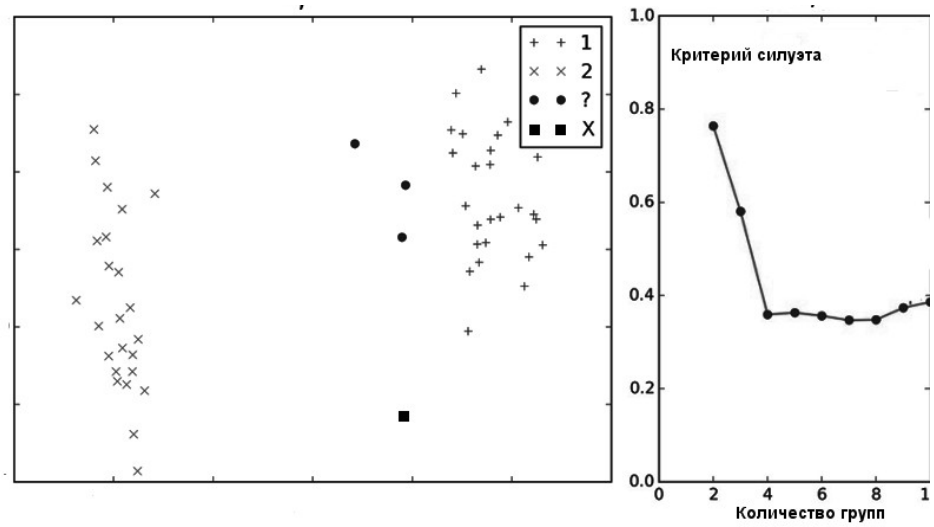
Так, если требуется отсечь в качестве «выбросов» векторы данных, для которых среднее внутрикластерное расстояние превышено в два раза, следует установить значение

$$q^* = \frac{1}{1+2} \approx 0,33.$$

Именно это значение мы использовали в наших экспериментах.

Таким образом, «выбросы» определяются проверкой условия

$$\frac{1}{1 + \dfrac{\sum_{j \in C_i} \left\| A_i - A_j \right\| / |C_i|}{\sum_{k=1}^{N} \left(\sum_{j \in C_k} \left\| A_k - A_j \right\| / |C_k| \right)}} < q^*.$$



а *б*

Рис. 2. Сборная партия ИС 140УД17АВК, разбиение на группы:
а – многомерное шкалирование; *б* – критерий силуэта

Таблица 2

Результаты разбиения экзаменационных выборок интегральных схем

Показатель	ИС 140УД25АС1ВК	ИС 140УД17АВК
Партия № 1	30	26
Партия № 2	26	24
Всего	56	50
По результатам работы алгоритма классификации		
Партия № 1	27	26
Партия № 2	26	24
Неклассифицированные	3 (8,9 %)	0 (0 %)
Ошибочные	0	0

С целью проверки работоспособности метода автоматической группировки электрорадиоизделий по производственным партиям мы исследовали партии интегральных схем, заведомо составленные из двух или трех различных производственных партий. Для визуального представления многомерных данных использовалось многомерное шкалирование [30]. На диаграмме многомерного шкалирования (рис. 2) цифрами обозначены номера предполагаемых производственных партий, «X» и «?» – неклассифицированные элементы. На графике критерия силуэта показана зависимость значения критерия от предполагаемого числа производственных партий.

На рис. 2 показано разбиение сборной партии операционных усилителей на две предполагаемые производственные партии, а также значения критерия силуэта для различных вариантов разбиения на разное число партий. Видно, что максимальное значение критерия силуэта четко указывает на число производственных партий, равное двум. Отметим, что разбиение всех элементов, кроме помеченных как ненадежно классифицированные, совпадает с их реальной принадлежностью к той или иной производственной партии. К ненадежно классифицированным отнесены элементы, лежащие за пределами какого-либо из кластеров.

При этом наиболее важным вопросом остается адекватность классификации. Были проведены эксперименты на экзаменационных выборках ИС, состав элементов с разбивкой на производственные партии был заранее известен. В табл. 2 показаны результаты разбиения этих выборок.

Заключение. Применение критерия силуэта позволяет эффективно определять число производственных партий в сборной партии, что, в свою очередь, позволяет повысить эффективность алгоритма автоматической группировки и более точно классифицировать электрорадиоизделия.

Библиографические ссылки

1. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N., Masich I. S. Fast deterministic algorithm for EEE components classification problems // IOP Conference Series : Materials Science and Engineering. 2015. Vol. 94. Article ID 012015. Doi: 10.1088/1757-899X/94/1/012015.

2. Федосов В. В., Орлов В. И. Минимально необходимый объем испытаний изделий микроэлектроники на этапе входного контроля // Известия высших учебных заведений. Приборостроение, 2011. Т. 54, № 4. С. 58–62.

3. Харченко В. С., Юрченко Ю. Б. Анализ структур отказоустойчивых бортовых комплексов при использовании электронных компонентов Industry // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. 2003. № 2. С. 3–10.

4. Hamiter L. The History of Space Quality EEE Parts in the United States // ESA Electronic Components Conf., ESTEC (Noordwijk, The Netherlands, 12–16 Nov, 1990, ESA SP-313).

5. High Efficiency Digital Cooler Electronics for Aerospace Applications / C. S. Kirkconnell [et al.] // Proc. SPIE 9070, Infrared Technology and Applications XL 90702Q (June 24, 2014).

6. Куклин В. И, Орлов В. И., Федосов В. В. Результаты работ по обеспечению качества электрорадиоизделий отечественного производства для комплектования бортовой аппаратуры космических аппаратов за период 01.2008–06.2009 гг. // Электронная компонентная база космических систем : VIII Рос. науч.-техн. конф. М. 2009. С. 64–66.

7. Космический аппарат SESAT со сроком активного функционирования 10 лет. Принципы, методы и результаты комплектации аппаратуры электрорадиоизделиями : тех. отчет / В. В. Федосов [и др.] ; ФГУП «НПО ПМ имени академика М. Ф. Решетнева». 1999. 408 с.

8. Перечень ЦК-1/96. Изделия электронной техники, допускаемые для применения в аппаратуре космического аппарата «Ямал» с 10-летним сроком активного существования / АО ИТЦ «Циклон». 1997. 90 с.

9. Решение № SST-TP-97006 о квалификации электрорадиоизделий на соответствие требованиям космического аппарата с 10-летним сроком активного существования (ред. 1-97) / АО ИТЦ «Циклон». 1997. 108 с.

10. Модель околоземного космического пространства : В 3 т. Т. 3 / под ред. акад. С. Н. Вернова. 7-е изд.. М. : МГУ, 1983. 133 с.

11. Стойкость изделий электронной техники к воздействию факторов космического пространства и электрических импульсных перегрузок : справочник. Т. XII. Термовакуумные и электрические воздействия / ВНИИ «Электронстандарт». 1990. 162 с.

12. Pease R. L., Johnston A. H., Azarevich J. L. Radiation testing of semiconductor devices for space electronics // Proceeding of the. IEEE. 1988. Vol. 76, iss.11. P. 1510–1526. Doi: 10.1109/5.90110.

13. Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов // Материалы I Всесоюз. науч.-техн. конф. Томск, 1991. 257 с.

14. Радиационная стойкость материалов радиотехнических конструкций : справочник / под ред. Н. А Сидорова, В. К. Князева. М. : Советское радио, 1976. 567 с.

15. Методология оценки радиационной надежности ИЭТ в условиях низкоинтенсивных ионизирующих излучений / М. М. Малышев [и др.] // Радиационно-надежностные характеристики изделий электронной техники в экстремальных условиях эксплуатации : сб. / под ред. Ю. Н. Торгашова. СПб. : Изд-во РНИИ «Электронстандарт», 1994. 96 с.

16. Мырова Л. О., Чепиженко А. З. Обеспечение стойкости аппаратуры связи к ионизирующим и электромагнитным излучениям. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1988. 296 с.

17. Отбраковка потенциально ненадежных интегральных микросхем с использованием радиационно-стимулирующего метода / В. К. Кононов [и др.] // Радиационно-надежностные характеристики изделий электронной техники в экстремальных условиях эксплуатации : сб. / под ред. Ю. Н. Торгашова. СПб. : Изд-во РНИИ «Электронстандарт», 1994. 96 с.

18. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N., Fedosov V. V. Greedy heuristic algorithm for solving series of EEE components classification problems // IOP Conference Series : Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 122. Article ID 012011. P. 7. Doi: 10.1088/1757-899X/122/1/012011.

19. Казаковцев Л. А., Орлов В. И., Ступина А. А. Выбор метрики для системы автоматической классификации электрорадиоизделий по производственным партиям // Программные продукты и системы. 2015. № 2. С. 124–129. Doi: 10.15827/0236-235X.110.124-129.

20. Davies D. L., Bouldin D. W. A Cluster Separation Measure // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1979. PAMI-1 (2). P. 224–227.

21. Calinski T., Harabasz J. A dendrite method for cluster analysis // Communications in Statistics. 1974. Vol. 3. P. 1–27. Doi: 10.1080/03610927408827101.

22. Krzanowski W., Lai Y. A criterion for determining the number of groups in a dataset using sum of squares clustering // Biometrics. 1985. No. 44. P. 23–34.

23. Hartigan J. A. Clustering Algorithms. New York : Wiley, 1975. 369 P.

24. Tibshirani R., Walther G, Hastie T. Estimating the number of clusters in a data set via the gap statistic // Journal of the Royal Statistical Society. 2001. Vol. 63. P. 411–423.

25. Schwarz G. Estimating the Dimension of a Model // Annals of Statistics. 1978. Vol. 6, no. 2, P. 461–464. Doi: 10.1214/aos/1176344136.

26. Akaike H. A new look at the statistical model identification // IEEE Transactions on Automatic Control. 1974. Vol. 19 (6). P. 716–723. Doi: 10.1109/TAC.1974.1100705.

27. Rousseeuw P. Silhouettes: a graphical aid to the interpretation and validation of cluster analysis // Journal of Computational and Applied Mathematics. 1987. Vol. 20. P. 53–65.

28. Kaufman L. Finding groups in data: an introduction to cluster. New York : Wiley, 1990. P. 368.

29. Коплярова Н. В., Орлов В. И. Об исследовании компьютерной системы диагностики электрорадиоизделий на основе данных испытаний // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 1(53). С. 24–30.

30. Зиновьев А. Ю. Визуализация многомерных данных. Красноярск : КГТУ, 2000. 168 с.

References

1. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N., Masich I. S. Fast deterministic algorithm for EEE components classification problems. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2015, Vol. 94. Article ID 012015. Doi: 10.1088/1757-899X/94/1/012015.

2. Fedosov V. V., Orlov V. I. [Minimal necessary extent of examination of microelectronic products at inspection test stage]. *Izvestiya Vuzov. Priborostroenie*. 2011, Vol. 54(4), P. 62–68 (In Russ.).

3. Kharchenko V. S., Yurchenko Yu. B. [Rating of fault-tolerant onboard complexes frames at usage electronic components industry]. *Tekhnologiya I konstruirovanie v elektronnoy apparature*. 2003, No. 2, P. 3–10 (In Russ.).

4. Hamiter L. The History of Space Quality EEE Parts in the United States. *ESA Electronic Components Conf., ESTEC* (Noordwijk, The Netherlands, 12–16 Nov 1990 ESA SP-313).

5. Kirkconnell C. S. et al. High Efficiency Digital Cooler Electronics for Aerospace Applications *Proc. SPIE 9070, Infrared Technology and Applications XL 90702Q* (June 24, 2014).

6. Kuklin V. I, Orlov V. I., Fedosov V. V. [Results of operations of quality assurance of domestic electronic components for on-board equipment of spacecrafts in the period from January 2008 to June 2008]. *VIII Rossiyskaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya. Elektronnaya komponentnaya baza kosmicheskikh sistem* [VII Russian scientific and technical conference. Electronic components in space industry]. Moscow, 2009, P. 64–66 (In Russ.).

7. Fedosov V. V., Kuklin V. I., Orlov V. I., Islyaev Sh. N. *Tekhnicheskiy otchet. Kosmicheskiy apparat "SESAT" so srokom aktivnogo funktsionirovaniya 10 let. Printsipy, metody i rezul'taty komplektatsii apparatury elektroradioizdeliyami.* [Technical report. The SESAT spacecraft with a 10-year lifetime. Principles, methods and results of the electronic components complication]. FGUP "NPO PM im. akademika Reshetneva", 1999, 408 p.

8. *Perechen' TsK-1/96. Izdeliya elektronnoy tekhniki, dopuskaemye dlya primeneniya v apparature kosmicheskogo apparata "Yamal" s 10-letnim srokom aktivnogo sushchestvovaniya* [The list TsK-1/96. Electronic components, permitted for use in the Yamal spacecraft with a 10-year lifetime]. AO ITTs "Tsiklon" Publ., 1997, 90 p.

9. *Reshenie № SST-TP-97006 o kvalifikatsii elektroradioizdeliy na sootvetstvie trebovaniyam kosmicheskogo apparata s 10-letnim srokom aktivnogo sushchestvovaniya (Redaktsiya 1-97)* [Resolution № SST-TP-97006 – suitability qualification of electronic components

for the spacecraft with the 10-year lifetime (Issue 1-97)]. AO ITTs “Tsiklon” Publ., 1997, 108 p.

10. Vernov S. N. (ed.) *Model’ okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva* [Model of a near-earth space]. Moscow, MGU Publ., 1983, Vol. 3, 133 p.

11. *Stoykost’ izdeliy elektronnoy tekhniki k vozdeystviyu faktorov kosmicheskogo prostranstva i elektricheskikh impul’snykh peregruzok: Spravochnik. T. XII. Termovakuumnye i elektricheskie vozdeystviya* [Resistance of electronic components to the effects of space factors and electrical pulse overloads: A Handbook. Vol. XII. The thermal vacuum and electrical effects]. VNII “Elektronstandart” Publ., 1990, 162 p.

12. Pease R. L., Johnston A. H., Azarevich J. L. Radiation testing of semiconductor devices for space electronics. *Proceeding of the IEEE*. 1988, Vol. 76, Iss. 11. P. 1510–1526. Doi: 10.1109/5.90110.

13. *Radiatsionnaya stoykost’ bortovoy apparatury i elementov kosmicheskikh apparatov. I Vsesoyuznaya nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya. Materialy konferentsii* [Radiation resistance of on-board equipment and the elements of the spacecraft. 1 All-Union Scientific and Technical Conference. Conference proceedings]. Tomsk, 1991, 257 p.

14. Sidorov N. A., Knyazev V. K. (eds.) *Radiatsionnaya stoykost’ materialov radiotekhnicheskikh konstruktsiy: Spravochnik* [Radiation resistance of radiotechnical material: Handbook]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1976, 567 p.

15. Malyshev M. M., Malinin V. G., Kulikov I. V., Torgashov Yu. N, Uzhegov M. V. *Metodologiya otsenki radiatsionnoy nadezhnosti IET v usloviyakh nizkointensivnykh ioniziruyushchikh izlucheniy. Sb. st. Radiatsionno-nadezhnostnye kharakteristiki izdeliy elektronnoy tekhniki v ekstremal’nykh usloviyakh ekspluatatsii* [Evaluation methodology of radiation resistance of electronic components at a low-intensity ionizing radiation. Dig. Radiation reliability of electronic products in extreme operating conditions.]. St. Petersburg, RNII “Elektronstandart” Publ., 1994, 96 p.

16. Myrova L. O., Chepizhenko A. Z. *Obespechenie stoykosti apparatury svyazi k ioniziruyushchim i elektromagnitnym izlucheniyam* [Ensuring stability of communications equipment to the ionizing and electromagnetic radiation]. Moscow, Radio i svyaz’ Publ., 1988, 296 p.

17. Kononov V. K., Malinin V. G., Ospishchev D. A., Popov V. D. *Otbrakovka potentsial’no-nenadezhnykh integral’nykh mikroskhem s ispol’zovaniem radiatsionno-stimuliruyushchego metoda Sb. st. Radiatsionno-nadezhnostnye kharakteristiki izdeliy elektronnoy tekhniki v ekstremal’nykh usloviyakh ekspluatatsii ekspluatatsii* [Culling potentially unreliable integrated circuits using a radiation-stimulating method. Dig. Radiation reliability of electronic products in extreme operating conditions]. St. Petersburg, RNII “Elektronstandart” Publ., 1994, 96 p.

18. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N., Fedosov V. V. Greedy heuristic algorithm for solving series of EEE components classification problems. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2016, Vol. 122. Article ID 012011. Doi: 10.1088/1757-899X/122/1/012011.

19. Kazakovtsev L. A., Orlov V. I., Stupina A. A. [On distance metric for the system of automatic classification of the EEE devices by production batches]. *Programmnye produkty i sistemy*. 2015, No. 2, P. 124–129. Doi: 10.15827/0236-235X.110.124-129.

20. Davies D. L., Bouldin D. W. A Cluster Separation Measure. *IEEE Transaction on Pattern Analysis and Machine Intelligence*. 1979, PAMI-1 (2), P. 224–227.

21. Calinski T., Harabasz J. A dendrite method for cluster analysis. *Communications in Statistics*. 1974, Vol. 3, P. 1–27. Doi: 10.1080/03610927408827101.

22. Krzanowski W., Lai Y. A criterion for determining the number of groups in a dataset using sum of squares clustering. *Biometrics*. 1985, No. 44, P. 23–34.

23. Hartigan J. A. Clustering Algorithms. New York: Wiley, 1975, 369 p.

24. Tibshirani R., Walther G., Hastie T. Estimating the number of clusters in a data set via the gap statistic. *Journal of the Royal Statistical Society*. 2001, Vol. 63, P. 411–423. Doi: 10.1111/1467-9868.00293.

25. Schwarz G. Estimating the Dimension of a Model. *Annals of Statistics*. 1978, Vol. 6 (2), P. 461–464. Doi: 10.1214/aos/1176344136.

26. Akaike H. A new look at the statistical model identification. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1974, Vol. 19 (6), P. 716–723. Doi: 10.1109/TAC.1974.1100705.

27. Rousseeuw P. Silhouettes: a graphical aid to the interpretation and validation of cluster analysis. *Journal of Computational and Applied Mathematics.* 1987, Vol. 20, P. 53–65.

28. Kaufman L. Finding groups in data: an introduction to cluster analysis. New York: Wiley, 1990, P. 368.

29. Koplyarova N. V., Orlov V. I. [About research of radio-electronic equipment diagnostics computer system on the basis of experimental data]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 1(53), P. 24–30 (In Russ.).

30. Zinov’ev A. Yu. *Vizualizatsiya mnogomernykh dannykh* [Visualization of multidimensional data]. Krasnoyarsk, KGTU Publ., 2000, 168 p. (In Russ.).

© Орлов В. И., Казаковцев Л. А., Масич И. С., 2016

УДК 62.501

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 891–898

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СТРУКТУРЫ ЛИНЕЙНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В ЗАДАЧАХ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ

А. В. Раскина

Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: raskina.1012@gmail.com

Рассматривается проблема идентификации линейных динамических объектов, в частности, исследуется задача определения параметрической структуры динамического объекта с точностью до параметров при использовании непараметрических моделей. Линейные динамические процессы достаточно часто имеют место в различных контурах управления аэрокосмической техники, в частности, в процессе производства космических аппаратов. В данном случае локальный канал «вибростол – космический аппарат», определяемый вибросигналом и соответствующим сигналом датчика, установленным на аппарате, может описываться динамическими разностными уравнениями. Так как разностное уравнение динамического объекта состоит из запаздывающих на соответствующее число тактов выходных переменных, то задача сводится к задаче определения существенных переменных. Таким образом, метод определения структуры динамического разностного уравнения с точностью до параметров основан на применении правила выделения существенных переменных при непараметрической идентификации. Суть данного правила состоит в следующем: если для каждой переменной, входящей в непараметрическую оценку, поставить в соответствие оптимальный коэффициент размытости ядерной функции, при котором разница между полученной моделью и фактическим выходом объекта будет минимальна, то тогда та переменная, коэффициент при которой будет наименьшим, вносит больший вклад в формирование итоговой оценки и тем самым имеет большее влияние на выходную переменную. Рассматриваются непараметрические модели динамических объектов. Анализируется связь коэффициента размытости ядерной функции с влиянием конкретной переменной, учтенной в непараметрической модели на выход объекта. Приводится алгоритм восстановления структуры разностного уравнения динамического объекта, который включает в себя этапы нахождения оптимальных коэффициентов размытости ядерной функции для каждой переменной, отбор коэффициентов, исключение несущественных переменных, построение модели и расчет относительной ошибки моделирования. Алгоритм будет последовательно производить набор перечисленных выше действий, пока относительная ошибка моделирования не станет больше значения, полученного на предыдущей итерации. Подробно приводятся результаты численного исследования, проводимого методами статистического моделирования, которые показали эффективность предложенного метода как для численных аналогов дифференциальных уравнений, так и для разностных уравнений объектов с памятью.

Ключевые слова: разностное уравнение динамического объекта, выделение существенных переменных, объект с памятью, непараметрическая идентификация.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 891–898

DETERMINATION OF THE STRUCTURE OF LINEAR DYNAMIC OBJECTS IN NONPARAMETRIC IDENTIFICATION PROBLEMS

A. V. Raskina

Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: raskina.1012@gmail.com

The problem of identification of linear dynamic objects is considered. The problem of constructing the parametric structure of dynamic object up to the parameters by using non-parametric models is analyzed. Linear dynamic processes found in various aerospace control loops, for example, in vibration test spacecraft during their production. In this case, the local channel “vibrator – spacecraft” defined by the vibrator and the corresponding sensor signal installed on the spacecraft, can be described by the dynamic difference equations. Since the difference equation of the dynamic object consist of lagging on the appropriate number of cycles of the output variables, the problem reduces to the problem of determining the essential variables. Thus, the method of determining the structure of the dynamic differ-

ential equation with up to parameters is based on the application of the rules of allocation of significant variables for nonparametric identification. The essence of this rule is as follows: if, for each variable, a member of the non-parametric estimation assign a optimum ratio blur kernel function in which the difference between the obtained model and the actual output of the object to be minimal, then, is the variable in which the rate will be lower, will contribute more to the formation of the final assessment, and therefore has a greater influence on the output variable. The article deals with the non-parametric model of dynamic objects. The relationship of coefficient blurs kernel function and the influence of a particular variable, measured in non-parametric model output object is investigate. The algorithm of identification of the structure of the difference equation of the dynamic object includes the steps of finding the optimal coefficients blur kernel function for each variable sampling rates, elimination of the unimportant variables, modeling and simulation calculation of the relative error. The algorithm will produce consistently set the above steps until the relative error modeling will not be greater than the value obtained in the previous iteration. Detailed results of numerical study conducted by the methods of statistical modeling of the effectiveness of the proposed method for numerical analogs of differential equations and difference equations for objects with memory are given.

Keywords: differential equation of dynamic object, the selection of essential variables, object with memory, non-parametric identification.

Введение. Одной из основных проблем современной теории идентификации и управления является определение структуры модели исследуемого объекта. На сегодняшний день большинство работ по данной проблеме посвящены методам параметрической идентификации [1–3], где структура процесса постулируется с точность до вектора параметров, исходя из имеющейся априорной информации. Причем выбор структуры модели процесса основывается на накопленном опыте работы с подобными объектами, а также зачастую осуществляется методом перебора различных моделей из заданного класса. Далее следует этап настройки параметров модели с использованием различных математических подходов, таких как, например, метод наименьших квадратов, различные рекуррентные оценки и т. д. В условиях недостатка априорной информации об объекте исследования такие подходы малоэффективны из-за наличия существующего многообразия процессов, их сложности и малоизученности.

В научной литературе по данной проблематике можно выделить несколько подходов. Рассмотрим наиболее известные из них. В работе [4] предлагается метод восстановления модели, в котором сначала следует этап выбора предполагаемой структуры из априорной информации, настройка параметров модели с использованием рекуррентных методов, а далее на основе имеющейся выборки измерений выполняется проверка предложенной модели. В случае получения неудовлетворительных результатов моделирования структура модели подлежит доработке, а параметры модели настраиваются заново. Как отмечалось ранее, подавляющее большинство подходов в задачах выбора параметрической структуры модели основаны на переборных методах, к которым относится, в частности, метод группового учета аргументов [5; 6]. Сущность метода состоит в выборе регрессионных моделей оптимальной сложности, где под сложностью понимается число параметров модели. Таким образом, в рамках данного метода осуществляется перебор многих моделей-претендентов с различным числом параметров по ряду критериев. В результате находится модель оптимальной структуры в виде одного уравнения или системы уравнений [5]. В [7] излагаются методы структурной идентификации динамических систем на основе анализа информационных портретов. Предложена процедура нахождения порядка модели, основанная на минимизации ширины интервала изменения коэффициента структурности [7]. В настоящей статье предполагается новый метод определения структуры линейного динамического объекта, основанный на непараметрической теории идентификации [8–10]. В основу предлагаемого метода ложится правило выделения существенных переменных на основе измерения коэффициента размытости ядерной функции в непараметрической модели. Впервые данная идея была предложена профессором А. В. Медведевым в [11].

Постановка задачи идентификации. Пусть объект представляет собой одномерную динамическую систему и описывается следующим разностным уравнением:

$$x_t = f(x_{t-1}, x_{t-2}, \ldots, x_{t-k}, u_t), \qquad (1)$$

где $f(.)$ – неизвестный функционал; x_t – выходная переменная процесса; u_t – управляющее воздействие; k – глубина памяти динамического объекта (в терминологии А. А. Фельдбаума) [12]. Если проводить аналогию с описанием исследуемого процесса в непрерывном времени в виде дифференциальных уравнений, то k – порядок старшей производной в соответствующем уравнении. Здесь существенным является то, что вид функционала не определен с точностью до параметров.

Классическая для теории идентификации блок-схема моделирования данного процесса представлена на рис. 1.

На рис. 1 приняты следующие обозначения: $x_s(t)$ – выход модели объекта; (t) – непрерывное время; индекс t – дискретное время; h_t^u, h_t^x – случайные помехи измерений соответствующих переменных процесса; индекс h у переменных объекта из соображения простоты опущен: $u_t = u_t^h$, $x_t = x_t^h$; $\xi(t)$ – векторная случайная помеха.

Введем обозначения:

$$z_t = \left(z_1, \ldots, z_{k+1}\right) = \left(x_{t-1}, \ldots, x_{t-k}, u_t\right), \qquad (2)$$

тогда

$$x_t = f\left(z_t\right). \qquad (3)$$

При идентификации динамической системы (1) ее параметрическую модель естественно принять в форме

$$x_s = f_s\left(x_{t-1}, \ldots, x_{t-k}, u_t, \alpha\right), \qquad (4)$$

где α – вектор параметров, подлежащий оцениванию на основании обучающей выборки. Таким образом в случае линейной динамической системы определение структуры динамического объекта (1) сводится к определению переменных, входящих в состав модели (4). С учетом переобозначений (2) модель (4) может быть показана на схеме (рис. 2), которая иллюстрирует модель динамической системы в дискретном времени, сведенную к модели статической системы, когда на вход последней поступают не только переменные u_t, но и $x_{t-1}, x_{t-2}, \ldots, x_{t-k}$ и т. д.

На рис. 2 ЭЗ – элемент запаздывания [1]. Схема, изображенная на рис. 2, также является близкой к классической схеме, рассматриваемой в теории (рис. 1), так как дискретное уравнение, описывающее объект в данном случае, имеет соответствующий аналог среди дифференциальных уравнений. Как было замечено ранее [13; 14], рассмотрение динамического процесса с помощью данной схемы не является единственным, так как одна из переменных процесса, например x_{t-2}, может отсутствовать, а конечное выходное воздействие может зависеть только от переменных x_{t-1}, x_{t-3} и входного воздействия u_t: $x_t = f(x_{t-1}, x_{t-3}, u_t)$. Таким образом, схема примет вид, изображенный на рис. 3.

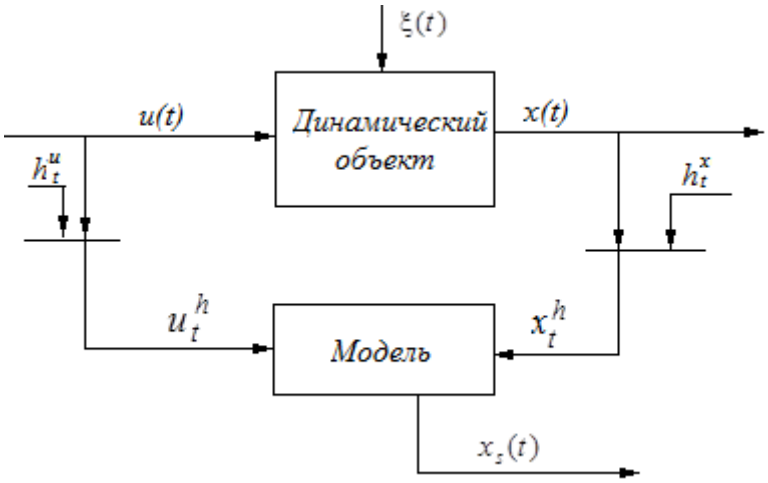


Рис. 1. Классическая схема моделирования одномерного динамического объекта

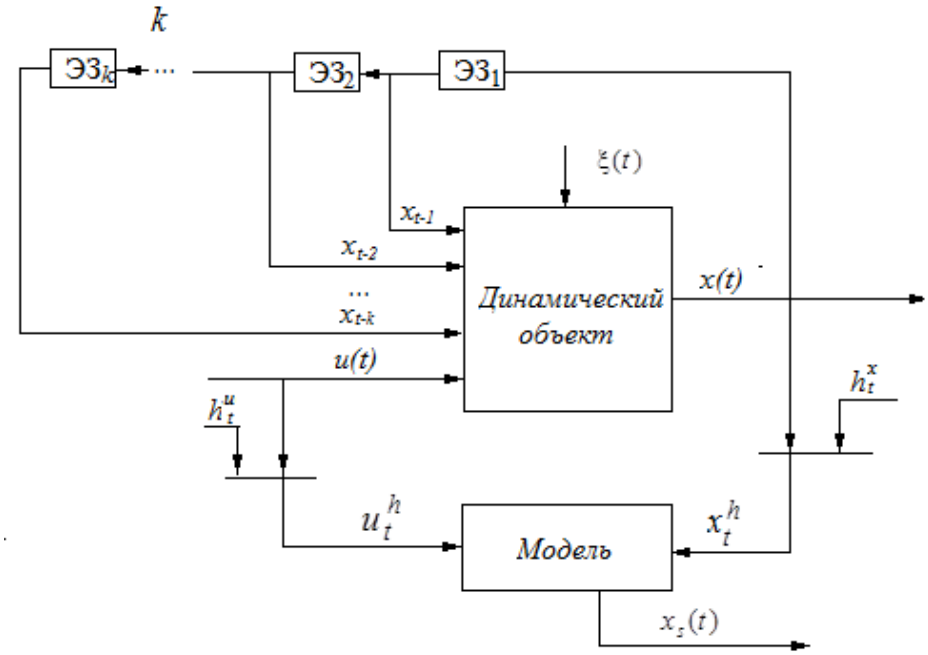


Рис. 2. Блок-схема моделирования объекта с памятью

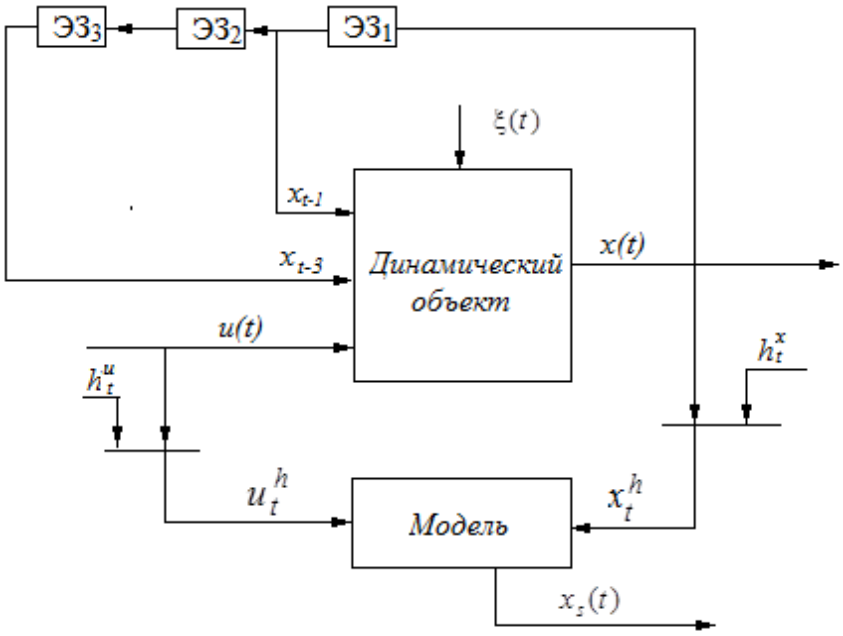


Рис. 3. Блок-схема моделирования объекта с памятью при фиксированных запаздывающих на соответствующие число тактов выходных переменных

В рассматриваемой задаче контроль входных-выходных переменных осуществляется через одинаковые интервалы времени Δt. Производя соответствующие измерения, получаем исходную выборку входных-выходных переменных $\{x_i, u_i, i=\overline{1,s}\}$, где s – объем выборки. Задача состоит в определении запаздывающих на определенные такты выходных переменных, которые необходимо учесть в модели (4), что позволит сделать предположение о параметрической структуре модели динамического объекта (4).

Выделение существенных переменных. В классическом случае, изображённом на рис. 2, задача идентификации состоит в оценивании класса операторов на основе выборки $\{x_i, u_i, i=\overline{1,s}\}$. Таким образом, в качестве оценки модели объекта может быть принято условное математическое ожидание вида

$$\bar{x}(t) = \mathrm{M}\{x(t)/u(t)\}. \qquad (5)$$

В случае, когда динамический объект описывается дифференциальным уравнением при последовательной дискретизации, итоговое разностное уравнение будет содержать последовательно все переменные: $x_{t-1}, x_{t-2}, \ldots, x_{t-k}$. Этому соответствует блок-схема моделирования, изображенная на рис. 2. Тогда в качестве непараметрической модели объекта можно использовать модель, в которой все коэффициенты разностного уравнения будут учтены [11]:

$$x_s = \frac{1}{s}\sum_{i=1}^{s} x_i \cdot H\left(\frac{u_s - u_i}{c_s^u}\right)\prod_{j=1}^{k}\frac{1}{c_s^{x^j}} H\left(\frac{x_{s-j} - x_{i-j}}{c_s^{x^j}}\right). \qquad (6)$$

Для случая, изображенного на рис. 3, модель может быть принята в виде (7), где учтены только выходные переменные, непосредственно от которых зависит выход процесса:

$$x_s = \frac{1}{s}\sum_{i=1}^{s} x_i \cdot H\left(\frac{u_s - u_i}{c_s^u}\right)\cdot\frac{1}{c_s^{x^1}} H\left(\frac{x_{s-1} - x_{i-1}}{c_s^{x^1}}\right)\times$$
$$\times\frac{1}{c_s^{x^3}} H\left(\frac{x_{s-3} - x_{i-3}}{c_s^{x^3}}\right). \qquad (7)$$

В моделях (6), (7) $H(\cdot)$ – ядерная колоколообразная функция, $c_s^u, c_s^{x^1}, \ldots, c_s^{x^k}$ – коэффициенты размытости ядерной функции, которые удовлетворяют условиям сходимости [15]. В качестве колоколообразной функции $H(\cdot)$ могут быть использованы различные ядра [15]. Следует учитывать, что модели вида (6), (7) можно использовать только при равных интервалах измерения Δt.

Оптимальные параметры размытости $c_s^{*x^1}, c_s^{*x^2}, \ldots, c_s^{*x^k}$ при наличии обучающей выборки находятся из задачи минимизации показателя соответствия выхода объекта x_t и выхода модели x_s^t, основанного на методе скользящего экзамена, когда в моделях (6), (7) по индексу i исключается q-е наблюдение переменной, предъявляемой для экзамена:

$$R(c_s^{*x^1}, c_s^{*x^2}, \ldots, c_s^{*x^k}) = \sum_{q=1}^{s}\left(x_s^q - x_t^q\right)^2 =$$
$$= \min_{c_s^{x^1}, c_s^{x^2}, \ldots, c_s^{x^k}}, q \neq i, \qquad (8)$$

где индекс i фигурирует в формулах (6), (7).

Существенным в оценках (6), (7) является то, что в соответствие каждой выходной переменной x_{s-1}, $\ldots, x_{s-k}$, запаздывающей на некоторые величины,

ставится свой коэффициент размытости ядра $c_s^{x^1}$, ..., $c_s^{x^k}$.

Из представленных выше моделей видно, что степень вклада той или иной выходной переменной из правой части уравнений в итоговое значение оценки зависит от

$$\frac{1}{c_s^{x^j}} H\left(\frac{x_{s-j}-x_{i-j}}{c_s^{x^j}}\right). \qquad (9)$$

Выражение (9) состоит из двух частей: $\frac{1}{c_s^{x^j}}$ и $H\left(\frac{x_{s-j}-x_{i-j}}{c_s^{x^j}}\right)$. Что касается первого множителя $\frac{1}{c_s^{x^j}}$, то наблюдается следующая зависимость: чем меньше $c_s^{x^j}$, тем больший вклад значение $\frac{1}{c_s^{x^j}}$ вносит в итоговую оценку. Таким образом, можно построить следующую цепочку неравенств:

если $c_s^{x^1} < c_s^{x^2} < ... < c_s^{x^k}$, то $\frac{1}{c_s^{x^1}} > \frac{1}{c_s^{x^2}} > ... > \frac{1}{c_s^{x^k}}$. (10)

Рассмотрим вторую составляющую уравнения (9). Коэффициенты $c_s^{x^j}$ и ядерная функция $H(\cdot)$ должны удовлетворять следующему свойству:

$$\frac{1}{c_s^w} \int_{\Omega(u)} H\left(\frac{w-w_i}{c_s^w}\right) dw = 1, \qquad (11)$$

где w – некоторая переменная. Исходя из данного условия, при учете, что $c_s^{x^1} = c^{*x^1}_s$, $c_s^{x^2} = c^{*x^2}_s$, ..., $c_s^{x^k} = c^{*x^k}_s$, можно построить следующую последовательность неравенств:

если $c^{*x^1}_s < c^{*x^2}_s < ... < c^{*x^k}_s$, то

$$H\left(\frac{x_{s-1}-x_{t-1}}{c^{*x^1}_s}\right) < H\left(\frac{x_{s-2}-x_{t-k}}{c^{*x^2}_s}\right) ... < H\left(\frac{x_{s-k}-x_{t-k}}{c^{*x^k}_s}\right).$$

Приведем пример. Пусть $c^{*x^1}_s$ – коэффициент размытости ядра при x_{s-1}, а $c^{*x^2}_s$ – при x_{s-2}. Если $c^{*x^1}_s < c^{*x^2}_s$, то $H\left(\frac{x_{s-1}-x_{t-1}}{c^{*x^1}_s}\right) < H\left(\frac{x_{s-2}-x_{t-k}}{c^{*x^2}_s}\right)$, и тогда выходная переменная x_{s-1} имеет большее влияние на выходную величину, чем x_{s-2}. Графически это выражается так, как показано на рис. 4.

На рис. 4

$$H_1 = H\left(\frac{x_{s-1}-x_{t-1}}{c^{*x^1}_s}\right),\ H_2 = H\left(\frac{x_{s-2}-x_{t-k}}{c^{*x^2}_s}\right).$$

Алгоритм вычисления значимых переменных x_{s-j} строится по следующей схеме. Сначала задаем начальное значение k. Затем строим модель по формуле (6) и считаем относительную ошибку моделирования W_0:

$$W = \sqrt{\frac{1}{s}\sum_{i=1}^{s}(x_i - x_i^s)^2 \Big/ \sum_{i=1}^{s}\frac{1}{s-1}(m_x - x_i)^2},$$

где m_x – математическое ожидание.

Далее на каждой i-й итерации выполняем следующий набор действий:

1. Для каждого коэффициента $c_s^{x^1}$, ..., $c_s^{x^k}$ находится оптимальное значение: $c_s^{x^1} = c^{*x^1}_s$, $c_s^{x^2} = c^{*x^2}_s$, ..., $c_s^{x^k} = c^{*x^k}_s$.

2. Находим из всех полученных значений максимальное – $c^{x^j}_{\max_s}$.

3. Строим модель по формуле (6), исключая множитель $H\left(\frac{x_{s-j}-x_{t-j}}{c^{*x^j}_s}\right)$, при учете, что j – номер при $c^{x^j}_{\max_s}$.

4. Считаем относительную ошибку W_i.

Данные действия будут повторяться, пока $W_i \geq W_{i-1}$.

Вычислительный эксперимент. Численное исследование алгоритма непараметрической идентификации осуществлялось методами статистического моделирования. Для вычислительного эксперимента был выбран объект, описываемый уравнением вида

$$0,5\frac{d^3x}{dt^2} + 0,5\frac{d^2x}{dt^2} + 0,8\frac{dx}{dt} + 1,5x(t) = u(t). \qquad (12)$$

В дискретном виде данное уравнение равно

$$x_t = 2,69 \cdot x_{t-1} - 2,46x_{t-2} + 0,73x_{t-3} + 0,015u_t. \qquad (13)$$

Зададим начальное значение k = 6. Результаты моделирования с использованием формулы (6) представлены на рис. 5.

Относительная ошибка моделирования W_0 = 0,017. Далее находим оптимальные коэффициенты с использованием алгоритма покоординатного спуска. Найденные коэффициенты равны: $c_4^* = 0,675$ при u_t, $c_1^* = 0,131$ при x_{t-1}, $c_2^* = 0,186$ при x_{t-2}, $c_3^* = 0,412$ при x_{t-3}, $c_5^* = 1,023$ при x_{t-4}, $c_6^* = 1,988$ при x_{t-5}, $c_7^* = 1,876$ при x_{t-6}. Зависимость между полученными коэффициентами и значениями колоколообразной функции представлены на рис. 6.

На рис. 6

$$H_1 = H\left(\frac{u_s-u_t}{c^{*u}_s}\right),\ H_2 = H\left(\frac{x_{s-1}-x_{t-1}}{c^{*x^1}_s}\right),\ ...,$$

$$H_7 = H\left(\frac{x_{s-6}-x_{t-6}}{c^{*x^6}_s}\right).$$

После выполнения всех этапов алгоритма были исключены переменные x_{t-4}, x_{t-5}, x_{t-6}. Таким образом, полученная итоговая структура динамического объекта, описываемого дифференциальным уравнением третьего порядка (12), равна:

$$x_s = \alpha_1 x_{t-1} + \alpha_2 x_{t-2} + \alpha_3 x_{t-3} + \beta\, u_t,$$

что соответствует структуре разностного уравнения объекта (13), а непараметрическая модель имеет вид

$$x_s = \frac{1}{s}\sum_{i=1}^{s} x_i \cdot H\left(\frac{u_s - u_i}{c_s^u}\right) \cdot \frac{1}{c_s^{x^1}} \Phi\left(\frac{x_{s-1} - x_{i-1}}{c_s^{x^1}}\right) \times$$

$$\times \frac{1}{c_s^{x^2}} H\left(\frac{x_{s-2} - x_{i-2}}{c_s^{x^2}}\right) \cdot \frac{1}{c_s^{x^3}} H\left(\frac{x_{s-3} - x_{i-3}}{c_s^{x^3}}\right). \qquad (14)$$

Результаты моделирования с использованием формулы (14) представлены на рис. 7.

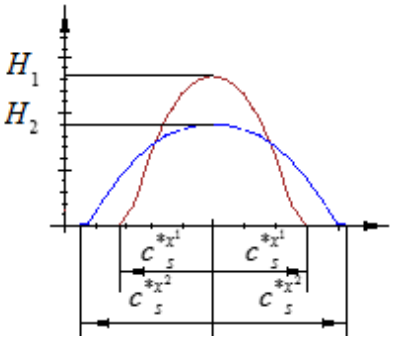


Рис. 4. Зависимость величины значения ядерной колоколообразной функции от величины коэффициента размытости ядра

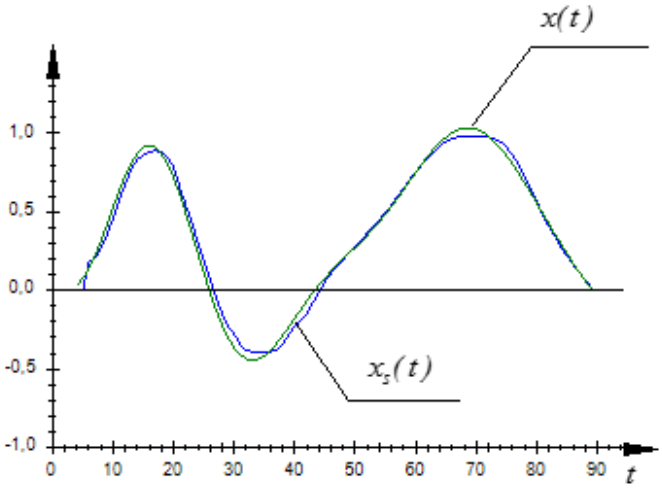


Рис. 5. Результаты моделирования процесса (13) при значении k = 6

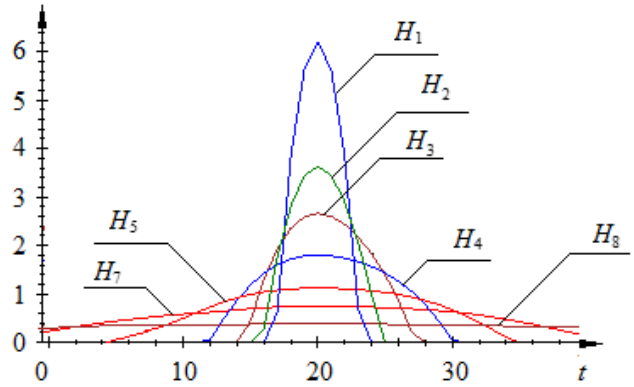


Рис. 6. Зависимость величины значений ядерной колоколообразной функции от величин полученных оптимальных коэффициентов размытости ядра $c_s^{*u} c_s^{*x^1}$, ..., $c_s^{*x^6}$

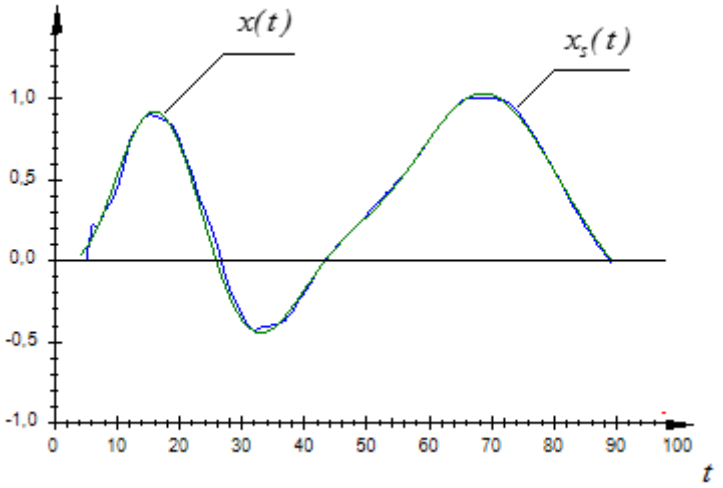


Рис. 7. Результаты моделирования процесса (13) при использовании модели (14)

Относительная ошибка моделирования равна W_3 = 0,005.

Рассмотрим процесс восстановления структуры модели для объекта с памятью. Пусть объект описывается следующим дискретным уравнением:

$$x_t = 0{,}2 \cdot x_{t-1} + 0{,}4x_{t-3} + 0{,}5u_t. \qquad (15)$$

Выберем в качестве начального значения k = 4. Относительная ошибка моделирования, полученная на первой итерации, равна W_0 = 0,105. Далее следует этап нахождения оптимальных коэффициентов: $c_4^* = 0{,}124$ при u_t, $c_1^* = 0{,}231$ при x_{t-1}, $c_2^* = 0{,}393$ при x_{t-2}, $c_3^* = 0{,}129$ при x_{t-3}, $c_5^* = 0{,}425$ при x_{t-4}. После исключения переменных x_{t-2} и x_{t-4} относительная ошибка моделирования сократилась до W_2 = = 0,012, а параметрическая структура была найдена в виде

$$x_s = \alpha_1 x_{t-1} + \alpha_2 x_{t-3} + \beta\, u_t,$$

что соответствует структуре дискретного уравнения (15).

Заключение. В статье предложен алгоритм определения параметрической структуры линейного динамического объекта, основанный на применении правила выделения существенных переменных. Данный подход тесно связан с определением оптимальных коэффициентов размытости ядерной функции при использовании непараметрической модели функции регрессии по наблюдениям. В статье предлагается алгоритм, действие которого сводится к определению глубины памяти динамического объекта, которая представляет собой порядок старшей производной в соответствующем дифференциальном уравнении при проведении аналогии с описанием исследуемого процесса в непрерывном времени. Данный алгоритм состоит из нескольких этапов, включающих в себя определение оптимальных коэффициентов размытости, их отбор и построение итоговой модели. Одним из основных преимуществ предложенного алгоритма по сравнению с доминирующими на сегодняшней день методами восстановления параметрической структуры является тот факт, что разработанный непараметрический алгоритм более применим к задачам практики, так как способен работать в условиях малой априорной информации об объекте.

Благодарности. Выражаю благодарность профессору А. В. Медведеву за его руководство и помощь в проведении исследований.

Acknowledgments. I would like to express my gratitude to Prof. A. V. Medvedev for continuous guidance and research assistance.

Библиографические ссылки

1. Цыпкин Я. З. Адаптация и обучение в автоматических системах. М. : Наука, 1968. 400 с.

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

3. Эйкхофф П. Основы идентификации систем управления. М. : Мир, 1975. 683 с.

4. Бокс Д., Дженкинс Г. Анализ временных рядов, прогноз и управление. М. : Мир, 1974. Вып. 1. 406 с.

5. Ивахненко А. Г., Мюллер И. А. Самоорганизация прогнозирующих моделей. Киев : Техника, 1984. 350 с.

6. Стрижов В. В., Крымова Е. А. Методы выбора регрессионных моделей. М. : ВЦ РАН, 2010. 60 с.

7. Карабутов Н. Н. Наблюдаемые информационные портреты и задача структурной идентификации // Идентификация систем и задачи управления, SICPRO ’07 : тр. VI Междунар. конф. (29 янв.–1 фев. 2007, г. Москва) М. : Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова РАН, 2007. С. 89–115.

8. Медведев А. В. Основы теории адаптивных систем / СибГАУ. Красноярск, 2015. 525 с.

9. Медведев А. В. Теория непараметрических систем. Моделирование // Вестник СибГАУ. 2010. № 4 (30). С. 4–9.

10. Медведев А. В. Теория непараметрических систем. Процессы // Вестник СибГАУ. 2010. № 3 (29). С. 4–9.

11. Медведев А. В. Адаптация и обучение в условиях непараметрической неопределенности // Фундаментальные исследования (физико-математические

и технические науки). Новосибирск : Наука. Сиб. отд-ние, 1977. С. 92–97.

12. Фельдбаум А. А. Основы теории оптимальных автоматических систем. М. : Физматгиз, 1963. 552 с.

13. Банникова А. В., Медведев А. В. Об управлении объектами с памятью в условиях непараметрической неопределенности // Вестник СибГАУ. 2014. № 5(57). С. 26–37.

14. Банникова А. В., Сергеева Н. А. О непараметрическом моделировании стохастических объектов с памятью // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (54).

15. Надарая Э. А. Непараметрические оценки плотности вероятности и кривой регрессии. Тбилиси : Изд-во Тбил. ун-та, 1983. 194 с.

References

1. Cypkin Ja. Z. *Adaptatsiya i obuchenie v avtomaticheskikh sistemakh* [Adaptation and learning in automatic systems]. Moscow, Nauka Publ., 1968, 400 p.

2. Cypkin Ja. Z. *Informatsionnaya teoriya identifikatsii* [Information theory of identification]. Moscow, Nauka, Fizmatlit Publ., 1995, 336 p.

3. Jejkhoff P. *Osnovy identifikatsii sistem upravleniya* [Identity-based control systems]. Moscow, Mir Publ., 1975, 683 p.

4. Boks D., Dzhenkins G. *Analiz vremennyh rjadov, prognoz i upravlenie* [Time series analysis, forecasting and management]. Iss. 1. Moscow, Mir Publ., 1974, 406 p.

5. Ivahnenko A. G., Mjuller I. A. *Samoorganizatsiya prognoziruyushchikh modeley* [Self-organization of predictive models]. Kiev, Tehnika Publ., 1984, 350 p.

6. Strizhov V. V., Krymova E. A. *Metody vybora regressionnyh modeley* [Methods of selection of regression models]. Moscow, VC RAN Publ., 2010, 60 p.

7. Karabutov N. N. [Observed information portraits and structural identification problem]. *Trudy VI Mezhdunarodnoy Konferentsii "Identifikatsiya sistem i zadachi upravleniya" SICPRO '07* [Proceedings of the VI International Conference "System Identification and Control Problems" SICPRO '07.] Moscow 29 January to January 2007. 2007, Moscow, Institut problem upravleniya im. V. A. Trapeznikova RAN Publ., P. 89–115 (In Russ.).

8. Medvedev A. V. *Osnovy teorii adaptivnykh sistem* [Basic theory of adaptive systems]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2015, 525 p.

9. Medvedev A. V. [The theory of nonparametric systems. Simulation]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 4 (30), P. 4–9 (In Russ.).

10. Medvedev A. V. [The theory of non-parametric systems. Processes]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 3 (29), P. 4–9 (In Russ.).

11. Medvedev A. V. [Adaptation and learning in a non-parametric uncertainty]. *Fundamental'nye issledovaniya (fiziko-matematicheskie i tekhnicheskie nauki)*. Novosibirsk, Nauka Publ., 1977, P. 92–97 (In Russ.).

12. Fel'dbaum A. A. *Osnovy teorii optimal'nykh avtomaticheskikh system* [Fundamentals of the theory of optimal automatic systems]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1963, 552 p.

13. Bannikova A. V. Medvedev A. V. [On objects with memory management in a non-parametric uncertainty]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 5(57), P. 26–37 (In Russ.).

14. Bannikova A. V., Sergeeva N. A. [Nonparametric Stochastic modeling objects with memory]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 2 (54), P. 6–11 (In Russ.).

15. Nadaraja Je. A. *Neparametricheskie otsenki plotnosti veroyatnosti i krivoy regressii* [Nonparametric estimation of probability density and the regression curve]. Tbilisi, Tbil. un-t Publ., 1983, 194 p.

© Раскина А. В., 2016

УДК 519.85

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 899–906

БИНАРНЫЙ ГЕНЕТИЧЕСКИЙ АЛГОРИТМ С ДЕКОМПОЗИЦИЕЙ НА ОСНОВЕ ОЦЕНКИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ВЫСОКОЙ РАЗМЕРНОСТИ

Е. А. Сопов

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

В последние годы существенно увеличилась размерность многих практических задач оптимизации. Подобные задачи глобальной оптимизации высокой размерности (Large-Scale Global Optimization, LSGO) имеют несколько сотен или тысяч переменных и являются несепарабельными. Более того, практические задачи оптимизации часто сложны для детального анализа и рассматриваются как модели типа «черный ящик», следовательно, при решении этих задач применимы только методы прямого («слепого») поиска. Наиболее эффективные подходы используют популяционные методы случайного поиска и основаны на идеях кооперативной коэволюции с декомпозицией задачи по переменным. Подобные алгоритмы в основном ориентированы на задачи с вещественными переменными и не могут быть применены к задачам с дискретными и смешанными переменными. Предложен новый подход, основанный на применении сочетания бинарного генетического алгоритма и алгоритма оценки распределения (Estimation of Distribution Algorithm, EDA). Бинарный генетический алгоритм решает основную задачу оптимизации, алгоритм EDA используется для оценки статистики, накопленной по результатам прошлых этапов поиска генетическим алгоритмом, и дальнейшей декомпозиции задачи путем фиксации перспективных значений генов в хромосоме. Предложенная декомпозиция задачи на основе EDA-алгоритма обладает свойствами основных методов решения задач оптимизации высокой размерности: метода случайной группировки генов и метода анализа динамики генов. Обсуждаются обычная версия предложенного подхода и островная модель, позволяющая реализовать алгоритм на параллельных компьютерах. Представлены результаты численных экспериментов на множестве тестовых задач, используемых в соревнованиях по глобальной оптимизации высокой размерности в рамках конференций IEEE CEC. Результаты демонстрируют, что предложенный подход обладает эффективностью, сравнимой с другими известными эффективными подходами (победителями и участниками соревнований), и в то же время может применяться к задачам оптимизации с любыми переменными, так как используется бинарное представление решений.

Ключевые слова: бинарный генетический алгоритм, алгоритм оценки распределения, декомпозиция задачи оптимизации, глобальная оптимизация высокой размерности, LSGO, GA-EDA.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 899–906

BINARY GENETIC ALGORITHM USING EDA-BASED PROBLEM DECOMPOSITION FOR LARGE-SCALE GLOBAL OPTIMIZATION

E. A. Sopov

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: evgenysopov@gmail.com

In recent years many real-world optimization problems have had to deal with growing dimensionality. Such optimization problems, that are called large-scale global optimization (LSGO) problems, contain many hundreds or thousands of variables and are not separable. Moreover, many real-world problems are usually complex for detailed analysis, thus they are viewed as the black-box optimization problems. Thus, we can use the "blind" search techniques only. The most advanced techniques for LSGO are population-based stochastic search algorithms and are based on cooperative coevolution schemes using the problem decomposition via variables. These algorithms are mainly proposed for the real-valued search space and cannot be applied for problems with discrete or mixed variables. In this paper a novel technique is proposed, that uses a combination of a binary genetic algorithm (GA) and an estimation of distribution algorithm (EDA). The GA is used for solving the main optimization problem, and the EDA is used for collecting statistical data based on the past search experience to provide the problem decomposition by fixing perspective genes

in chromosomes. The proposed EDA-based decomposition technique has the benefits of two general LSGO concepts: the random grouping methods and the dynamic learning methods. A standard implementation of the EDA-based decomposition GA and an implementation using the island model for parallel computing are discussed. The results of numerical experiments for benchmark problems from the IEEE CEC competition on the LSGO are presented. The experiments show that the approach demonstrates efficiency comparable to other advanced techniques. At the same time, the proposed approach can be applied for LSGO problems with arbitrary variables as it uses the binary representation of solutions.

Keywords: binary genetic algorithm, estimation of distribution algorithm, problem decomposition, large-scale global optimization, LSGO, GA-EDA.

Введение. Эволюционные алгоритмы (ЭА) доказали свою высокую эффективность при решении многих сложных прикладных задач оптимизации. Тем не менее, их эффективность обычно чувствительна к размерности задачи и падает с существенным ростом числа переменных. Сложные задачи глобальной оптимизации, в которых число переменных может достигать нескольких сотен или тысяч, часто относят к классу задач глобальной оптимизации высокой размерности (Large-Scale Global Optimization, LSGO). Несмотря на то, что такие задачи были известны всегда, в отдельный класс они были выделены сравнительно недавно и получили развитие лишь в последние годы. Сегодня LSGO-задачи возникают все чаще, так как растут вычислительные мощности компьютерной техники, пропускная способность каналов связи и, как следствие, объемы и размерность собираемых и обрабатываемых данных. В частности, в аэрокосмической отрасли модели с большим числом переменных используются для моделирования и анализа больших данных, например, по результатам огневых испытаний двигателей, спутниковой и аэрофотосъемки поверхности земли, при проектировании бортовых и наземных систем управления и т. д.

Известны классы задач оптимизации большой размерности, которые не представляют трудностей ни для традиционных методов математического программирования, ни для более продвинутых подходов (например, задачи линейного программирования). В то же время, многие практические задачи являются малоизученными и сложными для детального анализа. В этом случае их принято рассматривать как модели типа «черный ящик», в которых возможны только оценки целевой функции в конкретной точке, но информация о свойствах ландшафта целевой функции отсутствует. Часто к моделям типа «черный ящик» относят и задачи, в которых целевые функции заданы явно (аналитически), но сложность модели не позволяет выявить полезные для оптимизации свойства. Подобные задачи представляют сложность и для ЭА, так как не представляется возможным выбрать и настроить под задачу конкретный алгоритм. Более того, практические LSGO-задачи часто оказываются несепарабельными, из-за чего не удается снизить размерность задачи путем ее декомпозиции по переменным.

Несмотря на вышеперечисленные трудности, существуют различные эвристики для эффективного решения LSGO-задач. В настоящее время предложено достаточно много различных подходов для задач с вещественными переменными [1]. Однако многие прикладные задачи связаны с анализом различных сложных структур данных, которые выражены в разных шкалах и не могут быть представлены только вещественными переменными. В таких случаях все переменные задачи переводятся в одну из простейших шкал. На практике часто используется бинарное представление решений и бинарные генетические алгоритмы (ГА). Однако, как показывает обзор различных информационных источников, на сегодняшний день алгоритмы для бинарных LSGO-задач развиты недостаточно.

В данной работе предложен новый подход для решения задач глобальной оптимизации высокой размерности, который использует бинарный ГА с декомпозицией задачи на основе алгоритма оценки распределения (Estimation of Distribution Algorithm, EDA). Бинарный генетический алгоритм решает основную задачу оптимизации, алгоритм EDA используется для оценки статистики, накопленной по результатам прошлых этапов поиска ГА, и дальнейшей декомпозиции задачи путем фиксации перспективных значений генов в хромосоме.

В настоящее время существует множество подходов к LSGO-оптимизации, которые можно объединить в две большие группы: не использующие декомпозицию методы и методы на основе кооперативной коэволюции. Первая группа методов в основном связана с модификацией стандартных эволюционных и генетических операторов. Наилучшие результаты, тем не менее, достигаются методами второй группы, которые осуществляют декомпозицию задачи на задачи меньшей размерности путем группировки переменных. Методы на основе кооперативной коэволюции включают три основных этапа: декомпозиция задачи, решение выделенных подзадач оптимизации и сборка полного решения из найденных компонент. Очевидно, что этап декомпозиции является наиболее важным. Наиболее популярными являются следующие подходы к группировке переменных при декомпозиции задачи: статическая группировка по некоторому правилу (static grouping) [2], динамическая случайная группировка (random dynamic grouping) [3] и адаптивная группировка (learning dynamic grouping) [4; 5]. Большой обзор методов для LSGO-оптимизации предложен в [1]. Как видно из данного обзора и других работ, большая часть исследований посвящена задачам с вещественными переменными.

Алгоритмы оценки распределения EDA являются стохастическими популяционными алгоритмами, которые исследуют пространство поиска с помощью построения и использования модели распределения вероятностей в явном виде. Стоит отметить, что ЭА

и ГА тоже накапливают и обрабатывают некоторую статистическую информацию по результатам прошлых этапов поиска, но такая информация не представлена явно и содержится в хромосомах текущей популяции. Алгоритмы EDA могут быть использованы для усиления стандартных поисковых методов. В частности, есть примеры использования гибридных EDA-ЭА-алгоритмов для вещественных LSGO-задач [6; 7].

Для оценки эффективности и сравнения эффективности подходов к решению задач глобальной оптимизации высокой размерности были разработаны специальные тестовые задачи, которые приняты мировым научным сообществом как сложные. Эти функции, в частности, используются на соревновании методов LSGO-оптимизации, проводимом ежегодно с 2008 года в рамках Международного конгресса по эволюционным вычислениям (IEEE Congress on Evolutionary Computation, CEC). Анализ последних соревнований показал, что большинство методов, продемонстрировавших высокую эффективность, используют динамическую случайную группировку и вещественные поисковые алгоритмы.

Декомпозиция на основе EDA-алгоритма. Основная идея декомпозиции в LSGO-задачах состоит в разбиении задачи на подзадачи меньшей размерности, содержащие одну или несколько переменных. Выбранная часть переменных участвует в поиске оптимального решения, оставшиеся переменные фиксируются, их значения определяются в соответствии с некоторой стратегией (например, используются значения лучшего найденного решения). Очевидно, что лучшие результаты можно получить для полностью сепарабельных задач оптимизации. В случае несепарабельных и частично сепарабельных задач выбор стратегии декомпозиции определяет общую эффективность поискового алгоритма.

В данной работе сформулированы следующие требования к методу декомпозиции:

– группировка генов в ГА должна быть динамической для реализации стратегии «исследование и использование» (exploration and exploitation);

– группировка должна быть случайной, чтобы избежать «жадного» поиска и локальной сходимости;

– группировка должна основываться на результатах прошлых этапов поиска всей популяцией, чтобы обеспечить глобальный поиск;

– группировка должна быть адаптивно масштабируемой, чтобы обеспечить эффективную декомпозицию на любой стадии поиска.

Как известно, ГА не собирают статистическую информацию по прошлым этапам поиска в явном виде, но такая информация содержится в хромосомах индивидов в популяции. Один из способов представить эту статистику в явном виде заключается в оценке распределения вероятностей значений компонент бинарного вектора решений как в бинарных EDA-алгоритмах. Такое распределение имеет вид вектора вероятностей появления единичных значений в соответствующих позициях векторов решений:

$$P(t) = \left(p_1(t), p_2(t), \ldots, p_n(t)\right), p_i(t) = \\ = P(x_i = 1) = \frac{1}{N}\sum_{j-1}^{N} x_i^j, i = \overline{1,n}, \quad (1)$$

где t – номер текущей популяции; p_i – вероятность появления значения, равного единице, в i-й позиции хромосом индивидов (в анализируемой популяции); x_i^j – значение i-го гена у j-го индивида; n – длина хромосомы; N – размер популяции.

Распределение вероятностей в t-м поколении описывает накопленную ГА статистику по результатам прошлых этапов поиска. Мы также можем проанализировать динамику изменения распределения в течение прошлых поколений. В [8] предложен способ анализа и использования динамики компонент вектора вероятностей (1) в бинарных ЭА и EDA. В частности, по анализу динамики компонент можно построить прогноз значений компонент вектора решений, к которым должен сойтись алгоритм. Численные эксперименты показали, что для ГА, который с высокой надежностью находит точку глобального оптимума, компоненты вектора вероятностей сходятся к значению «один», если соответствующая компонента глобального оптимума содержит единицу, и к сходится нулю – в противном случае.

Мы может использовать это свойство для определения генов в хромосоме, которые стоит зафиксировать на этапе группировки (декомпозиции задачи). Будем фиксировать ген в i-й позиции на t-й итерации по следующему правилу (2) на основе значений компонент вектора вероятностей (1):

$$x_i^j(t) = \begin{cases} 0, \text{если } p_i(t) < (0,5-\delta), \\ random, \text{ если } p_i(t) \in (0,5-\delta, 0,5+\delta), \\ 1, p_i(t) > (0,5+\delta), \end{cases} \quad (2)$$

где δ – пороговое значение (уровень доверия), $\delta \in (0, 0,5)$.

Рассмотрим данное правило на примере (рис. 1). На рис. 1 представлен график изменения случайно выбранной компоненты вектора вероятностей во время одного из запусков ГА на функции Растригина. Для выбранного гена значение в точке глобального оптимума равно нулю. Как видно из рис. 1, ГА начинает со случайного равномерного распределения решений в пространстве поиска, поэтому значение вероятности появления единицы в данной позиции равно 0,5. На ранних этапах поиска ГА активно исследует ландшафт целевой функции, потому распределение единиц и нулей в популяции примерно одинаковое, и значение вероятности колеблется около 0,5. После этого ГА локализует перспективный регион пространства поиска и начинает чаще генерировать нули в текущей позиции, вероятность начинает меняться в сторону нуля. Пороговый уровень доверия определяет зону значений вероятностей около 0,5, когда мы не можем однозначно определить, какое значение гена чаще генерирует алгоритм.

Несмотря на то, что мы рассматриваем компоненты распределения по отдельности, ГА анализирует и генерирует решения, учитывая информацию о задаче в целом. Поэтому правило (2) может быть использовано для произвольных, а не только для сепарабельных проблем. Исключением могут быть только десептивные задачи (функции-«ловушки»), которые специально конструируются так, чтобы алгоритм на протяжении всего процесса поиска сходился в точку, далекую от глобального оптимума.

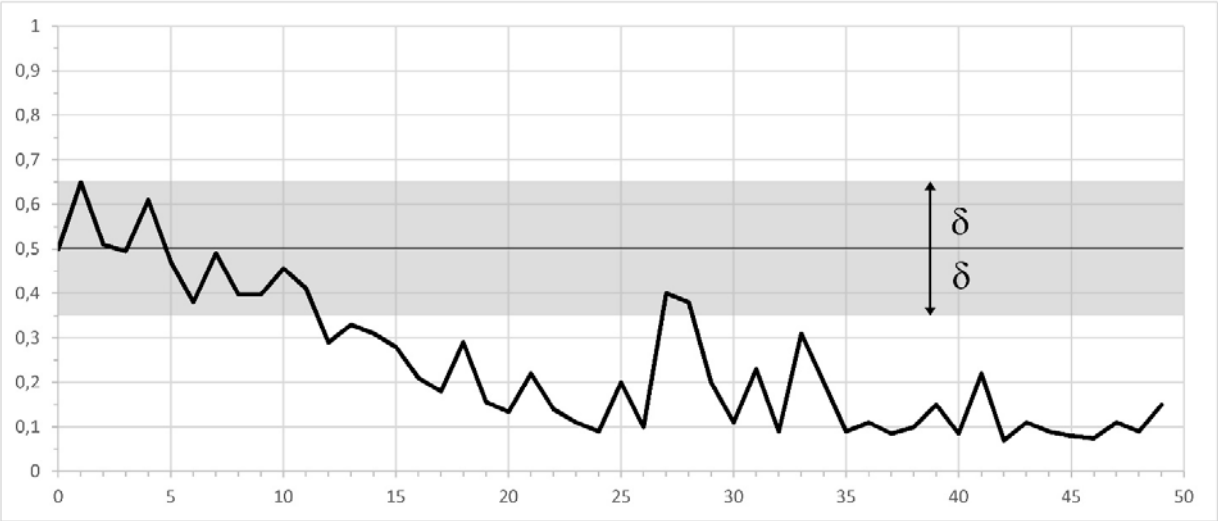


Рис. 1. График изменения компоненты распределения (горизонтальная ось – номер поколения, вертикальная ось – значение вероятности)

Далее мы должны определить количество переменных, которые будут зафиксированы. Существуют разные стратегии. Наиболее популярный подход – разделение пополам, когда для задачи с n переменными фиксируются ровно $n/2$ компонент. В общем случае мы определим число компонент, которые фиксируются как процент от длины хромосомы, и обозначим α. Параметр α может быть фиксированным или меняться в процессе работы алгоритма. Выбранные переменные и соответствующие значения вектора вероятностей остаются неизменными на протяжении заданного числа поколений – периода адаптации; обозначим его как t_{adapt}. Список зафиксированных компонент определяется случайно. В данной работе мы будем использовать предварительно заданные постоянные значения параметров α и t_{adapt}.

Одним из преимуществ такой декомпозиции является то, что мы не теряем ранее накопленную статистику о поиске при фиксации компонент, так как мы также фиксируем компоненты вектора вероятностей. ГА решает задачу оптимизации в уменьшенном пространстве поиска и обновляет только незафиксированные компоненты распределения. По завершении каждого периода адаптации мы случайным образом фиксируем новые компоненты. В случае, если ранее зафиксированная компонента не будет выбрана, обновление соответствующей ей компоненты распределения продолжится с сохранённого значения.

ГА с декомпозицией на основе EDA-алгоритма для LSGO-задач. Опишем предложенный подход для решения задач глобальной оптимизации большой размерности в деталях.

Вначале мы должны выбрать способ бинарного представления решений исходной задачи оптимизации. Можно использовать стандартный бинарный, Грей-код или любой другой. В результате кодирования мы определяем длину хромосомы (бинарного вектора) n.

Далее необходимо задать значения параметров алгоритмов декомпозиции и ГА, а также максимальное число вычислений целевой функции (*MaxFE*) или максимальное число поколений (*MaxGEN*). Критерии *MaxFE* и *MaxGEN* можно заменить на любой другой критерий останова.

Полное описание алгоритма можно представить в виде псевдокода (рис. 2).

Островная модель с самоконфигурацией. Многие алгоритмы для LSGO-задач используют группировку компонент на основе кооперативной коэволюции. В этом случае создаются несколько популяций, в которых осуществляются различные группировки компонент. Кооперация осуществляется в момент вычисления пригодности для определения значений фиксированных компонент, например, на основе лучших найденных решений из других популяций.

В данной работе мы также будем использовать несколько популяций, определенных следующим образом. При выполнении основного цикла предложенного алгоритма общая популяция размера N делится на K подпопуляций размера M, где $N = K \cdot M$. Шаги декомпозиции и работы ГА выполняются для каждой подпопуляции независимо. Каждая подпопуляция может быть рассмотрена как остров (в терминах островной модели ГА) со своей стратегией декомпозиции. После завершения этапа адаптации все индивиды со всех подпопуляций собираются обратно в общую популяцию для обновления общей статистики поиска. Последнее можно рассматривать как кооперацию, так как в дальнейшем каждая подпопуляция будет использовать эту статистику на своем острове. Известно, что островная модель может превосходить по эффективности обычный ГА с одной популяцией [9]. Также мы можем сократить время работы алгоритма в случае использования параллельных вычислений на многоядерном или многопроцессорном компьютере.

Мы можем внести дополнительное взаимодействие подпопуляций в островной модели, используя концепцию, предложенную в [10]. Будем увеличивать размер острова, который демонстрирует большую эффективность решения задачи. С помощью операции миграции лучших индивидов позиции островов будут уравниваться.

Входные данные: n, N, α, δ, t_{adapt}, $MaxFE$, параметры операций ГА.

Инициализация:
Случайно сгенерировать популяцию N индивидов длины n.
Рассчитать $P(0)$ по формуле (1).

Основной цикл алгоритма:
Пока не достигнуто $MaxFE$:
1. *Этап декомпозиции*: Начать новый период адаптации. Зафиксировать случайные α генов в хромосомах и в векторе вероятностей.
2. *Этап оптимизации выбранных компонент*: Выполнять ГА в течение t_{adapt} поколений:
    а. Вычисление пригодности. Установить значения генов в зафиксированных позициях согласно значению $P(t)$, используя формулу (2).
    б. Выполнить операции селекции, рекомбинации и мутации.
    в. Создать новое поколение, обновить значения $P(t)$ вектора вероятностей для активных компонент.

Выходные данные: лучшее найденное решение.

Рис. 2. Схема предложенного алгоритма

Поскольку LSGO-задачи весьма затратны в вычислительном плане, выбор оптимальных параметров ГА путем многократного запуска ГА с различными комбинациями параметров невозможен. Мы будем использовать следующую известную схему самоконфигрурации ГА. Вначале мы определяем список возможных генетических операторов ГА: типы селекции, типы рекомбинации и уровни интенсивности мутации. Для каждой операции определяется вероятность ее применения при формировании нового индивида. Все вероятности инициализируются равными значениями. В процессе работы ГА определяются те операторы, которые в среднем дают большее улучшение пригодности индивидов, значения их вероятностей увеличиваются за счет уменьшения вероятностей менее успешных операторов. Более детальная информация о данной самоконфигурации может быть найдена в [11].

Результаты численных экспериментов. Для оценки эффективности предложенного подхода были использованы 15 тестовых задач большой размерности, представленные на специальной сессии и соревновании по LSGO-оптимизации в рамках Международного конгресса CEC 2013 [12]. Эти задачи обладают различными свойствами практических задач оптимизации большой размерности и являются сложными для многих алгоритмов, а потому могут быть использованы для сравнения специальных алгоритмов для LSGO-задач. Среди них:

– 3 полностью сепарабельных задачи (обозначены как $f1$–$f3$);

– 8 частично сепарабельных задач ($f4$–$f7$ с сепарабельными подзадачами, $f8$–$f11$ без сепарабельных подзадач);

– 3 задачи с взаимовлияющими подзадачами ($f12$–$f14$);

– 1 полностью несепарабельная задача ($f15$).

Для проведения численных экспериментов использовались следующие настройки (согласно правилам соревнования CEC'13):

– размерность всех задач $D = 1000$;

– используется стандартное кодирование с точностью: $\varepsilon = 0{,}1$ для $f1$, $f4$, $f7$, $f8$ и $f11$–15, $\varepsilon = 0{,}05$ для $f3$, $f6$ и $f10$, $\varepsilon = 0{,}01$ для $f2$, $f5$ и $f9$;

– для каждой задачи вычисляется лучшее найденное решение (Best), математическое ожидание (Mean) и стандартное отклонение (StDev) по 25 независимым запускам алгоритма;

– максимальное число вычислений целевой функции $MaxFE = 3{,}0 \cdot 10^6$;

– оценка эффективности осуществляется после достижения чисел вычислений целевой функции, равных $1{,}2 \cdot 10^5$, $6{,}0 \cdot 10^5$ и $3{,}0 \cdot 10^6$.

Параметры ГА и EDA-алгоритма следующие:

– размер популяции $N = 1000$ для версии с одной популяцией, $N = 500$ для островной модели с 3 островами и $N = 400$ для 5 островов;

– период адаптации $t_{adapt} = 100$;

– пороговый уровень доверия $\delta = 0{,}05$, 0,15 и 0,25;

– число фиксированных компонент $\alpha = 25$, 50 и 75 % длины хромосомы.

Предложенные алгоритмы реализованы в Visual Studio C++ с использованием OpenMP распараллеливания вычислений на многопроцессорных компьютерах. Исходные коды задач на языке C++ взяты из репозитория [13].

К сожалению, даже в случае распараллеливания вычислений каждый запуск алгоритма на одной из задач требует больших временных затрат, а потому многократное решение задач с целью получения статистически значимых выводов об эффективности алгоритма с разными настройками весьма затруднительно при разумных временных ограничениях. Тем не менее, был проведен «грубый» анализ влияния параметров α и δ на эффективность работы алгоритма. Результаты для ГА с одной популяцией и островной модели с 5 островами представлены в табл. 1 и 2. Как видно, островная модель превосходит ГА с одной популяцией почти во всех случаях.

Мы также представили на графиках зависимость лучшего найденного значения от комбинации параметров α и δ. Лучшее найденное значение нормализовано в интервале [0, 1] и усреднено по всем задачам из набора. Графики для 3 значений *MaxFE* представлены на рис. 3 и 4. Из графиков видно, что лучшие результаты достигаются при больших значениях процента фиксированных компонент. В случае одной популяции, лучшая комбинация (α = 50 %, δ = 0,15) для *MaxFE* = $1{,}2\cdot10^5$, которая смещается к (α = 50 %, δ = 0,25) для *MaxFE* = $6{,}0\cdot10^5$ и *MaxFE* = $3{,}0\cdot10^6$. В случае островной модели, лучшие комбинации (α = 75 %, δ = 0,25) для *MaxFE* = $1{,}2\cdot10^5$и (α = 75 %, δ = 0,15) для *MaxFE* = $6{,}0\cdot10^5$и *MaxFE* = $3{,}0\cdot10^6$. Можно предположить, что алгоритму требуются разные комбинации параметров на разных этапах поиска. В следующих работах будет предпринята попытка разработать адаптивную схему настройки данных параметров.

Результаты экспериментов для лучших найденных значений параметров представлены в табл. 3.

Результаты предложенного подхода сравнены с другими алгоритмами, которые участвовали в соревновании CEC'13: DECC-G (кооперативная коэволюция со случайной динамической группировкой на базе дифференциальной эволюции) [3], VMO-DE (оптимизация по изменяющейся решетке с помощью дифференциальной эволюции) [14], CC-CMA-ES (эволюционная стратегия адаптации ковариационной матрицы с использованием кооперативной коэволюции) [4], MOS (гибридный алгоритм генерации множества потомков) [15] и SACC (кооперативная коэволюция на основе сглаживания и вспомогательных функций) [16].

В табл. 4 представлены результаты усреднения показателей эффективности алгоритмов по всем задачам, алгоритмы проранжированы по значениям лучшего найденного и математического ожидания. Из табл. 4 видно, что предложенный алгоритм (обозначен как EDA-GA) занял 4-е место по критерию Best и 5-е – по критерию Mean. Стоит отметить, что остальные алгоритмы специально разработаны для задач с вещественными переменными, а предложенный подход является универсальным, так как кодирует переменные в любых шкалах в бинарные. Декомпозиция на основе EDA не использует никакие предположения о свойствах непрерывного пространства поиска. Более того, после бинаризации размерность числа компонент увеличивается по сравнению с исходным непрерывным пространством, так как сложность задачи возрастает. Тем не менее, ГА на основе EDA-декомпозиции превосходит CC-CMA-ES по двум показателям и DECC-G по показателю Best.

Таблица 1

Результаты на задаче *f*1 для ГА с одной популяцией

	α	25	25	25	50	50	50	75	75	75
	δ	0,05	0,15	0,25	0,05	0,15	0,25	0,05	0,15	0,25
$1{,}2\cdot10^5$	Best	$2{,}08\cdot10^7$	$1{,}98\cdot10^7$	$1{,}72\cdot10^7$	$1{,}89\cdot10^7$	$1{,}50\cdot10^7$	$1{,}59\cdot10^7$	$1{,}98\cdot10^7$	$1{,}53\cdot10^7$	$1{,}76\cdot10^7$
	Mean	$6{,}13\cdot10^7$	$5{,}97\cdot10^7$	$6{,}81\cdot10^7$	$8{,}95\cdot10^7$	$4{,}98\cdot10^8$	$7{,}32\cdot10^7$	$8{,}30\cdot10^7$	$8{,}72\cdot10^7$	$7{,}23\cdot10^7$
	StDev	$3{,}31\cdot10^7$	$2{,}90\cdot10^7$	$2{,}70\cdot10^7$	$3{,}74\cdot10^7$	$2{,}98\cdot10^7$	$3{,}51\cdot10^7$	$3{,}66\cdot10^7$	$3{,}93\cdot10^7$	$3{,}34\cdot10^7$
$6{,}0\cdot10^5$	Best	$1{,}99\cdot10^3$	$2{,}11\cdot10^3$	$1{,}71\cdot10^3$	$2{,}55\cdot10^4$	$8{,}23\cdot10^3$	$1{,}50\cdot10^3$	$1{,}23\cdot10^4$	$9{,}20\cdot10^3$	$9{,}00\cdot10^3$
	Mean	$2{,}71\cdot10^4$	$2{,}53\cdot10^4$	$2{,}22\cdot10^4$	$3{,}47\cdot10^4$	$2{,}19\cdot10^4$	$1{,}99\cdot10^4$	$3{,}88\cdot10^4$	$2{,}51\cdot10^4$	$3{,}02\cdot10^4$
	StDev	$9{,}47\cdot10^3$	$9{,}36\cdot10^3$	$7{,}90\cdot10^3$	$1{,}85\cdot10^4$	$1{,}68\cdot10^3$	$7{,}08\cdot10^3$	$1{,}85\cdot10^4$	$1{,}20\cdot10^4$	$1{,}69\cdot10^4$
$3{,}0\cdot10^6$	Best	$9{,}32\cdot10^{-5}$	$8{,}02\cdot10^{-5}$	$7{,}63\cdot10^{-5}$	$4{,}50\cdot10^{-5}$	$4{,}59\cdot10^{-5}$	$7{,}11\cdot10^{-5}$	$6{,}73\cdot10^{-5}$	$5{,}19\cdot10^{-5}$	$6{,}34\cdot10^{-5}$
	Mean	$4{,}00\cdot10^{-4}$	$4{,}23\cdot10^{-4}$	$4{,}51\cdot10^{-4}$	$5{,}01\cdot10^{-4}$	$5{,}68\cdot10^{-4}$	$4{,}98\cdot10^{-4}$	$4{,}02\cdot10^{-4}$	$3{,}80\cdot10^{-4}$	$3{,}56\cdot10^{-4}$
	StDev	$2{,}24\cdot10^{-4}$	$2{,}09\cdot10^{-4}$	$2{,}19\cdot10^{-4}$	$2{,}08\cdot10^{-4}$	$4{,}29\cdot10^{-4}$	$2{,}11\cdot10^{-4}$	$1{,}95\cdot10^{-4}$	$1{,}65\cdot10^{-4}$	$1{,}82\cdot10^{-4}$

Таблица 2

Результаты на задаче *f*1 для островного ГА с 5 островами

	α	25	25	25	50	50	50	75	75	75
	δ	0,05	0,15	0,25	0,05	0,15	0,25	0,05	0,15	0,25
$1{,}2\cdot10^5$	Best	$1{,}76\cdot10^7$	$1{,}79\cdot10^7$	$1{,}73\cdot10^7$	$1{,}62\cdot10^7$	$1{,}56\cdot10^7$	$1{,}63\cdot10^7$	$1{,}62\cdot10^7$	$1{,}42\cdot10^7$	$1{,}45\cdot10^7$
	Mean	$4{,}90\cdot10^7$	$4{,}95\cdot10^7$	$5{,}61\cdot10^7$	$5{,}72\cdot10^7$	$5{,}34\cdot10^7$	$5{,}39\cdot10^7$	$6{,}16\cdot10^7$	$5{,}50\cdot10^7$	$5{,}23\cdot10^7$
	StDev	$3{,}04\cdot10^7$	$3{,}01\cdot10^7$	$2{,}23\cdot10^7$	$3{,}15\cdot10^7$	$2{,}98\cdot10^7$	$2{,}12\cdot10^7$	$2{,}41\cdot10^7$	$2{,}98\cdot10^7$	$2{,}44\cdot10^7$
$6{,}0\cdot10^5$	Best	$8{,}68\cdot10^3$	$8{,}61\cdot10^3$	$8{,}41\cdot10^3$	$7{,}72\cdot10^3$	$7{,}58\cdot10^3$	$7{,}65\cdot10^3$	$8{,}50\cdot10^3$	$7{,}00\cdot10^3$	$6{,}89\cdot10^3$
	Mean	$1{,}85\cdot10^4$	$1{,}79\cdot10^4$	$2{,}07\cdot10^4$	$2{,}17\cdot10^4$	$2{,}15\cdot10^4$	$1{,}77\cdot10^4$	$1{,}81\cdot10^4$	$2{,}21\cdot10^4$	$1{,}99\cdot10^4$
	StDev	$8{,}60\cdot10^3$	$9{,}33\cdot10^3$	$1{,}07\cdot10^4$	$1{,}28\cdot10^4$	$1{,}68\cdot10^3$	$8{,}12\cdot10^3$	$1{,}18\cdot10^4$	$9{,}19\cdot10^3$	$1{,}68\cdot10^3$
$3{,}0\cdot10^6$	Best	$5{,}78\cdot10^{-5}$	$5{,}92\cdot10^{-5}$	$5{,}46\cdot10^{-5}$	$5{,}09\cdot10^{-5}$	$5{,}00\cdot10^{-5}$	$4{,}91\cdot10^{-5}$	$5{,}47\cdot10^{-5}$	$4{,}59\cdot10^{-5}$	$4{,}95\cdot10^{-5}$
	Mean	$6{,}13\cdot10^{-4}$	$5{,}45\cdot10^{-4}$	$5{,}17\cdot10^{-4}$	$5{,}51\cdot10^{-4}$	$5{,}06\cdot10^{-4}$	$5{,}40\cdot10^{-4}$	$5{,}98\cdot10^{-4}$	$5{,}68\cdot10^{-4}$	$5{,}44\cdot10^{-4}$
	StDev	$2{,}47\cdot10^{-4}$	$2{,}37\cdot10^{-4}$	$2{,}19\cdot10^{-4}$	$2{,}24\cdot10^{-4}$	$4{,}29\cdot10^{-4}$	$2{,}21\cdot10^{-4}$	$2{,}40\cdot10^{-4}$	$4{,}29\cdot10^{-4}$	$2{,}22\cdot10^{-4}$

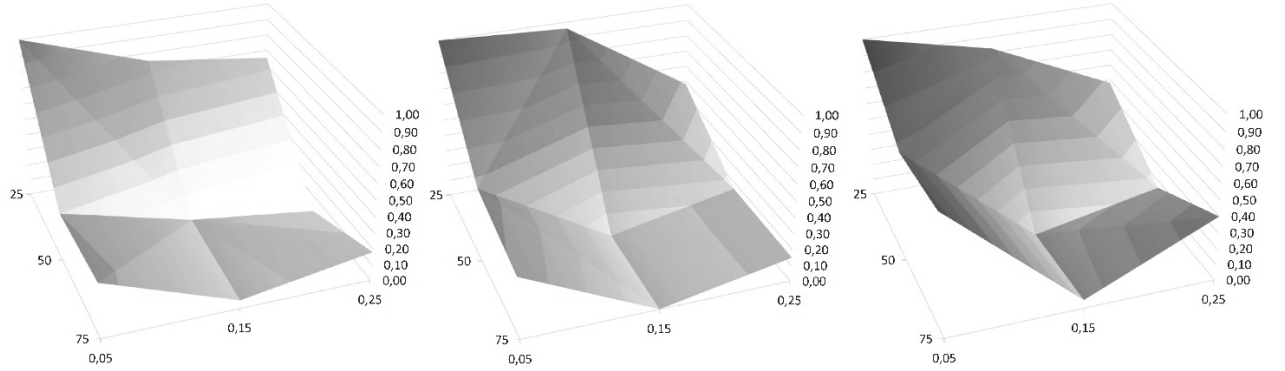


Рис. 3. Зависимость эффективности ГА с одной популяцией от параметров α и δ
для *MaxFE* = {$1{,}2\cdot10^5$, $6{,}0\cdot10^5$, $3{,}0\cdot10^6$}

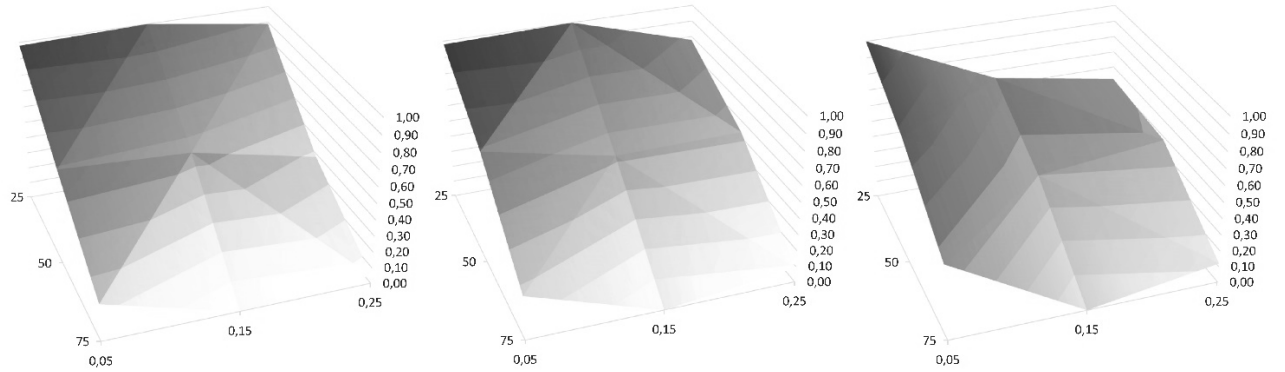


Рис. 4. Зависимость эффективности островного ГА с 5 островами от параметров α и δ
для *MaxFE* = {$1{,}2\cdot10^5$, $6{,}0\cdot10^5$, $3{,}0\cdot10^6$}

Таблица 3

Результаты решения тестовых задач островным ГА с 5 островами α = 75 % и δ = 0,15

		*f*1	*f*2	*f*3	*f*4	*f*5	*f*6	*f*7	*f*8
$1{,}2\cdot10^5$	Best	$1{,}42\cdot10^7$	$9{,}63\cdot10^3$	$1{,}08\cdot10^2$	$1{,}39\cdot10^{11}$	$6{,}11\cdot10^{14}$	$2{,}90\cdot10^5$	$7{,}05\cdot10^8$	$3{,}97\cdot10^{15}$
	Mean	$5{,}50\cdot10^7$	$1{,}06\cdot10^4$	$4{,}52\cdot10^1$	$9{,}15\cdot10^{11}$	$7{,}17\cdot10^{14}$	$7{,}78\cdot10^5$	$2{,}76\cdot10^9$	$2{,}71\cdot10^{16}$
	StDev	$2{,}98\cdot10^7$	$1{,}53\cdot10^3$	$1{,}44\cdot10^1$	$5{,}63\cdot10^{11}$	$7{,}45\cdot10^8$	$2{,}61\cdot10^5$	$1{,}44\cdot10^9$	$6{,}77\cdot10^{15}$
$6{,}0\cdot10^5$	Best	$6{,}89\cdot10^3$	$9{,}11\cdot10^3$	$3{,}04\cdot10^0$	$1{,}95\cdot10^{10}$	$3{,}07\cdot10^{14}$	$5{,}21\cdot10^5$	$2{,}01\cdot10^8$	$2{,}09\cdot10^{14}$
	Mean	$1{,}99\cdot10^4$	$1{,}25\cdot10^4$	$1{,}30\cdot10^1$	$9{,}07\cdot10^{10}$	$5{,}03\cdot10^{14}$	$6{,}05\cdot10^5$	$9{,}41\cdot10^8$	$2{,}18\cdot10^{15}$
	StDev	$1{,}68\cdot10^3$	$1{,}18\cdot10^3$	$6{,}32\cdot10^{-1}$	$6{,}03\cdot10^{10}$	$2{,}50\cdot10^7$	$2{,}60\cdot10^5$	$7{,}56\cdot10^8$	$1{,}52\cdot10^{15}$
$3{,}0\cdot10^6$	Best	$4{,}59\cdot10^{-5}$	$1{,}82\cdot10^3$	$2{,}94\cdot10^{-5}$	$6{,}60\cdot10^9$	$7{,}59\cdot10^{14}$	$6{,}25\cdot10^4$	$7{,}65\cdot10^7$	$4{,}49\cdot10^{13}$
	Mean	$5{,}68\cdot10^{-4}$	$3{,}34\cdot10^3$	$4{,}81\cdot10^{-1}$	$2{,}32\cdot10^{10}$	$9{,}75\cdot10^{14}$	$4{,}75\cdot10^5$	$2{,}53\cdot10^8$	$3{,}64\cdot10^{14}$
	StDev	$4{,}29\cdot10^{-4}$	$2{,}54\cdot10^2$	$2{,}28\cdot10^{-1}$	$1{,}14\cdot10^{10}$	$2{,}18\cdot10^6$	$3{,}35\cdot10^5$	$8{,}35\cdot10^7$	$5{,}21\cdot10^{14}$
		f9	f10	f11	f12	f13	f14	f15	Average
$1{,}2\cdot10^5$	Best	$1{,}08\cdot10^9$	$8{,}87\cdot10^6$	$1{,}46\cdot10^{11}$	$3{,}87\cdot10^6$	$2{,}66\cdot10^{10}$	$1{,}88\cdot10^{11}$	$3{,}61\cdot10^7$	$3{,}05\cdot10^{14}$
	Mean	$1{,}80\cdot10^9$	$7{,}14\cdot10^7$	$3{,}47\cdot10^{11}$	$4{,}36\cdot10^8$	$2{,}98\cdot10^{10}$	$5{,}78\cdot10^{11}$	$2{,}69\cdot10^8$	$1{,}85\cdot10^{15}$
	StDev	$4{,}27\cdot10^8$	$1{,}57\cdot10^7$	$2{,}25\cdot10^{11}$	$7{,}89\cdot10^8$	$1{,}12\cdot10^{10}$	$3{,}67\cdot10^{11}$	$9{,}91\cdot10^7$	$4{,}52\cdot10^{14}$
$6{,}0\cdot10^5$	Best	$6{,}42\cdot10^8$	$7{,}91\cdot10^6$	$1{,}34\cdot10^{10}$	$2{,}40\cdot10^3$	$6{,}28\cdot10^9$	$5{,}68\cdot10^{10}$	$1{,}80\cdot10^7$	$3{,}44\cdot10^{13}$
	Mean	$1{,}25\cdot10^9$	$1{,}38\cdot10^7$	$9{,}84\cdot10^{10}$	$6{,}66\cdot10^3$	$1{,}47\cdot10^{10}$	$1{,}03\cdot10^{11}$	$2{,}43\cdot10^7$	$1{,}79\cdot10^{14}$
	StDev	$5{,}21\cdot10^8$	$1{,}65\cdot10^7$	$1{,}18\cdot10^{11}$	$5{,}53\cdot10^3$	$4{,}83\cdot10^9$	$6{,}70\cdot10^{10}$	$8{,}68\cdot10^6$	$1{,}02\cdot10^{14}$
$3{,}0\cdot10^6$	Best	$4{,}15\cdot10^8$	$6{,}18\cdot10^6$	$2{,}60\cdot10^{10}$	$7{,}72\cdot10^2$	$8{,}02\cdot10^9$	$1{,}42\cdot10^{10}$	$2{,}40\cdot10^7$	$5{,}36\cdot10^{13}$
	Mean	$8{,}06\cdot10^8$	$1{,}61\cdot10^7$	$7{,}01\cdot10^{10}$	$2{,}30\cdot10^3$	$1{,}27\cdot10^{10}$	$1{,}69\cdot10^{11}$	$3{,}05\cdot10^7$	$8{,}93\cdot10^{13}$
	StDev	$1{,}72\cdot10^8$	$7{,}89\cdot10^6$	$4{,}29\cdot10^{10}$	$2{,}41\cdot10^3$	$2{,}96\cdot10^9$	$4{,}81\cdot10^{10}$	$5{,}13\cdot10^6$	$3{,}47\cdot10^{13}$

Таблица 4

Сравнение LSGO-подходов

Алгоритм	SACC	MOS	VMO-DE	DECC-G	CC-CMA-ES	EDA-GA
Best	$9{,}80\cdot10^{12}$	$2{,}17\cdot10^{11}$	$4{,}90\cdot10^{13}$	$5{,}80\cdot10^{13}$	$6{,}25\cdot10^{13}$	$5{,}36\cdot10^{13}$
Ранжирование по значению Best	2	1	3	5	6	4
Mean/ StDev	$8{,}0\cdot10^{13}$/ $5{,}08\cdot10^{13}$	$5{,}33\cdot10^{11}$/ $2{,}04\cdot10^{11}$	$5{,}32\cdot10^{13}$/ $4{,}81\cdot10^{12}$	$7{,}7\cdot10^{13}$/ $1{,}02\cdot10^{13}$	$8{,}58\cdot10^{13}$/ $2{,}39\cdot10^{13}$	$8{,}93\cdot10^{13}$/ $3{,}47\cdot10^{13}$
Ранжирование по значению Mean	4	1	2	3	6	5

Полученные результаты позволяют сделать предположение, что предложенный подход будет эффективен при решении практических задач глобальной оптимизации большой размерности, в которых представлены переменные в произвольных шкалах (включая смешанные). В дальнейших исследованиях мы сконцентрируемся на повышении эффективности подхода путем анализа его структуры и значений управляемых параметров. В частности, стоит ввести адаптацию параметров α и δ на основе анализа сходимости компонент вектора вероятностей.

Заключение. В работе предложен новый подход для решения сложных задач глобальной оптимизации высокой размерности с помощью бинарного ГА с EDA-декомпозицией. Алгоритм EDA используется для сбора и анализа статистики о прошлых этапах поиска и прогноза сходимости компонент решения для снижения размерности задачи. В работе сравнивается стандартная модель ГА с одной популяцией и островная модель, которая продемонстрировала большую эффективность. Предложенный подход уступает в эффективности некоторым известным подходам, но в целом показатели эффективности имеют сравнимые значения. Преимуществом подхода является то, что он позволяет решать задачи с любым представлением решений и не требует какой-либо априорной информации о пространстве поиска.

Благодарности. Работа поддержана грантом Президента РФ (МК-3285.2015.9), Российским фондом фундаментальных исследований и Красноярским краевым фондом поддержки научной и научно-технической деятельности (проект 16-41-240822).

Acknowledgments. This research was supported by the President of the Russian Federation grant (MK-3285.2015.9) and by Russian Foundation for Basic Research and Krasnoyarsk Regional Fund for Support of Scientific and Technical Activities (project 16-41-240822).

References

1. Mahdavi S., Shiri M. E., Rahnamayan Sh. Metaheuristics in large-scale global continues optimization: A survey. *Information Sciences*. 2015, Vol. 295, P. 407–428.

2. Potter M., De Jong K. A. Cooperative coevolution: an architecture for evolving coadapted subcomponents. *Evol. Comput*. 2000, No. 8 (1), P. 1–29.

3. Yang Zh., Tang K., Yao X. Large scale evolutionary optimization using cooperative coevolution. *Inform. Sci.* 2008, No. 178 (15), P. 2985–2999.

4. Liu J., Tang K. Scaling up covariance matrix adaptation evolution strategy using cooperative coevolution. *In Intelligent Data Engineering and Automated Learning – IDEAL*. 2013, P. 350–357.

5. Omidvar M. N., Li X., Mei Y., Yao X. Cooperative co-evolution with differential grouping for large scale optimization. *IEEE Trans. Evol. Comput.* 2014, No. 18 (3), P. 378–393.

6. Dong W., Chen T., Tino P., Yao X. Scaling up estimation of distribution algorithms for continuous optimization. *IEEE Trans. Evol. Comput.* 2013, No. 17 (6), P. 797–822.

7. Wang Y., Li B. A restart univariate estimation of distribution algorithm: sampling under mixed gaussian and lévy probability distribution. *In IEEE Congress on Evolutionary Computation, CEC 2008 (IEEE World Congress on Computational Intelligence).* 2008, P. 3917–3924.

8. Sopov E., Sopov S. The convergence prediction method for genetic and PBIL-like algorithms with binary representation. *In IEEE International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON 2011).* 2011, P. 203–206.

9. Gonga Y.-J., Chena W.N., Zhana Zh.-H., Zhanga J., Li Y., Zhange Q., Lif J.-J. Distributed evolutionary algorithms and their models: A survey of the state-of-the-art. *Applied Soft Computing*. 2015, No. 34, P. 286–300.

10. Sopov E. A Self-configuring Metaheuristic for Control of Multi-Strategy Evolutionary Search. *ICSI-CCI 2015*, Part III, LNCS 9142, 2015, P. 29–37.

11. 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.

12. Li X., Tang K., Omidvar M.N., Yang Zh., Qin K. Benchmark functions for the CEC 2013 special session and competition on large-scale global optimization. Technical Report, Evolutionary Computation and Machine Learning Group, RMIT University, Australia, 2013.

13. Test suite for the IEEE CEC'13 competition on the LSGO. Available at: http://goanna.cs.rmit.edu.au/~xiaodong/cec13-lsgo/competition/lsgo_2013_benchmarks.zip.

14. Li X., Tang K., Omidvar M. N., Yang Zh., Qin K. Technical report on 2013 IEEE Congress on Evolutionary Computation Competition on Large Scale Global Optimization. Available at: http://goanna.cs.rmit.edu.au/~xiaodong/cec13-lsgo/competition/lsgo-competition-sumary-2013.pdf.

15. LaTorre A., Muelas S., Pena J.-M. Large scale global optimization: experimental results with MOS-based hybrid algorithms. *In 2013 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC).* 2013, P. 2742–2749.

16. Wei F., Wang Y., Huo Y. Smoothing and auxiliary functions based cooperative coevolution for global optimization. *In 2013 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC).* 2013, P. 2736–2741.

© Сопов Е. А., 2016

УДК 519.81

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 907–914

ФОРМИРОВАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СРЕДЫ ГЕНЕРАЦИИ ЭКСКЛЮЗИВНЫХ ДЕТАЛЕЙ СЛОЖНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Е. А. Чеблакова*, С. В. Ченцов

Сибирский федеральный университет
Институт космических и информационных технологий
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 26б
*E-mail: xhelen_86@mail.ru

Рассмотрены основные задачи производства нетиповых деталей сложных конструкций, в том числе решаемые с использованием производственных данных мелкосерийного производства. Проведен анализ технической документации и оснащенности обследуемого предприятия, существующих методов сбора, анализа выходных данных, а также прогнозирования на их основе. Охарактеризована система производственной организации и необходимость применения методов интеллектуального анализа данных при оценке произведенной детали либо изделия с целью комплексного учета многих факторов.

Исследована проблема создания модели организации производственной среды. Показана необходимость внедрения соответствующих производственных этапов в жизненный цикл изделий.

Проанализирован вопрос идентификации и формализации производственных переделов. Рассмотрен существующий способ организации технологических процессов, описаны сложности, возникающие при анализе и оценке процессов, имеющих недетерминированный характер.

Представлена модель организации производственной среды, разработанная методами системного анализа с использованием производственной информации и данных, приведены результаты построения интеллектуальной модели формообразования сложной детали изделия.

Обоснована необходимость применения данного подхода в принятии управленческих решений, регулирующих весь производственный цикл детали. В связи с необходимостью развития технологии задачи оценки и анализа данных и оптимизации процесса являются наиболее актуальными.

Предлагается подход для создания автоматизированной среды производства нетиповых деталей сложных конструкций на примере ювелирных изделий, а также использование систем интеллектуального анализа данных для оценки и прогнозирования потребительского спроса на эти изделия. Описывается структура процесса проектирования для автоматизации генерации эксклюзивных деталей сложных конструкций. Экспертные системы и эволюционный алгоритм предлагается интегрировать в инструмент проектирования прототипа, а также как механизм для создания новых эксклюзивных форм деталей сложных конструкций.

Разработанный подход позволит оптимизировать процедуру принятия решений в области управления качеством производимой модели изделия.

В дальнейшем возможна модернизация модели, что позволит производить прогнозы производства детали без непосредственного участия лица, принимающего решения.

Разработанная модель станет полезной при разработках космических, радиотехнических и других производств сложных деталей изделий.

Ключевые слова: интеллектуальный анализ данных, экспертные системы, эволюционный алгоритм, генерация эксклюзивных форм, оценка, прогнозирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 907–914

FORMATION OF THE AUTOMATIC ENVIRONMENT OF GENERATION OF EXCLUSIVE DETAILS OF DIFFICULT FORMS

E. A. Cheblakova*, S. V. Chentsov

Siberian Federal University, Institute of Space and Informational Technologies
26b, Kirenskogo Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation
*E-mail: xhelen_86@mail.ru

This article discusses the basic problem of production of complex structures of non-standard parts solved by using production data of small-scale production. The analysis of the surveyed companies' technical documentation and equipment, the existing methods of collecting, analyzing output data and forecasting are given. We have characterized

the system of industrial organization, and the necessity to use data mining techniques in the assessment of manufactured parts or products with a view to integrating a number of factors.

This paper shows the model creation problem of the working environment organization. The necessity of the implementation of the relevant production stages into the product life cycle is important.

This research analyzes the question of identification and formalization of industrial processes. Also, this paper discusses the existing method of processes production organization, describes the difficulties encountered in the analysis and evaluation of the non-deterministic processes.

The model of organizing the working environment was developed by the methods of system analysis using production information and data, the results of an intelligent model constructing of complex parts forming of the product was presented.

Using of this approach in management decisions governing the details of the entire production cycle is necessary. Due to the necessity of technology development, task of evaluation and data analysis and process optimization are the most relevant.

In this paper we propose to use a range of software tools for the creation of exclusive details of automated environment of difficult forms. We propose the use of data mining systems to assess and predict consumer demand details of difficult forms. We describe the structure of the design to automate the generation of details of difficult forms that are used in production. Expert systems and evolutionary algorithm are offered to be integrated into the instrument of design of a prototype, and also as the mechanism for creation of new details for manufacturing.

The developed approach will optimize the decision-making procedure in the field of quality control of manufactured product model.

The improvement of the model will make predictions about the production of parts without the direct involvement of decision makers in the future.

The developed model will be useful in the development of space, radio and other industries manufacturing complex parts.

Keywords: intellectual analysis of data, expert systems, evolutionary algorithm, generation of exclusive details, assessment, forecasting.

Введение. Эксклюзивность деталей будем определять как невозможность их проектирования и изготовления с применением чисто формальных моделей и многообразие вариантов исполнения с нечеткими критериями полезности того или иного варианта. Ярким примером подобной ситуации является процесс проектирования и производства ювелирных изделий.

Основной тенденцией развития ювелирной отрасли становится не только улучшение качества продукции, повышение художественно-эстетического уровня изделий и увеличение ассортимента товаров, доступных через внедрение передовых технологий, но и производство этих изделий на основе произведенной оценки потребительского спроса [1].

Несмотря на тот факт, что высокие технологии и множество запатентованных ноу-хау используются в этой области, процесс производства ювелирных изделий далек от совершенства. Одной из важных проблем является самый широко распространенный этап в производстве ювелирных изделий, имеющий недостатки, – дизайн ювелирных изделий. Решить проблему возможно через внедрение интеллектуальных систем, которые будут реализовывать интерактивное интеллектуальное проектирование изделий и влиять, таким образом, на весь цикл автоматизации ювелирных изделий.

Дизайнер и художник ограничены в генерировании новых идей и моделей ювелирных изделий, в результате качество и производительность процесса стремительно снижается. Применение эволюционных алгоритмов может расширить возможности дизайнера и художника при генерации возможных эскизов и моделей.

Также одной из проблем производства является то, что на сегодняшний день количество, тип, стиль ювелирных изделий определяются исключительно руководством, технологическим участком и отделом продаж на основании опыта и существующей отчетности.

По существующей статистике примерно 22 % ювелирных изделий от произведенных за отчетный 2014 год не были востребованы покупателями и подлежат возврату на производство и переработке. Это может говорить о низкой заинтересованности покупателя и отсутствии спроса на определенные группы изделий.

Выходом из положения является создание системы, обеспечивающей своевременный анализ, прогнозирование спроса и последующее производство ювелирных изделий, исходя из потребительских предпочтений (нечеткие критерии).

Обобщенное описание среды для автоматизации генерации художественных форм, используемых в ювелирном дизайне, было представлено в [1]. Её реализация позволила авторам приступить к анализу этапов производственного цикла. В данной статье подробно рассматривается организация разработанной среды, обеспечивающая как исследование предпочтений потребителей, так и проектирование художественных форм ювелирных изделий.

Особенности организации среды производства ювелирных изделий. Разработанная среда производства ювелирных изделий [1] представлена на рис. 1. она состоит из 8 основных этапов:

Этап оценки спроса позволяет выделить некоторые правила, взаимосвязи или тенденции в больших наборах данных. Он обеспечивает быстрое разбиение данных на отдельные группы и дает возможность сделать конкретные выводы и предположения относительно каждой группы. В частности, с его помощью производится анализ клиентов ювелирного предприятия, вырабатывается индивидуальная политика. Такой подход позволяет существенно сократить количество объектов анализа и в то же время индивидуально подойти к каждой группе клиентов.

Рис. 1. Обобщенная организация среды производства ювелирных изделий

Этап формирования требований по потребительским качествам описывает потребительские свойства ювелирных товаров, проявляющиеся непосредственно при их использовании как предметов потребления. Они должны удовлетворять определённым потребностям (чаще эстетическим) человека в процессе их эксплуатации [2].

Этап художественной проработки предназначен для максимально полного описания возможных типов и стилей ювелирных изделий, материалов, сплавов, проб, а также возможных способов изготовления изделий (технологий производства). Он дает специалисту инструментарий для формирования множества альтернативных вариантов и обеспечивает доступ к этапу проектирования ювелирных украшений.

Этап проектирования изделия предполагает разработку компьютерных средств проектирования для автоматизации генерации художественных форм, используемых в ювелирном дизайне. Экспертные системы и эволюционный алгоритм предлагается интегрировать в инструмент проектирования прототипа. Художественные формы предлагается представить с помощью итегрированных функций системы фрактала (IFS). Доказательный метод и нечеткая логика будут использованы для расчета случаев сходства с целью повышения эффективности извлечения существующих художественных форм. Эволюционный алгоритм используется как механизм для создания новых художественных форм, основанных на некоторой случайной исходной популяции [3].

Этап прототипирования обеспечивает прототипирование ювелирных изделий с помощью специализированного оборудования. Изготовленные прототипы можно дополнительно обрабатывать: сверлить, паять, шлифовать и т. д. [4].

Этап оценки прототипа дает возможность максимально подробно проработать, а потом и рассмотреть мелкие детали, увидеть, как украшение может смотреться со вставками разного цвета и типа, в различном металле и т. д. В ювелирной работе, где от качества обработки деталей зависит практически все, это очень важно. Кроме того, 3D-моделирование ювелирных изделий удобно заказчикам, так как они видят модель, по качеству сравнимую с фото готового изделия.

На *этапе подготовки производства* создается и организуется выпуск новых изделий. Для этого необходимо четко сочетать все многообразные процессы подготовки производства, рационально соединять личные и вещественные элементы процесса создания новой техники, определять экономические отношения между участниками работ по подготовке производства.

Этап производства включает в себя современное оборудование и технологии ведущих фирм мира в сочетании с лучшими традициями ювелирного искусства.

Особое внимание уделяется качеству выпускаемой продукции.

Этап оценки спроса: по мере того, как компании собирают миллионы информационных показателей о своих клиентах и пытаются найти способ эффективно использовать эти данные для повышения собственной прибыли, интеллектуальный анализ данных (data mining) становится все более популярным технологическим направлением [5].

Для оценки спроса ювелирных изделий была создана методика, на основании которой стало возможным оценить:

1) какие типы изделий пользуются спросом;

2) какой стиль исполнения изделий предпочтительнее;

3) спрос на популярные виды изделий в ближайшие временные промежутки;

4) модные тенденции и актуальность изделий.

Кластерный анализ позволяет рассматривать достаточно большой объем информации и резко сокращать, сжимать большие массивы информации, делать их компактными и наглядными [6]. Математические методы, реализующие кластерный анализ, довольно сложны и запутаны, так что в случае кластеризации мы будем целиком полагаться на вычислительные возможности программного пакета WEKA [7], на основании которых мы и будем принимать решения.

Математические методы и алгоритм кластеризации ювелирных украшений:

1. Каждый атрибут должен быть приведен к нормальному виду. Для этого каждый показатель делится на разность между самым большим и самым маленьким

значением, которые принимает рассматриваемый атрибут на конкретном наборе данных.

2. Исходя из желаемого количества кластеров, случайным образом выбирается такое же количество строк данных. Эти строки будут использоваться в качестве начальных центров масс кластеров.

3. Для каждой строки данных определяется расстояние от этой строки до центра масс кластера (случайным образом выбранной строки данных) с помощью метода наименьших квадратов.

4. Каждая строка набора данных включается в тот кластер, расстояние до центра масс которого оказалось наименьшим.

5. В каждом кластере определяется новый центр масс как набор средних значений по столбцам на множестве элементов этого кластера.

6. Определяется расстояние от каждого элемента данных до нового центра масс. Если при этом распределение элементов по кластерам не меняется, разбиение данных на кластеры закончено, и все группы данных определены. Если состав кластеров меняется, следует вернуться к п. 3 и повторять этот процесс до тех пор, пока разбиение на кластеры не станет неизменным [8].

Важной задачей, которую поможет решить кластерный анализ, является позиционирование, т. е. определение ниши, в которой следует позиционировать новый продукт, предлагаемый на рынке [9]. В результате применения кластерного анализа строится карта, по которой можно определить уровень конкуренции в различных сегментах рынка и соответствующие характеристики товара для возможности попадания в этот сегмент. С помощью анализа такой карты возможно определение новых, не занятых на рынке ниш, в которых можно предлагать существующие товары или разрабатывать новые.

Одной из наиболее важных задач при применении кластерного анализа в маркетинговых исследованиях является анализ поведения потребителя, а именно: группировка потребителей в однородные классы для получения максимально полного представления о поведении клиента из каждой группы [10] и о факторах, влияющих на его поведение. Эта проблема подробно описана в работах Клакстона, Фрая и Портиса (1974), Киля и Лэйтона (1981).

Формальная постановка задачи

Дано: набор данных со следующими свойствами:

– каждый экземпляр данных выражается четким числовым значением;

– класс для каждого конкретного экземпляра данных неизвестен.

Найти:

– способ сравнения данных между собой (меру сходства);

– способ кластеризации;

– разбиение данных по кластерам.

Формально задача кластеризации описывается следующим образом [11].

Дано множество объектов данных *I*, каждый из которых представлен набором атрибутов. Требуется построить множество кластеров C и отображение F множества I на множество *C*, т. е. $F : I \to C$.

Отображение F задает модель данных, являющуюся решением задачи. Качество решения задачи определяется количеством верно классифицированных объектов данных. Множество I определим следующим образом:

$$I = \{i_1, i_2, \ ..., \ i_j, \ ..., i_n\}, \tag{1}$$

где i_j – исследуемый объект.

Каждый из объектов характеризуется набором параметров:

$$i_j = \{x_1, x_2, \ ..., x_h, x_m\}. \tag{2}$$

В нашем случае такими параметрами являются тип изделия, стиль исполнения, проба, сплав и др.

Каждая переменная x_h может принимать значения из некоторого множества:

$$x_h = \{v_h^1, v_h^2 ...\}. \tag{3}$$

В данном примере значениями являются действительные числа.

Задача кластеризации состоит в построении множества:

$$C = \{c_1, c_2, \ ..., \ c_k, \ ..., c_g\}. \tag{4}$$

Здесь c_k – кластер, содержащий похожие друг на друга объекты из множества *I*:

$$c_k = \{i_j, i_p \mid i_j \in I, i_p \in I\} \text{ и } d(i_j, i_p) \lhd \sigma, \tag{5}$$

где σ – величина, определяющая меру близости для включения объектов в один кластер; $d(i_j,i_p)$ – мера близости между объектами, называемая расстоянием.

Неотрицательное значение $d(i_j,i_p)$ называется расстоянием между элементами i_j и i_p, если выполняются следующие условия:

1) $d(i_j, i_p) \geq 0$ для всех i_j и i_p;

2) $d(i_j, i_p) = 0$ тогда и только тогда, когда $i_j = i_p$;

3) $d(i_j, i_p) = d(i_p, i_j)$;

4) $d(i_j, i_p) \leq d(i_j, i_r) + d(i_r, i_p)$.

Если расстояние $d(i_j,i_p)$ меньше некоторого значения σ, то говорят, что элементы близки и помещаются в один кластер. В противном случае говорят, что элементы отличны друг от друга, и их помещают в разные кластеры.

Большинство популярных алгоритмов, решающих задачу кластеризации, используют в качестве формата входных данных матрицу отличия *D*. Строки и столбцы матрицы соответствуют элементам множества *I*. Элементами матрицы являются значения $d(i_j,i_p)$ в строке *j* и столбце *p*.

Очевидно, что на главной диагонали значения будут равны нулю:

$$D = \begin{matrix} 0 & d(e_1, e_2) & d(e_1, e_n), \\ d(e_2, e_1) & 0 & d(e_2, e_n), \\ d(e_n e_1) & d(e_n, e_2) & 0. \end{matrix} \tag{6}$$

Набор данных для WEKA. Для построения модели кластеризации мы воспользуемся данными ювелирного предприятия [12]. Ювелирное предприятие имеет 4 ювелирных салона в различных частях г. Красноярска (Центральный, Октябрьский, Свердловский

и Советский районы). Были собраны данные обо всех посетителях ювелирных салонов, ювелирных украшениях за 2015 год, которые их заинтересовали, и о том, насколько часто посетители ювелирных салонов в итоге покупали приглянувшееся им украшение. Была поставлена задача – проанализировать эти данные для того, чтобы выделить различные группы посетителей и понять, нельзя ли определить какие-либо тенденции в их поведении. В нашем примере используется 1965 записей, и каждый столбец описывает определенный этап, который, как правило, проходит покупатель в процессе выбора и приобретения ювелирного украшения.

Кластеризация в WEKA. Ввод данных осуществляется во вкладке Preprocess диалогового окна (рис. 2).

С помощью опции SimpleKMeans (в рамках данной статьи мы будем пользоваться этим методом кластеризации) разбиваем имеющиеся у нас данные на кластеры.

Используемый атрибут numClusters указывает на количество кластеров для разбиения, которое по умолчанию равно 7.

Результаты исследования этапа оценки спроса. Полное исследование всех типов постановок задач анализа данных ювелирного предприятия в рамках данной работы представляется невозможным [13], поэтому исследования проводились при следующих ограничениях:

– за основу реализуемой модели взят кластерный анализ;

– исследуемые данные поделены на 7 кластеров, как оптимальное число кластеров.

После изучения существующих методов кластеризации было установлено, что наиболее подходящим методом для начальных исследований является метод SimpleKMeans, позволяющий нам самостоятельно настраивать число кластеров, в то время как другие методы (такие как DBSCAN, FilteredClusterer, OPTICS и др.) не позволяют этого делать.

Для разбиения 1965 строк на 7 кластеров с помощью электронных таблиц потребовалось бы несколько часов, однако WEKA выдает результат менее чем за секунду. Результат обработки данных представлен на рис. 3.

Полученные результаты требуют дальнейшей интерпретации, исследования и изучения свойств и характеристик объектов для возможности точного описания сформированных кластеров.

Данные кластеризации показывают, каким образом сформирован каждый кластер: в атрибутах «Произведено» и «Продано» значение «1» означает, что у всех данных в этом кластере соответствующий атрибут равен 1, а значение «0» означает, что у всех данных в этом кластере соответствующий атрибут равен 0. Данные соответствуют среднему значению атрибута на кластере. Каждый кластер характеризует определенные покупательские предпочтения клиентов. Таким образом, на основании разбиения мы можем сделать некоторые полезные выводы. Ниже приведена интерпретация результатов кластеризации кластеров 0 и 4.

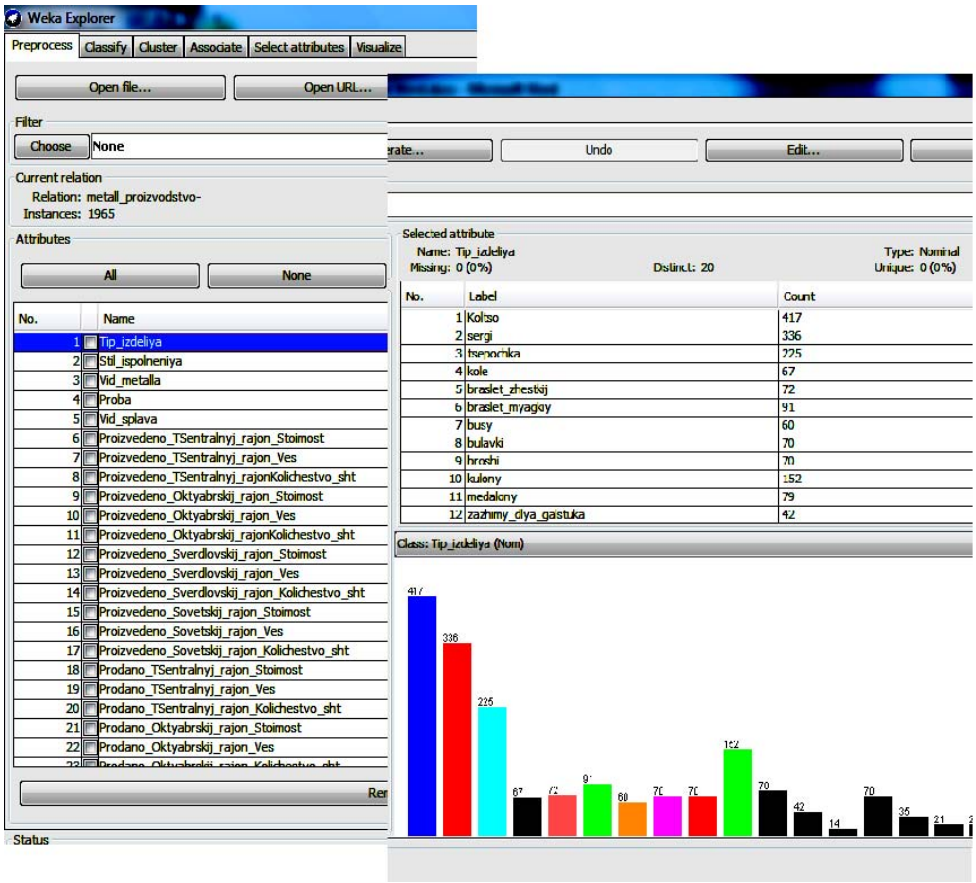


Рис. 2. Данные для кластеризации ювелирных украшений

sualize

stance -R first-last" -I 500 -S 10

Clusterer output

Cluster centroids:

Attribute	Full Data (1965)	Cluster# 0 (313)	1 (284)	2 (251)
Tip_izdeliya	Koltso	Koltso	Koltso	sergi
Stil_ispolneniya	modern	ar_deko	modern	russkoe_uzoroche
Vid_metalla	zoloto	zoloto	serebro	zoloto
Proba	585	585	925	585
Vid_splava	net	belyj	net	krasnyj
Proizvedeno_TSentralnyj_rajon_Stoimost	15203.626	22470.4137	6867.1954	16750.5139
Proizvedeno_TSentralnyj_rajon_Ves	5.6541	7.2659	3.9283	5.5756
Proizvedeno_TSentralnyj_rajonKolichestvo_sht	0.6891	0.722	0.3873	0.8327
Proizvedeno_Oktyabrskij_rajon_Stoimost	9034.3547	8929.746	528.5599	15305.6693
Proizvedeno_Oktyabrskij_rajon_Ves	4.2393	2.6866	2.4401	5.2757
Proizvedeno_Oktyabrskij_rajonKolichestvo_sht	0.5247	0.2556	0.2324	0.749
Proizvedeno_Sverdlovskij_rajon_Stoimost	9357.6008	11580.4297	691.2465	13241.4163
Proizvedeno_Sverdlovskij_rajon_Ves	4.2212	3.4883	3.0739	4.5886
Proizvedeno_Sverdlovskij_rajon_Kolichestvo_sht	0.4992	0.3578	0.2394	0.6653
Proizvedeno_Sovetskij_rajon_Stoimost	13831.6081	28682.9297	1267.5282	17974.4562
Proizvedeno_Sovetskij_rajon_Ves	6.1491	8.8202	5.5729	6.0431
Proizvedeno_Sovetskij_rajon_Kolichestvo_sht	0.7389	0.8882	0.5528	0.9163
Prodano_TSentralnyj_rajon_Stoimost	10476.4071	20440.4073	630.3099	12026.5259
Prodano_TSentralnyj_rajon_Ves	4.6607	6.3435	2.8266	4.0302
Prodano_TSentralnyj_rajon_Kolichestvo_sht	0.5776	0.6326	0.2993	0.6096
Prodano_Oktyabrskij_rajon_Stoimost	6451.2565	5225.4425	222.6109	10495.1275
Prodano_Oktyabrskij_rajon_Ves	2.9956	1.5482	1.0152	3.5186
Prodano_Oktyabrskij_rajon_Kolichestvo_sht	0.4056	0.1789	0.1232	0.5458
Prodano_Sverdlovskij_rajon_Stoimost	6319.8285	5999.7045	326.2306	8902.504
Prodano_Sverdlovskij_rajon_Ves	2.846	1.8358	1.4808	2.9481
Prodano_Sverdlovskij_rajon_Kolichestvo_sht	0.3634	0.2109	0.1268	0.4422

```
Time taken to build model (full training data) : 1.81 seconds

=== Model and evaluation on training set ===

Clustered Instances

0       313 ( 16%)
1       284 ( 14%)
2       251 ( 13%)
3       237 ( 12%)
4       238 ( 12%)
5       329 ( 17%)
6       313 ( 16%)
```

Рис. 3. Результаты кластеризации

Кластер 0 – группа покупателей, в которой при покупке ювелирного изделия предпочитаемой моделью является кольцо. Стиль, на который покупатели прежде всего обращают свое внимание, – ар-деко – стиль ясных геометрических форм с четким построением симметричных композиций, главенствующую роль в которых играют прекрасно ограненные драгоценные камни. Этот стиль сочетает в себе простоту и роскошь [14].

Предпочитаемой технологией изготовления в данном кластере является монтировка. При данной технологии украшения изготавливаются вручную, а также с использованием штампованных, чеканных, сканных или литых элементов [15].

Достаточно высокий спрос на эти изделия не исключает интерес к изделиям меньшего веса и меньшей стоимости, чем изделия, которые в данный момент производятся.

Данные этого кластера указывают на то, что ювелирной компании следует активнее привлекать внимание к стилевому направлению ар-деко (может быть, представлять вниманию покупателя изделия данного стилевого направления на отдельных стендах), кроме того, следует найти способ выделить модели колец весом от 7 грамм, чтобы гарантированно обратить на них внимание посетителей. Посетитель, попавший в этот кластер, гарантированно выбрал определенную модель ювелирного изделия из сплава белого золота 585.

Поскольку спрос на данное изделие в Центральном и Советском районах довольно высокий, можно порекомендовать ювелирному предприятию обратить свое внимание на Свердловский и Октябрьский районы с целью реализации данного типа изделий.

Кластер 4 – эту группу посетителей можно назвать «мечтатели». Они бродят по ювелирному салону, рассматривая ювелирные изделия, выставленные на внешних витринах, но никогда не заходят внутрь и, хуже того, практически никогда ничего не покупают.

Визуальное представление данных. Установленные настройки помогли оценить распределение по кластерам в зависимости от типа и стиля изделия.

Визуальное отображение кластеризации соответствует тем заключениям, которые были сделаны на основании данных на рис. 3. Как видно из визуального отображения кластеризации, в окрестности точки «кольцо, модерн» расположен только кластер 3. Аналогично, в окрестности точки «серьги, русское узорочье» расположен кластер 2. Это полностью соответствует нашим выводам. На рис. 4 показано визуальное отображение кластеров нашей модели.

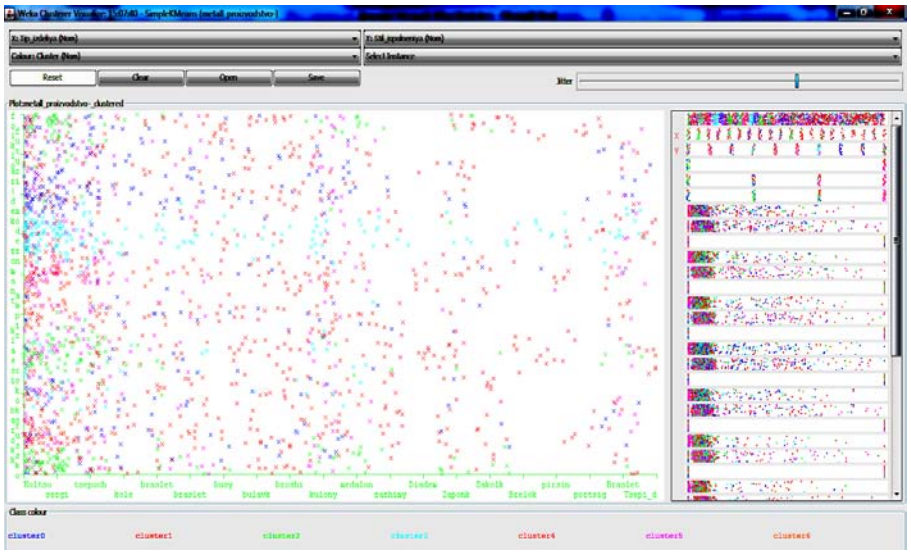


Рис. 4. Визуальное отображение кластеризации

В результате экспериментов установлено, что посредством интеллектуального анализа данных авторам удалось успешно решить задачу оценки спроса на ювелирные украшения.

Заключение. Представленная обобщенная организация среды производства ювелирных изделий позволяет разделить процесс производства ювелирных изделий на отдельные этапы, решающие конкретные прикладные задачи. Выделенные этапы обеспечивают проведение требуемых исследований и настройку программных средств на процесс ювелирного производства.

Предложен подход к решению задачи оценки спроса на ювелирные украшения, выполнено построение модели на основе алгоритма кластерного анализа, проведена интерпретация полученных результатов, которая позволила сделать заключение о тенденциях внутри каждой группы, и обоснована возможность практического применения данной методики в ювелирном производстве.

Библиографические ссылки

1. Чеблакова Е. А. Моделирование технологического процесса изготовления ювелирных изделий с целью прогнозирования точности и стабильности // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева. 2013. Ч. 2. С. 84–86.
2. Потребительские свойства ювелирных товаров и требование к качеству [Электронный ресурс]. URL: http://www.productguide.ru/products-2927-1.html (дата обращения: 29.01.2015).
3. Wannarumon S. An Aesthetics Driven Approach to Jewelry Design // Computer-Aided Design and applications. CAD Solutions. 2010. 7(4). P. 489–503.
4. Wannarumon S., Bohez E. L. J. Rapid Prototyping and Tooling Technology in Jewelry CAD // Computer-Aided Design & Applications. 2004. Vol. 1, № 1–4. P. 569–575.
5. Интеллектуальный анализ данных [Электронный ресурс]. URL: http://www.ibm.com/developerworks/ru/library/os-weka1/ (дата обращения: 20.01.2015).
6. Буреева Н. Н. Многомерный статистический анализ с использованием ППП Statistica : учеб.-метод. материал по программе повышения квалификации «Применение программных средств в научных исследованиях и преподавании математики и механики». Нижний Новгород, 2007. 112 с.
7. WEKA Manual for Version 3-6-0 / R. R. Bouckaert [et al.] // University of Waikato. Hamilton, 2008. P. 212.
8. Интеллектуальный анализ данных с помощью программного пакета WEKA. Ч. 2. Классификация и кластеризация [Электронный ресурс]. URL: http://www.ibm.com/developerworks/ru/library/os-weka2/index.html (дата обращения: 28.01.2015).
9. Романюк Е. В. Обзор методов кластерного анализа и оценка их применимости для решения задачи сегментации потребительского рынка [Электронный ресурс] // Международный научно-исследовательский журнал. 2012. URL: http://research-journal.org/featured/economical/obzor-metodov-klasternogo-analiza-i-ocenka-ix-primenimosti-dlya-resheniya-zadachi-segmentacii-potrebitelskogo-rynka/ (дата обращения: 26.01.2015).
10. Кластерный анализ. Электронный учебник по статистике StatSoft [Электронный ресурс]. URL: http://www.statsoft.ru/home/textbook/modules/stcluan.html (дата обращения: 26.01.2015).
11. Барсегян А. А. Анализ данных и процессов. 3-е изд., перераб. и доп. СПб. : БХВ-Петербург, 2009. 512 с.
12. Данные товароведческого отдела ювелирного предприятия, 2014. С. 240.
13. Cheblakova E. A. Creation of the art forms generation environment for automation in jewelry design // The collection of articles following the results of 4th International Conference on the political, technological, economic and social processes. London: SCIEURO, 2014. P. 6–16.
14. Шаталова И. В. Стили ювелирных украшений [Электронный ресурс]. 2004. URL: http://www.bibliotekar.ru/yuvelir/ (дата обращения: 25.01.2015).

15. Ювелирные украшения. Классификация и виды ювелирных изделий [Электронный ресурс]. URL: http://www.guide.allyouluv.ru/Uvelirnue-ukrasheniya.html (дата обращения: 28.01.2015).

References

1. Cheblakova E. A. [Modeling of technological process of jewelry production for the purpose of accuracy and stability forecasting]. *Reshetnevskie chteniya: materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf., posvyashch. pamyati gener. konstruktora raket.-kosmich. cistem akad. M. F. Reshetneva* [Reshetnev readings: proceedings of the XVII International scientific conference named after general rocket designer and space systems of M. F. Reshetnev]. Krasnoyarsk, 2013, Part 2, P. 84–86 (In Russ.).

2. *Potrebitel'skie svoystva yuvelirnykh tovarov i trebovanie k kachestvu* [Consumer properties of jewelry products and the demand for quality] (In Russ.). Available at: http://www.productguide.ru/products-2927-1.html (accessed 29.01.2015).

3. Wannarumon S. An Aesthetics Driven Approach to Jewelry Design. *Computer-Aided Design and applications*, CAD Solutions, 2010, No. 7(4), P. 489–503.

4. Wannarumon S., Bohez E. L. J. Rapid Prototyping and Tooling Technology in Jewelry CAD. *Computer-Aided Design & Applications.* 2004, Vol. 1 No. 1–4, P. 569–575.

5. *Intellektual'nyy analiz dannykh* [Data mining] (In Russ.). Available at: http://www.ibm.com/developerworks/ru/library/os-weka1/ (accessed 20.01.2015).

6. Bureeva N. N. *Mnogomernyy statisticheskiy analiz s ispol'zovaniem PPP "Statistika"*. [Multivariate statistical analysis using PPP "Statistica"]. N. Novgorod, 2007, 112 p.

7. Bouckaert R. R., Frank E., Hall M., Kirkby R., Reutemann P., Seewald A., Scuse D. WEKA Manual for Version 3-6-0. 2008, P. 212.

8. *Intellektual'nyy analiz dannykh s pomoshch'yu programmnogo paketa WEKA. Chast' 2. Klassifikatsiya i klasterizatsiya* [Data mining with WEKA using the software package. Part 2: Classification and clustering] (In Russ.). Available at: http://www.ibm.com/developerworks/ru/library/os-weka2/index.html (accessed 20.01.2015).

9. Romanyuk E. V. [Review of methods of cluster analysis and assessment of their applicability for solving the problem of the consumer market segmentation]. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal*. 2012 (In Russ.). Available at: http://research-journal.org/featured/economical/obzor-metodov-klasternogo-analiza-i-ocenka-ix-primenimosti-dlya-resheniya-zadachi-segmentacii-potrebitelskogo-rynka/ (accessed 26.01.2015).

10. *Klasternyy analiz. Elektronnyy uchebnik po statistike StatSoft* [Cluster analysis . Electronic textbook on statistics StatSoft] (In Russ.). Available at: http://www.statsoft.ru/home/textbook/modules/stcluan.html (accessed 26.01.2015).

11. Barsegyan A. A. Kupriyanov M. S., Holod I. I., Tess M. D., Yelizarov S. I. *Analiz dannykh i protsessov* [Data analysis and processes]. 2009, St. Petersburg, BHV-Petersburg, 512 p.

12. *Dannye tovarovedcheskogo otdela yuvelirnogo predpriyatiya* [Data of jewelry enterprise merchandising department]. 2014, 240 p.

13. Cheblakova E. A. Creation of the art forms generation environment for automation in jewelry design. The collection of articles following the results of 4th International Conference on the political, technological, economic and social processes. SCIEURO, 2014, P. 6–16.

14. Shatalova I. V. *Stili yuvelirnykh ukrasheniy* [Jewelry styles] (In Russ.). Available at: http://www.bibliotekar.ru/yuvelir/ (accessed 25.01.2015).

15. *Yuvelirnye ukrasheniya. Klassifikatsiya i vidy yuvelirnykh izdeliy* [Jewelry. Classification and jewelry types] (In Russ.). Available at: http://www.guide.allyouluv.ru/Uvelirnue-ukrasheniya.html (accessed 28.01.2015)

© Чеблакова Е. А., Ченцов С. В., 2016

Раздел
Part
2

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

УДК 629.7.064.54

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 916–922

ИССЛЕДОВАНИЕ УНИФИЦИРОВАННОГО СИЛОВОГО МОДУЛЯ НА ОСНОВЕ КОМБИНИРОВАННОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ НАПРЯЖЕНИЯ

В. И. Апасов

АО «Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634041, г. Томск, просп. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net

В настоящее время имеется устойчивая тенденция снижения массогабаритных показателей космических аппаратов и, как следствие, систем электропитания, которые являются одними из основных служебных систем. Именно поэтому актуальна разработка и применение в системах электропитания силовых модулей с высокими характеристиками (массогабаритными, энергетическими и т. п.).

Рассматривается построение модульной системы электропитания космического аппарата, обеспечивающей стабильные выходные параметры на время его функционирования как в стационарных, так и в аварийных режимах работы. Особое внимание уделяется исследованию нелинейности динамических характеристик комбинированного преобразователя напряжения, на основе которого может быть выполнен подобный модуль. Суть данного исследования сводится к нахождению допустимых областей изменения параметров компонентов схемы, обеспечивающих устойчивый одноцикловый режим работы устройства, а также граничных точек бифуркации, являющихся точками перехода из одноцикловых к многоцикловым режимам. При этом получена верифицируемая математическая модель комбинированного преобразователя, основанная на коммутационно-разрывных функциях и учитывающая такие нелинейные параметры, как емкости входного и выходного фильтров, а также индуктивность накопительного дросселя.

Приводятся результаты как математического моделирования, так и экспериментального исследования комбинированного преобразователя, в частности, бифуркационные диаграммы выходных параметров, зависимости коэффициента пульсации от тока нагрузки и коэффициента усиления звена обратной связи, осциллограммы выходного напряжения. Расчеты проверены на макете подобного устройства, даны рекомендации по практическому применению комбинированного преобразователя в реальной системе электропитания.

Ключевые слова: математическое моделирование, комбинированный преобразователь, нелинейная динамика, бифуркационный анализ, моменты коммутации.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 916–922

STUDY OF UNIFIED POWER UNIT BASED ON COMBINED VOLTAGE CONVERTER

V. I. Apasov

JSC “Scientific and Industrial centre “Polyus”
56v, Kirov Av., Tomsk, 634041, Russian Federation
E-mail: polus@online.tomsk.net

Nowadays, there is a stable tendency to reduce weight and size of a spacecraft and, as a result, power supply systems, which are the main service systems. That is why current developments and applications in power systems of power modules with high-performance (weight and size, power, etc.) are essential.

This paper discusses the construction of a modular spacecraft power system that provides stable output parameters at the time of its operation both in stationary and in emergency modes. Particular attention is paid to the study of nonlinear dynamic characteristics of the combined voltage converter on the basis of which such a unit can be configured. The bottom line of this study is reduced to find the permissible range of parameters of circuit components, providing a stable single-cycle mode of operation of the device, as well as boundary points of bifurcation, which are points of transition from the single-cycle to high cycle regimes. Thus obtained verifiable mathematical model of the combined converter, based on the switching-discontinuous functions and takes into account the non-linear parameters such as capacitance of input and output filters, as well as the inductance of the storage inductor.

The results of a mathematical simulation and experimental study of the combined converter, in particular the bifurcation diagrams of output parameters, dependence of ripples on the load current and gain feedback loop,

the output voltage waveform are given. The calculations are checked on a model of such a device, recommendations for practical application of the combined converter in real power system.

Keywords: mathematical modeling, the combined converter, nonlinear dynamics, bifurcation analysis, switching points.

Введение. Одной из основных в космическом аппарате (КА) является система электропитания (СЭП), задача которой – обеспечение остальных служебных систем КА энергией заданного качества в различных режимах работы [1]. Зачастую в состав СЭП входят источники энергии, представляющие собой солнечные и аккумуляторные батареи, комплексы автоматики, обеспечивающие требуемые алгоритмы управления, а также комплексы стабилизации, служащие для преобразования энергии первичных источников в требуемое напряжение на своем выходе. Нарушение функционирования одной из составляющих СЭП отражается на работе всех остальных систем КА. Например, при постепенной деградации солнечных элементов значительно уменьшается энергия, преобразуемая стабилизаторами, обеспечивающими электропитание нагрузки, вследствие чего происходит нарушение циклограммы функционирования КА. Для поддержания же требуемого энергопотребления КА требуется дополнительно использовать энергию аккумуляторных батарей, тем самым увеличивая количество их разрядно-зарядных циклов, что, в свою очередь, снижает их ресурс и ресурс КА в целом.

Постановка задачи. На настоящий момент наблюдается рост энергоэффективности СЭП КА. Так, концерн EAS заявляет о достижении уровня эффективности около 600 Вт/кг [2], в современных же российских системах она составляет от 400 до 500 Вт/кг. Такие показатели можно получить различными способами. Во-первых, применением в составе СЭП КА преобразователей, обладающих высокими удельными характеристиками (с резонансным контуром, с «мягкой» коммутацией). Во-вторых, уменьшением массы конструкции (за счет применения композитных и других материалов с низкой плотностью вещества). В-третьих, унификацией основных частей системы, когда одни те же модули системы решают различные задачи. Для СЭП КА подобный подход возможен при использовании унифицированного силового модуля, способного работать при различных входных и выходных параметрах, в частности, при параллельном построении зарядно-разрядного устройства аккумуляторной батареи (рис. 1). При такой структуре СЭП КА выход разрядного и вход зарядного устройств объединены, что позволяет использовать единый унифицированный силовой модуль, объединяющий функции зарядного и разрядного модулей, благодаря чему происходит снижение массы комплекса.

Также следует учитывать аварийные режимы работы СЭП КА, в которых наблюдается нестабильность параметров как входных источников, так и выходных потребителей. Так, в граничных режимах может возникнуть ситуация, при которой напряжение входного источника (фотоэлектрической или аккумуляторной батареи) будет меньше по номиналу требуемого выходного напряжения нагрузки при обратном исходном состоянии. Поэтому обязательным условием для рассматриваемого модуля является работа при различных соотношениях входного и выходного напряжения. Данное свойство позволит повысить ресурс КА, снижая зависимость срока эксплуатации от деградации характеристик первичных источников.

В качестве основы для построения унифицированного силового модуля возможно использование комбинированного преобразователя (рис. 2), который позволяет получать на выходных шинах напряжение по номиналу как выше, так и ниже входного при сохранении полярности (в отличие от инвертирующего импульсного преобразователя) [3–5]. К тому же существенным достоинством данной схемы является возможность ее двунаправленной работы [6] при наличии всего одного магнитного компонента. Основной же недостаток подобного преобразователя – нахождение одного из коммутационных элементов К1 или К4 в постоянно замкнутом состоянии при работе в режиме повышения, что негативно отражается на энергетических характеристиках силового модуля. Именно поэтому для уменьшения статических потерь целесообразно применять такие модули в многомодульных системах с низкой токовой нагрузкой для каждого из них.

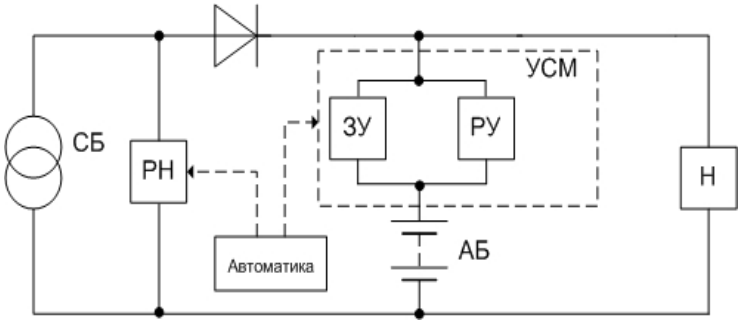


Рис. 1. Параллельная структура СЭП КА с модулем: СБ, АБ – солнечные и аккумуляторные батареи; РН – регулятор напряжения; ЗУ – зарядное устройство; РУ – разрядное устройство; УСМ – унифицированный силовой модуль; Н – нагрузка

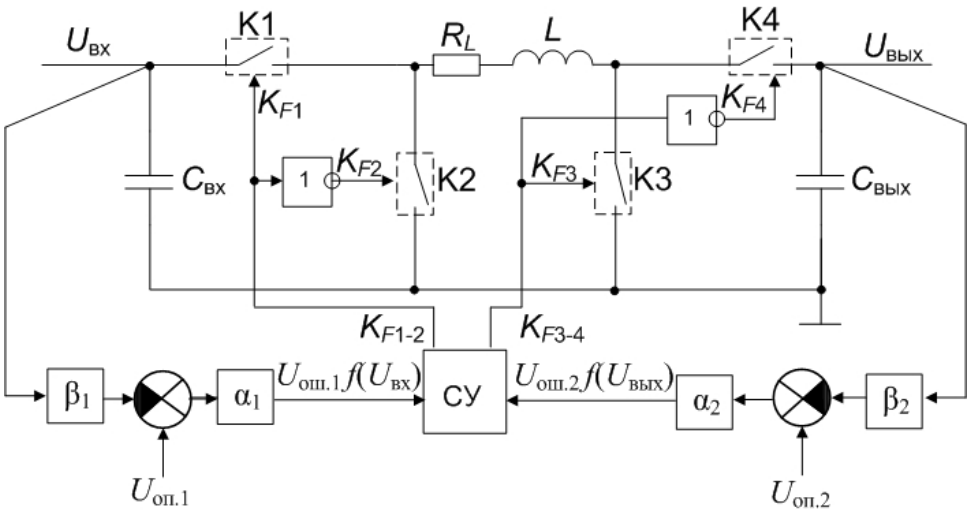


Рис. 2. Схема замещения комбинированного преобразователя со стабилизацией входного и выходного напряжений:
$U_{вх}$, $U_{вых}$ – напряжения на входе и выходе преобразователя; K1–K4 – силовые коммутационные компоненты; L – индуктивность накопительного дросселя; $C_{вх}$, $C_{вых}$ – емкости входного и выходного фильтра соответственно; R_L – активное сопротивление обмотки дросселя; $U_{ош.1}f(U_{вх})$, $U_{ош.2}f(U_{вых})$ – сигналы ошибок системы управления; α_1, α_2 – коэффициенты усиления сигналов ошибок звеньев обратных связей по входу и выходу; $U_{оп.1}$, $U_{оп.2}$ – напряжения опорных источников напряжений; β_1, β_2 – коэффициенты пропорциональных звеньев обратной связи по входному и выходному напряжению соответственно

Результаты математического исследования. При проектировании любых устройств важно уже на этапе разработки максимально полно рассмотреть их для обеспечения качества и снижения времени практической отладки. И если расчету силовой части и системы управления подобных преобразователей посвящено множество работ [6–8], то нелинейная динамика таких систем мало изучена, хотя проведение такого исследования позволяет существенно повысить их работоспособность [9; 10].

В рамках данной работы исследование нелинейной динамики комбинированного преобразователя заключалось в проведении его бифуркационного анализа в режиме стабилизации выходного напряжения, позволяющего определить границы допустимых значений параметров схемы, обеспечивающих работу устройства в одноцикловых режимах [11–13], а также в практическом подтверждении результатов математического моделирования.

Для проведения подобного исследования важно иметь математическую модель преобразователя, записанную в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными матрицами состояний **A** и **B** для каждого из возможных состояний схемы, зависящих от коммутационных функций K_F (ξ) [14–17]:

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{A}_1\left(K_F(\xi)\right)\mathbf{X} + \mathbf{B}_1\left(K_F(\xi)\right), \text{ при } t \in ((k-1)\tau; t_{k1}),$$

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{A}_2\left(K_F(\xi)\right)\mathbf{X} + \mathbf{B}_2\left(K_F(\xi)\right), \text{ при } t \in (t_{k1}; t_{k2}), \quad (1)$$

$$\frac{d\mathbf{X}}{dt} = \mathbf{A}_3\left(K_F(\xi)\right)\mathbf{X} + \mathbf{B}_3\left(K_F(\xi)\right), \text{ при } t \in (t_{k2}; k\tau),$$

где **X** – вектор состояний; t_{k1} – момент коммутации ключа K1; t_{k2} – момент коммутации ключа K3; τ – тактовый интервал.

В свою очередь, вектор состояний $\mathbf{X} = \{i_L, U_{вх}, U_{вых}\}$ включает в себя i_L – ток в дросселе; $U_{вх}$ – напряжение на входном конденсаторе; $U_{вых}$ – напряжение на выходном конденсаторе. По причине того, что в схеме присутствует как выходной, так и входной фильтр, матрицы состояний данного преобразователя **A** и **B** имеют соответственно размерность (3×3) и (1×3). Для упрощения расчетов принято, что в схеме отсутствуют режимы прерывистых токов. Состояние ключей K1, K3 в зависимости от коммутационных функций $\xi(\mathbf{X}, t)$, i = 1, 2, определяется принципами формирования импульсной последовательности, рассмотренными ранее [14–17].

Алгоритм работы системы управления подобным преобразователем описывается следующими основными функциями (2)–(4) [14]. Управляющие импульсы K_F для каждого из ключей K1, K3 формируются блоком импульсного модулятора по закону

$$K_F(\xi) = \frac{1}{2}\left[1 + \operatorname{sign}(\xi)\right], \quad (2)$$

где функции обратной связи $\xi_i(\mathbf{X}, t)$, i = 1, 2, служащие аргументом коммутационных функций $K_{F1}(\xi_1)$ и $K_{F3}(\xi_2)$ для соответствующих ключей, строятся как разность сигнала ошибки и развертывающего напряжения:

$$\xi_i(U_{C_{вых}}, t) = \alpha_2(U_у - \beta_2 U_{C_{вых}}) - U_{рi}(t), \; i = 1, 2. \quad (3)$$

Развертывающее напряжение каждой зоны формируется по закону

$$U_{рi}(t) = U_{рm}\left(\frac{t}{\tau} - E_1\left(\frac{t}{\tau}\right)\right) + U_{0i}, \; i = 1, 2, \quad (4)$$

где U_{pm} – амплитудное значение развертывающего напряжения; τ – период квантования широтно-импульсной модуляции; E_1 – целочисленная функция Антье; U_{0i} – отклонение развертывающего напряжения каждой зоны (U_{01} = 0 В, U_{02} = 2,503 В).

Проверка математической модели проводилась с помощью программной модели, построенной в симуляционном пакете LTspice IV, базирующемся на языке программирования Spice, и экспериментального макета устройства. На основании этого проведена верификация математической модели, получены нагрузочные характеристики преобразователя при различных входных напряжениях [14; 15].

Согласно методике расчета силовой части параметров элементов комбинированного преобразователя и его системы управления [4; 6–8] проведен расчет со следующими исходными данными: напряжение входного источника от 20 до 40 В, выходное напряжение 30 В, статическая стабильность выходного напряжения не менее 1 %, частота работы преобразователя 50 кГц, ток нагрузки до 10 А.

В результате расчета получены следующие параметры элементов схемы: емкость входного фильтра $C_{вх}$ = 20 мкФ, индуктивность дросселя L = 30 мкГн, емкость выходного фильтра $C_{вых}$ = 100 мкФ.

Исследование нелинейной динамики комбинированного преобразователя заключалось в построении бифуркационных диаграмм при различных входных напряжениях и токах нагрузки. На рис. 3 приведены бифуркационные диаграммы, отражающие зависимость качества выходного напряжения преобразователя от коэффициента усиления сигнала ошибки звена обратной связи при входном напряжении 30 В и различных токах нагрузки. Графики при других входных напряжениях не приводятся. Данные диаграммы позволяют определить моменты перехода преобразователя из одноцикловых рабочих режимов к многоцикловым, тем самым можно определить граничную точку ($\alpha_{гр}$) области допустимых значений коэффициента усиления сигнала ошибки звена обратной связи. На диаграммах при одноцикловом режиме для каждого значения α существует единственное значение $U_{вых}$, при многоцикловом же режиме для одного значения α может одновременно существовать несколько значений $U_{вых}$.

Проведя анализ представленных бифуркационных диаграмм, можно определить, что, во-первых, в системе присутствуют как одноцикловые, так и многоцикловые режимы работы, во-вторых, значение граничной точки коэффициента усиления увеличивается в зависимости от роста тока нагрузки ($\alpha_{гр}$ = 72 при $I_н$ = 1 А, $\alpha_{гр}$ = 109 при $I_н$ = 10 А), и, в-третьих, при переходе к многоцикловому режиму работы увеличивается коэффициент пульсации выходного напряжения.

Дополнительно построены графики зависимости коэффициента пульсации выходного напряжения $K_п$ (рис. 4) при изменении нагрузки преобразователя, а также коэффициента усиления пропорционального звена обратной связи в режиме повышения и в режиме понижения входного напряжения.

Из рис. 4 видно, что пульсации выходного напряжения повышаются с ростом коэффициента усиления звена обратной связи, а также при увеличении тока нагрузки. Исходя из графиков, можно определить область допустимых значений параметров системы управления комбинированного преобразователя.

Результаты практического эксперимента. Проверка результатов математического моделирования была проведена на макете комбинированного преобразователя (рис. 5).

Из представленных осциллограмм (рис. 6) выходного напряжения преобразователя при входном напряжении 40 В, токе нагрузки 15 А, частоте коммутации 50 кГц и коэффициенте усиления звена обратной связи α, равном 150 и 155, видно, что при незначительном изменении данного коэффициента характер выходного напряжения существенно меняется.

Анализ граничных значений коэффициента (см. таблицу), определенных математически и экспериментально при различных режимах работы, показывает, что они увеличиваются при повышении тока нагрузки и уменьшении входного напряжения. Данные математического и практического эксперимента отличаются не более чем на 12,86 %.

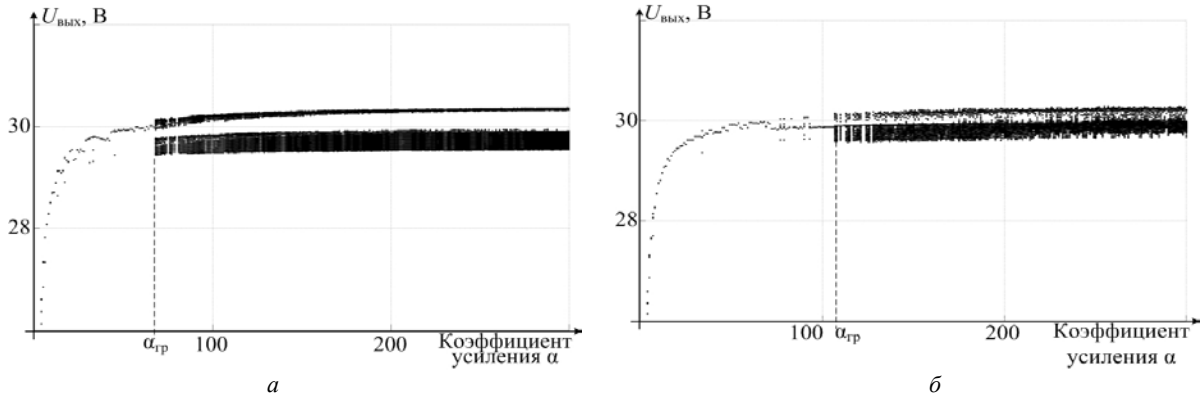
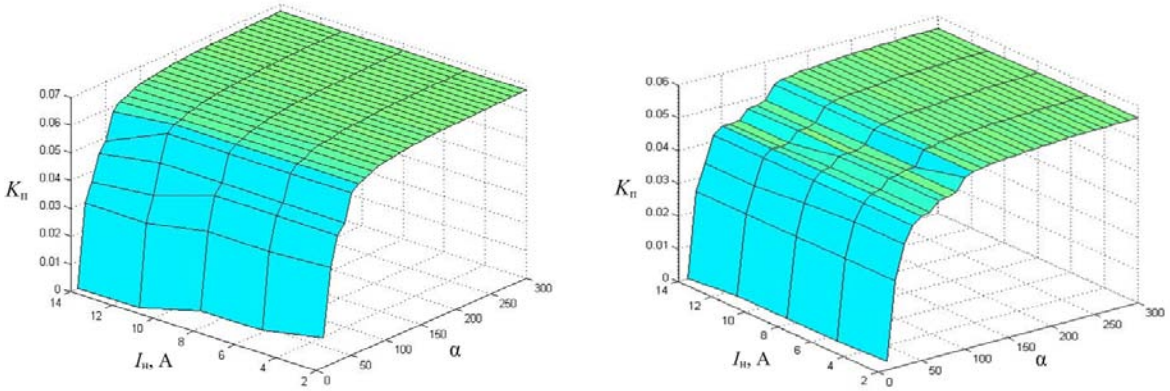


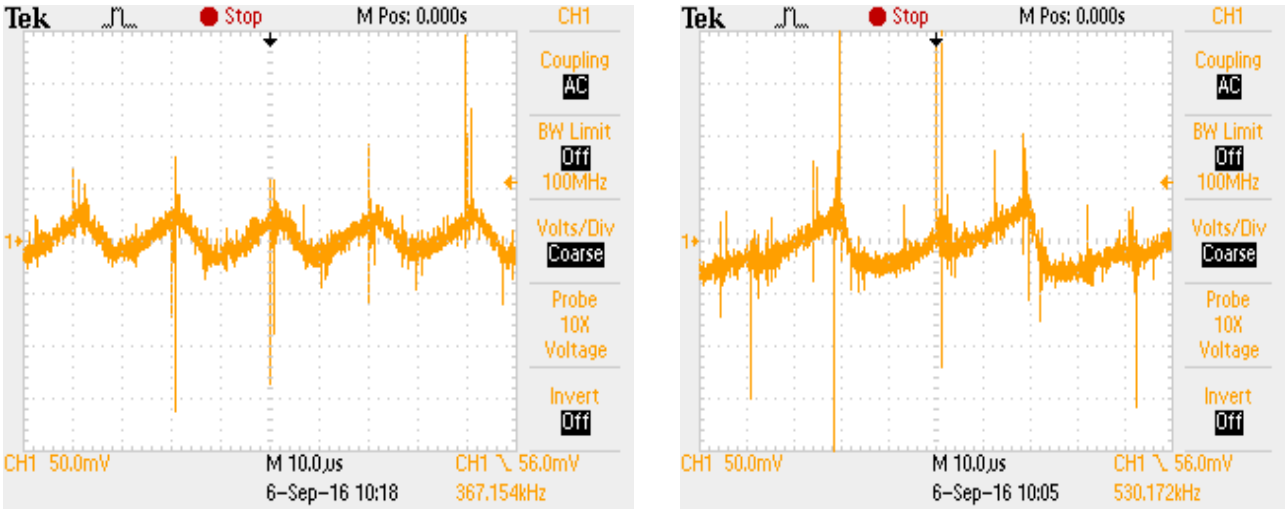
Рис. 3. Бифуркационная диаграмма выходного напряжения при $U_{вх}$ = 30 В, $C_{вх}$ = $C_{вых}$ = = 100 мкФ, изменении коэффициента усиления α от 0 до 300 и $I_н$ = 1 А (*а*), $I_н$ = 15 А (*б*)



а *б*

Рис. 4. Зависимость коэффициента пульсации выходного напряжения при изменении нагрузки преобразователя и коэффициента усиления звена обратной связи при $U_{вх}$ = 20 В (*а*) и $U_{вх}$ = 40 В (*б*)

Рис. 5. Макет комбинированного преобразователя напряжения



а *б*

Рис. 6. Выходное напряжение комбинированного преобразователя при одноцикловом режиме работы (*а*); при двухцикловом режиме работы (*б*)

Граничные значения коэффициентов усиления звена обратной связи, найденные математически и экспериментально

Параметры схемы	Результаты исследований					
Входное напряжение, В	20	20	30	30	40	40
Ток выхода, А	1	15	1	15	1	15
$\alpha_{гр.\ мат}$ (при математическом эксперименте)	95	138	72	109	61	78
$\alpha_{гр.\ прак}$ (при практическом эксперименте)	108	143	82	102	70	84
Коэффициент расхождения, %, $\lvert 1 - \alpha_{гр.\ мат} / \alpha_{гр.\ прак} \rvert \cdot 100$	12,04	3,50	12,20	6,86	12,86	7,14

Заключение. Таким образом, очевидно, что при работе комбинированного преобразователя напряжения со стабилизацией выходного напряжения существуют как одноцикловые режимы, так и многоцикловые. Это подтверждается как математически, так и практически. Полученная математическая модель комбинированного преобразователя пригодна для проведения анализа устройств подобного рода и обеспечивает расхождение результатов по сравнению с экспериментальным макетом не более 13 %. Комбинированный преобразователь напряжения может быть использован в качестве основы унифицированного силового модуля СЭП КА параллельной структуры.

Дополнительно определены параметры комбинированного преобразователя, а также допустимые границы выбора коэффициента усиления, обеспечивающие работу устройства в устойчивых одноцикловых режимах.

Библиографические ссылки

1. Системы электропитания космических аппаратов / Б. П. Соустин [и др.]. Новосибирск : ВО “Наука”. Сиб. изд. фирма, 1994. 318 с.

2. Electrical power conditioning unit and system [Электронный ресурс]. URL: http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Electrical_power_conditioning_unit_and_system (дата обращения: 15.10.2016).

3. Shamsi P., Fahimi B. Design and development of very high frequency resonant DC-DC boost converters’// IEEE Trans. Power Electron. 2012. Vol. 27, № 8. P. 3725–3373.

4. Lee I.-O., Cho S.-Y., Moon G.-W. Interleaved buck converter having low switching losses and improved step-down conversion ratio // IEEE Trans. Power Electron. 2012. Vol. 27, № 8. P. 3664–3675.

5. Pan C.-T., Chuang C.-F., Chu C.-C. A novel transformerless interleaved high step-down conversion ratio DC-DC converter with low switch voltage stress // IEEE Trans. Power Electron. 2014. Vol. 61, № 10. P. 5290–5300.

6. Мелешин В. И. Транзисторная преобразовательная техника. М. : Техносфера, 2006. 632 с.

7. Зиновьев Г. С. Основы силовой электроники : учеб. пособие. 2-е изд, испр. и доп. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. 664 с.

8. Моин В. С. Стабилизированные транзисторные преобразователи. М. : Энергоатомиздат, 1986. 376 с.

9. Оценка нелинейных динамических свойств полупроводниковых преобразователей с дозированием энергии по коэффициентам пульсаций тока и напряжения / К. В. Бородин [и др.] // Науч. вестник НГТУ. 2012. № 2(47). С. 79–90.

10. Михальченко С. Г. Функционирование импульсно-модуляционных преобразователей в зонах мультистабильности // Докл. ТУСУР. 2012. № 1(25). С. 259–268.

11. Нелинейная динамика полупроводниковых преобразователей / А. В. Кобзев [и др.]. Томск : Том. гос. ун-т систем управления и радиоэлектроники, 2007. 224 с.

12. Михальченко С. Г. Автоматизация анализа и синтеза импульсных преобразователей энергии с двухполярной реверсивной модуляцией : дис. … канд. техн. наук. Брянск, 2001. 200 с.

13. Баушев В. С., Жусубалиев Ж. Т. О недетерминированных режимах функционирования стабилизатора напряжения с широтно-импульсным регулированием // Электричество. 1992. №. 8. С. 59–68.

14. Апасов В. И., Михальченко С. Г., Коцубинский В. П. Математическое моделирование комбинированного преобразователя напряжения со стабилизацией выходного напряжения // Докл. ТУСУР. 2013. № 4(30). С. 96–102.

15. Апасов В. И., Михальченко С. Г., Тановицкий Ю. Н. Аналитический способ определения моментов коммутации комбинированного преобразователя со стабилизацией выходного напряжения, обеспечивающих одноцикловый режим работы // Докл. ТУСУР. 2015. № 2(36). С. 157–164.

16. Апасов В. И., Михальченко С. Г. Бифуркационный анализ комбинированного преобразователя при изменении емкости выходного фильтра // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф. В 3 ч. Ч. 2. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 15–17.

17. Апасов В. И. Исследование работы комбинированного преобразователя со стабилизацией входного напряжения // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. В 2 ч. Ч. 2. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 268–269.

References

1. Souctin B. P. et al. *Systemy elektropitaniya kosmicheskikh apparatov* [Systems of power supplies of space vehicles]. Novosibirsk, VO “Nauka”, Sib. izd. firma Publ., 1994, 318 p.

2. Electrical power conditioning unit and system. Available at: http:// www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/Electrical_power_conditioning_unit_and_system (accessed 15.10.2016).

3. Shamsi P., Fahimi B. Design and development of very high frequency resonant DC-DC boost converters'. *IEEE Trans. Power Electron.* 2012, Vol. 27, No. 8, P. 3725–3373.

4. Lee I.-O., Cho S.-Y., Moon G.-W. Interleaved buck converter having low switching losses and improved step-down conversion ratio. *IEEE Trans. Power Electron*. 2012, Vol. 27, No. 8, P. 3664–3675.

5. Pan C.-T., Chuang C.-F., Chu C.-C. A novel transformerless interleaved high step-down conversion ratio DC-DC converter with low switch voltage stress. *IEEE Trans. Power Electron*. 2014, Vol. 61, No. 10, P. 5290–5300.

6. Meleshin V. I. *Tranzistornaya preobrazovatelnaya tekhnika* [The transistor converting techniques]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2006, 632 p.

7. Zinovyev G. S. *Osnovy silovoy electroniki: uchebnoe posobie* [Bases of power electronics: the manual]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2003, 664 p.

8. Moin V. S. *Stabilizirovanye tranzistornye preobrazovateli* [The stabilized transistor converters]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1986, 376 p.

9. Borodin K. V., Mihalchenko G. Y., Mihalchenko S. G., Obrusnik V. P. [Estimation of nonlinear dynamic properties of semi-conductor converters with energy dispensing on factors of pulsations of a current and voltage]. *Nauchnyy vestnik NGTU*. 2012, Vol. 47, No. 2, P. 79–90 (In Russ.).

10. Mihalchenko S. G. [Functioning of momentum and modulation converters in multistability zones]. *Sbornik TUSUR*. 2012, Vol. 25, No. 1, P. 259–268 (In Russ.).

11. Kobzev A. V., Mihalchenko G. Y., Andriyanov A. I., Mihalchenko S. G. *Nelineynaya dinamika poluprovodnikovykh preobrazovateley* [Nonlinear dynamics of semiconductor converters]. Tomsk, Tom. gos. un-t sistem upravleniya i radioelektroniki Publ., 2007, 224 p.

12. Mihalchenko S. G. *Avtomatizatsiya analiza i sintez impulsnykh preobrazovateley energii s dvukhpolyarnoy reversivnoy modulatsiey. Dis. k-ta tekhn. nauk*. [Automation of the analysis and synthesis of pulse converters of energy with two-polar reversive modulation. Cand. Tech. Sci. diss.]. Bryansk, 2001, 200 p.

13. Baushev V. S., Gusubaliev G. T. [About not determined modes of functioning of a voltage stabilizer with pulse-width regulation]. *Electrichestvo*. 1992, Vol. 8, P. 59–68 (In Russ.).

14. Apasov V. I., Mihalchenko S. G., Kotsubinsky V. P. [Mathematical modeling of the combined converter of pressure with stabilization of output voltage]. *Sbornik TUSUR*. 2013, Vol. 30, No. 4, P. 96–102 (In Russ.).

15. Apasov V. I., Mikhalchenko S. G., Tanovitckiy Y. N. [Analytical method for determining the switching time of the combined converter with output voltage, providing single-cycle mode]. *Sbornik TUSUR*. 2015, Vol. 36, No. 2, P. 157–164 (In Russ.).

16. Apasov V. I., Mikhalchenko S. G. [Bifurcation analysis of the combined converter at change of capacity of the output filter]. *Materialy XVIII Mezdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2014, P. 15–17 (In Russ.).

17. Apasov V. I. [Study of the combined converter with stabilization input voltage]. *Materialy XIX Mezdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XIX Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2015, P. 268–269 (In Russ.).

© Апасов В. И., 2016

УДК 629.396.677

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 923–929

ТЕПЛОМЕХАНИЧЕСКОЕ ПОВЕДЕНИЕ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ РЕФЛЕКТОРА АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. А. Бердникова [1, 2*], О. А. Белов [1], А. В. Бабкин [3, 4], Д. А. Белов [3, 4]

[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[3]ЗАО «Институт новых углеродных материалов и технологий»
Российская Федерация, 119991, г. Москва, Ленинские горы, 1, стр. 11
[4]Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова
Российская Федерация, 119991, г. Москва, Ленинские горы, 1
[*]E-mail: berdnikova-nataly@mail.ru

Изготовление изделий сложной формы из полимерных композиционных материалов (ПКМ) происходит на оснастке, геометрия которой повторяет геометрию изделия. На формообразующую оснастку выкладывают материал, затем проводят его полимеризацию при определенном давлении и температуре, которая может доходить до 200 °С. В связи с этим наиболее сложной проблемой при формовании высокоточных изделий из ПКМ является возникновение температурных деформаций в процессе полимеризации.

Многие годы в производстве высокоточных изделий из ПКМ преобладали металлические гибридные оснастки. Гибридная оснастка имеет формообразующую плиту из инвара (сплав на основе никеля, имеющий КЛТР, близкий к нулю) и опорную структуру из другого металла, как правило, чугуна. Недостатками металлических оснасток являются высокая стоимость, низкий коэффициент использования материала и долговременный цикл изготовления.

Следующим шагом в развитии технологических оснасток для формования высокоточных изделий из ПКМ стало создание композитных формообразующих оснасток. В производстве таких оснасток применяют стекло- и углепластики. На поверхность оснастки может быть нанесен размероточный слой керамики или гелькоута, который обеспечивает минимальную шероховатость, ремонтопригодность и увеличивает количество съемов изделий. В композитных оснастках отсутствуют недостатки металлических, однако остается ряд нерешенных задач, таких как повышение конструкционной жесткости и снижение тепловых деформаций во время цикла полимеризации.

Предлагается конструкция технологической оснастки из углепластикового композиционного материала для создания рефлектора антенны космического аппарата. Главными требованиями к такой оснастке являются точность и геометрическая стабильность формообразующей поверхности. Для подтверждения правильности конструктивных решений приводится тепловой и статический анализ оснастки методом конечных элементов.

Ключевые слова: антенна космического аппарата, композиционный материал, технологическая оснастка, тепловой анализ.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 923–929

THERMO-MECHANICAL BEHAVIOR OF FORM-BUILDING EQUIPMENT FROM COMPOSITE MATERIAL FOR REFLECTOR OF SPACECRAFT ANTENNA

N. A. Berdnikova [1, 2*], O. A. Belov [1], A. V. Babkin [3, 4], D. A. Belov [3, 4]

[1]JSC “Information satellite system” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

[3]CJSC “Institute of new carbon materials and technologies”
1/ 11, Leninskie Gory, Moskow, 119991, Russian Federation
[4]Lomonosov Moskow State University
1, Leninskie Gory, Moskow, 119991, Russian Federation
[*]E-mail: berdnikova-nataly@mail.ru

Complex shape composite parts are made using a mould having the same shape as the part. First, the material is laid upon the mould, and then it is polymerised at certain pressure and temperature that may reach 200°C. Therefore, the most significant problem of high-precision composite parts shaping is thermal distortion occurring during polymerisation.

For many years, metal hybrid moulds have prevailed in high-precision composite parts manufacturing. A hybrid mould has invar (nickel alloy whose CLTE is close to zero) shaping plate and a support structure made of some other metal of good thermal conductivity. The attachment elements between the shaping plate and support structure allow their unrestricted expansion. Disadvantage of metal moulds are high cost, low material utilisation ratio and long manufacturing cycle.

The next step in evolution of moulds for high-precision composite parts was the composite mould. Glass and carbon fibres are used for these moulds. Mould surface may be covered with a layer of ceramic or gel coat of precise thickness, which will minimise roughness, improve maintainability and increase allowable number of item separations from the mould. Composite moulds are free of disadvantages typical for metal moulds, but a number of design issues still remain, such as increase of rigidity and decrease thermal deformations during cure.

This paper proposes a design of carbon composite mould for satellite antenna reflector. The main requirements for this mould are precision and stability of the shaping surface. Design solutions are validated by thermal and static mechanical analyses base on finite element method.

Keywords: spacecraft antenna, composite material, tool, thermal analyses.

Введение. Одной из главных тенденций развития современной техники является переход от металлов и сплавов к композиционным материалам [1]. Область применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) с каждым годом расширяется. Отдельно стоит выделить область создания высокоточных космических конструкций, например, бортовых антенных систем. Освоение высоких диапазонов частот бортовых антенных систем влечет за собой повышение требований к геометрической точности антенны [2]. Основным элементом антенны является рефлектор. Диаграмма направленности антенны зависит от точности и размеростабильности рефлектора [3; 4].

Высокие требования к точности формы рефлектора и жесткие ограничения по массе антенны обусловливают использование конструкционного материала, имеющего предельно низкий коэффициент теплового расширения, высокие удельные характеристики прочности и жесткости, малую плотность, сопротивляемость длительным статическим и динамическим нагрузкам, возможность эксплуатации в условиях высоких и низких температур. Материалом такого класса является углепластиковый композиционный материал (УКМ) [5–9].

Изготовление углепластикового рефлектора осуществляется вакуумно-автоклавным методом формования при температуре до 190 °С. Геометрическая форма рефлектора обеспечивается формообразующей оснасткой, как металлической, так и композитной [10–13]. При этом использование композитных оснасток в производстве рефлекторов из УКМ имеет ряд преимуществ. К ним относится меньшая стоимость и время изготовления, снижение остаточных напряжений в рефлекторе, ремонтопригодность [14].

Из вышесказанного можно сделать вывод о том, что требования к формообразующей оснастке для высокоточного рефлектора сводятся к двум основным аспектам. Во-первых, оснастка должна иметь жесткость, достаточную для сохранения формы в пределах заданных допусков, во-вторых оснастка должна иметь минимальные температурные деформации на протяжении цикла полимеризации. Помимо этого конструкция оснастки должна обеспечивать доступ тепловых потоков к формообразующей поверхности для осуществления равномерного прогрева рефлектора. Эти требования определили использование углепластикового композиционного материала для создания высокоточной оснастки.

Проводимые в работе исследования направлены на решение задачи поиска компромисса между жесткостью оснастки, минимальными тепловыми деформациями и обеспечением доступа тепловых потоков.

В работе предлагается конструкция и технология изготовления углепластиковой формообразующей оснастки для рефлектора *Ku*-диапазона диаметром 1,2 м.

Конструкция композитной формообразующей оснастки. Функциональное назначение формообразующей оснастки заключается в обеспечении заданной геометрии изделия с технологическим припуском. Также оснастка должна иметь область для установки вакуумного мешка и других технологических вспомогательных элементов. Исходя их этого, конструкция оснастки содержит формообразующую поверхность с припуском, которая переходит в плоскую часть (рис. 1). Жесткость конструкции придают отбортовка и ребро жесткости, установленное на прямой части вдоль линии, эквидистантной границе перехода параболической части в прямолинейную.

Все конструктивные элементы, перечисленные выше, изготавливаются из композиционного материала на основе углеродного волокна. Это могут быть как однонаправленные ленты, так и ткань.

В качестве опорной структуры предлагается использовать набор ребер. Ребра собираются между собой через пазы. Каждое ребро имеет уникальную форму, определяемую зоной установки ребра. На рис. 2 показаны три типа ребра. В собранном виде ребра образуют ячеистую структуру с треугольной ячейкой (рис. 3). Предположительно, в ячейках оснастки будут формироваться завихрения тепловых потоков и обеспечиваться прогрев оснастки с тыльной стороны. Здесь необходимо помнить, что оснастку нельзя устанавливать на плоскость, чтобы не перекрывать доступ воздушных потоков внутрь реберной структуры.

Тепломеханический анализ. Для проверки цикла производства и эксплуатации проведено конечно-элементное моделирование оснастки.

Механический анализ оснастки проводился с помощью конечно-элементного решателя NX Nastran. В модели использовалось 8050 элементов типа Laminate [15]. Граничные условия представлены ограничением по 3–6 степеням свободы. Отметим, что ось *Z* оснастки соответствует направлению действия силы тяжести.

Определение высоты ребра жесткости происходило на модели оснастки без ребер. Высота ребра подбиралась, исходя из величины первого тона собственных колебаний формообразующей поверхности (рис. 4).

Как видно из графика, ребро жесткости увеличивает собственную частоту колебаний формообразующей поверхности почти в 2 раза. При этом увеличение или уменьшение ребра относительно 70 мм приводит к ухудшению результатов.

Анализ тепловых деформаций проведен в Abaqus. К формообразующей оболочке без ребер была приложена нагрузка в виде температуры 120 °С. Как видно из рис. 5, тепловые деформации оболочки не превышают 80 мкм.

После этого с тыльной стороны оболочки была установлена реберная структура на жесткий контакт. Высота самой низкой части ребра составляет 300 мм. Картина деформаций формообразующей поверхности оснастки под собственным весом представлена на рис. 6. Максимальный прогиб оболочки не превышает $3 \cdot 10^{-7}$ м. Увеличение неконструктивной массы формообразующей оболочки на 100 кг увеличивает максимальный прогиб до $1 \cdot 10^{-6}$ м.

При эксплуатации оснастки возможно увеличенное давление формования (до 6 атм) и установка дополнительного технологического оборудования.

В случае нагрева оснастки до 120 °С наблюдается сильное искажение формы, как показано на рис. 7.

Искажение геометрии происходит в связи с большим КЛТР материала оснастки и ребер перпендикулярно направлению укладки слоев. Ребра начинают «расталкивать» друг друга, что приводит к искажению формообразующей поверхности оснастки.

Таким образом, для обеспечения жесткости опорная реберная структура должна иметь механический контакт с формообразующей частью, но не должна быть жестко скреплена с ней, в связи с большими тепловыми деформациями. Такое соединение может быть обеспечено путем склеивания деталей силиконовым клеем-герметиком.

Технология изготовления композитной формообразующей оснастки. Оснастка изготавливается следующим образом. На рабочую поверхность мастер-модели (рис. 8) выкладывают слои углеродного материала с учетом углов ориентации в количестве, необходимом для конструкции формообразующей поверхности оснастки. Затем осуществляют пропитку армирующего наполнителя связующим и проводят предварительное отверждение (рис. 9).

Следует отметить, что пропитка может быть осуществлена любыми методами, такими, например, как ручная выкладка и пропитка, получение препрега для дальнейшего вакуумного формования.

На полученную формообразующую поверхность устанавливают ребро жесткости из слоев углеродных волокон в виде ткани, однонаправленной ленты и т. д., выложенных с заданными углами ориентации, и матрицу, форма которой повторяет профиль ребра жесткости. Матрица не только задает форму ребру жесткости, но и позволяет лучше пропрессовать материал. Затем осуществляют пропитку и предварительное отверждение.

Далее, не демонтируя формообразующую поверхность с ребром жесткости с мастер-модели, устанавливают реберную структуру и закрепляют через силиконовый клей-герметик (рис. 10).

Опорная структура выполняет функцию поддерживания формообразующей поверхности и может быть выполнена из других материалов, таких как металл, стеклопластик и т. д.

После снятия оснастки с мастер-модели проводят окончательное отверждение и механическую обработку (рис. 11).

Окончательной стадией изготовления оснастки был её обмер на контрольно-измерительном оборудовании (рис. 12). Среднеквадратичное отклонение рабочей поверхности оснастки составляет 15 мкм, что соответствует требованиям, предъявляемым к высокоточному технологическому оснащению.

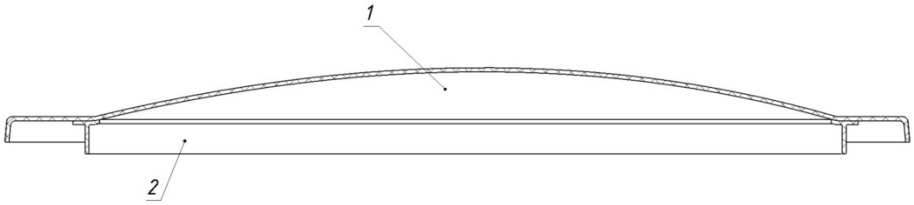


Рис. 1. Формообразующая часть оснастки:
1 – формообразующая оболочка со вспомогательной поверхностью и отбортовкой; *2* – ребро жесткости

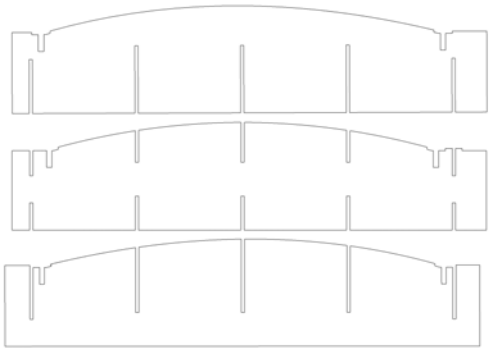


Рис. 2. Ребра композитной оснастки

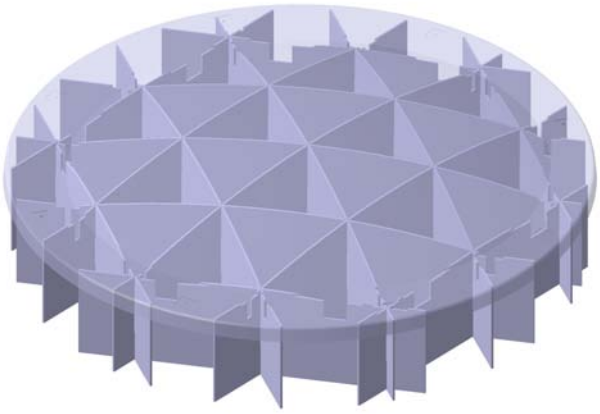


Рис. 3. Оснастка

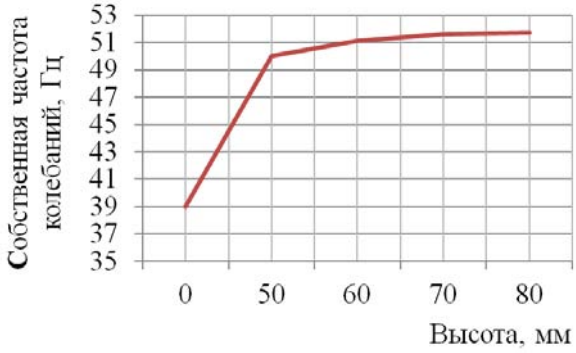


Рис. 4. Зависимость величины собственной частоты колебаний формообразующей оболочки от высоты ребра жесткости

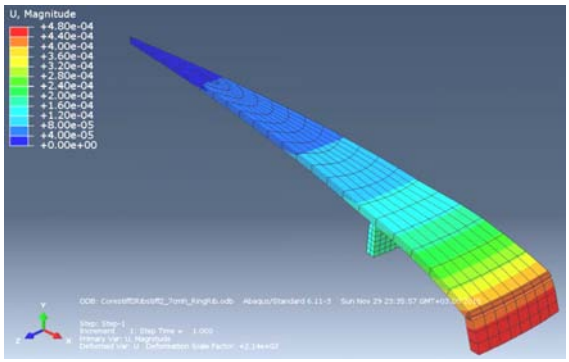


Рис. 5. Картина тепловых деформаций

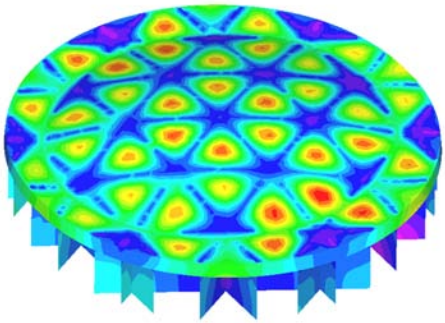


Рис. 6. Картина деформаций оснастки под собственным весом

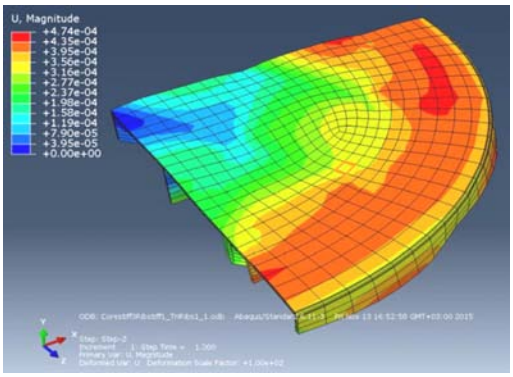


Рис. 7. Картина деформаций оснастки
с приформованной реберной структурой

Рис. 8. Мастер-модель

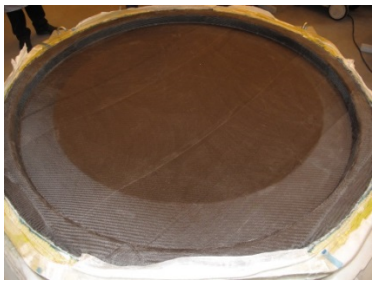


Рис. 9. Тыльная сторона формообразующей поверхности оснастки после пропитки смолой и предварительного отверждения

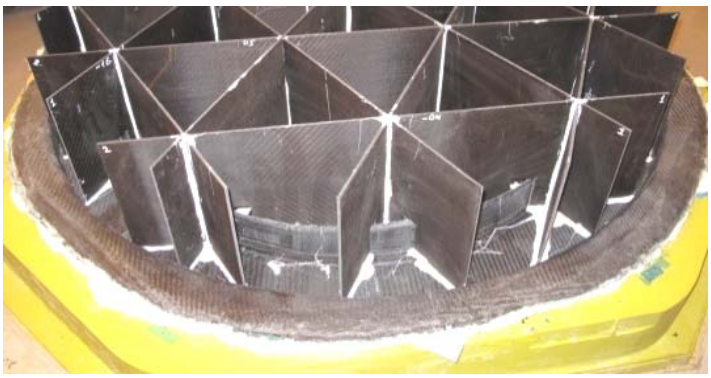


Рис. 10. Оснастка на мастер-модели

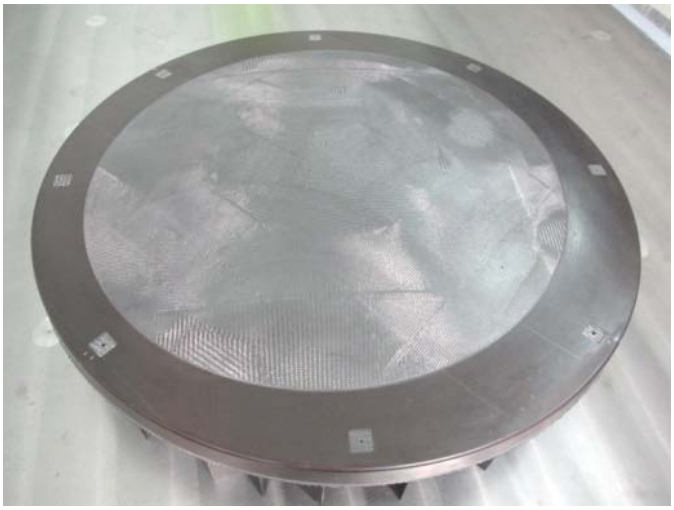


Рис. 11. Оснастка после механической обработки

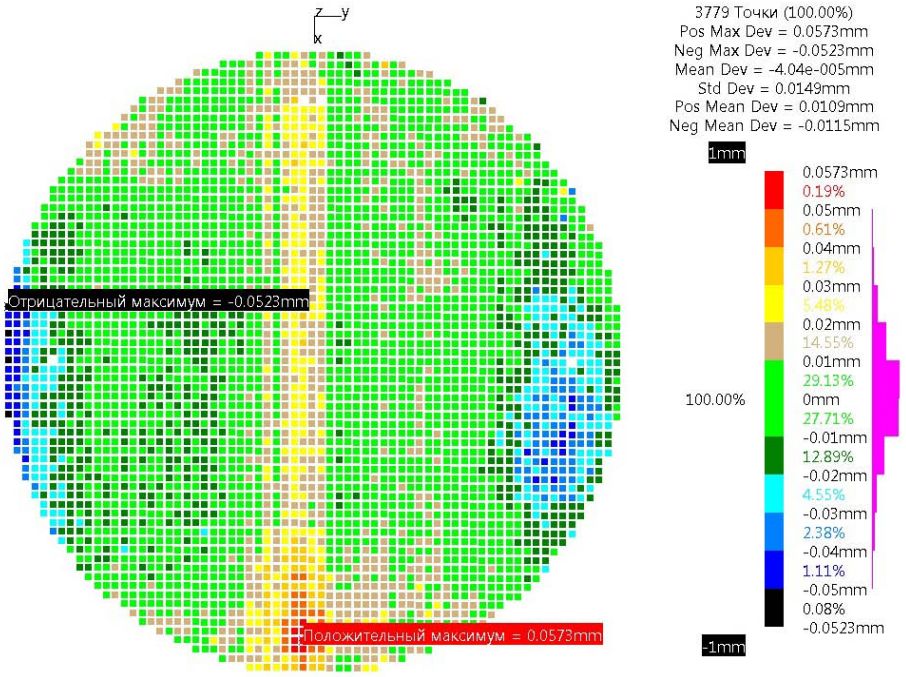


Рис. 12. Отклонения рабочей поверхности оснастки
от теоретического параболоида

Заключение. В результате исследований предложена конструкция и технология изготовления высокоточной композитной формообразующей оснастки из углепластика. Оснастка имеет параболическую поверхность, переходящую в плоскость, которая заканчивается отбортовкой. Плоская часть оснастки несет в себе две функции. Она используется, во-первых, для установки технологического оборудования при изготовлении рефлектора, а во-вторых, для размещения ребра жесткости, что позволяет значительно увеличить жесткость рабочей поверхности. Отсутствие на рабочей поверхности конструктивных элементов, жестко связанных с ней, позволяет свести к минимуму тепловые деформации при сохранении высокой жесткости. Использование в качестве материала оснастки углепластика позволяет наиболее эффективно решить проблему остаточных напряжений в изделии из УКМ за счет одинакового механизма возникновения и релаксации внутренних напряжений при воздействии теплового поля во время цикла полимеризации.

Благодарности. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ по договору № 02.G25.31.0114 в рамках выполнения комплексного проекта по постановлению Правительства № 218 (шифр 2014-218-05-8228).

Acknowledgements. This work was financially supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation under a contract № 02.G25.31.0114 as the part of an integrated project for the Government resolution № 218 (cipher 2014-218-05-8228).

Библиографические ссылки

1. Каблов Е. Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. № S. С. 7–17.

2. Проектирование крупногабаритного высокоточного рефлектора антенны космического аппарата с контурной диаграммой направленности / Н. А. Бердникова [и др.] // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 2. С. 378–387.

3. Бахрах Л. Д., Галимов Г. К. Зеркальные сканирующие антенны. Теория и методы расчета. М. : Наука. 1981. С. 15–30.

4. Imbriale William A., Gao Steven, Boccia Luigi. Space Antenna Handbook. United Kingdom : John Wiley & Sons Ltd., 2012. P. 9; 81–83; 114.

5. Elie Nicolas, Lacombe Alain, Baril Stéphane. Ultra-light reflectors: a high-performance and industrial concept for commercial telecom antennas // EADS 28th ESA Workshop. Paris. P. 3–6.

6. Lang Michael, Baier Horst, Ernst Thomas. High precision thin shell reflectors – design concept, structural optimization and shape adjustment techniques. Germany, Institute for Light Weigh Structures. P. 5.

7. Гардымов Г. П., Мешков Е. В. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении. СПб. : СпецЛит. 1999. С. 10–18.

8. Wessel James K. Handbook of advanced materials: enabling new designs. A John Wiley & Sons, Inc., Publication, 2004. P. 105–211.

9. Молодцов Г. А., Биткин В. Е. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов. М. : Машиностроение. 2000. С. 90–120.

10. Пат. 2090364 Российская Федерация, МПК[6] B 29 C 43/20, B 29 C 33/40. Оснастка для формования изделий из полимерного композиционного материала / Обухова Н. С., Дряпочко Ю. В., Добрецова И. Н. № 94015583/25 ; заявл. 27.04.1994. 5 с.

11. Пат. 2456157 Российская Федерация, МПК[6] B 29 C 33/00. Способ изготовления полимерной оснастки по моделям / Жуков А. В., Мушенко В. Д. № 2011111371/05 ; заявл. 16.03.2011, Бюл. № 20. 12 с.

12. Пат. 2480335 Российская Федерация, МПК[6] B 29 C 70/44. Способ изготовления волокнистых композитов вакуумной инфузией и устройство для осуществления способа / Громашев А. Г., Гайданский А. И., Третьяков А. В., Ульянов А. В. № 2012104191/05 ; заявл. 07.02.2012, Бюл. № 12. 18 с.

13. Пат. RU 2576303 Российская Федерация, МПК[6] B 29 C 33/02. Оснастка для формования изделий из полимерных композиционных материалов и способ ее изготовления / Бабкин А. В., Эрдни-Горяев Э. М., Яблокова М. Ю., Кепман А. В., Авдеев В. В. № 2014152632/05 ; заявл. 25.12.2014, Бюл. № 6. 12 с.

14. Малюгин А. С., Смирнов М. М. Разработка крупногабаритной неметаллической оснастки для формования деталей на основе полиуретанов и гибридных пластиков // Труды МАИ. 2010. № 38. С. 22–23.

15. Рудаков К. Н. Femap 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций. Киев : КПИ. 2011. С. 150–380.

References

1. Kablov E. N. [The strategic directions of materials development and technologies for processing them for the period up to 2030]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii.* 2012, No. S, P. 7–17 (In Russ.).

2. Berdnikova N. A., Ivanov A. V., Belov O. A., Chichyrin V. E. [Design of a large precision reflector of a spacecraft antenna with a contour directivity diagram]. *Sibirsky Gosudarstvenny Aerokosmichesky Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik*, 2016. Vol. 17, No. 2, P. 378–387.

3. Bakhrakh L. D., Galimov G. K. *Zerkal'nye skaniruyushchie antenny. Teoriya i metody rascheta* [Mirror scanning antenna. Theory and methods of calculation]. Moscow, Nauka Publ., 1981, P. 15–30.

4. William A. Imbriale, Steven Gao, Luigi Boccia. Space Antenna Handbook. *John Wiley & Sons Ltd., United Kingdom*. 2012, P. 9, 81–83, 114.

5. Nicolas Elie, Alain Lacombe, Stéphane Baril. Ultra-light reflectors: a high-performance and industrial concept for commercial telecom antennas. Paris, EADS 28th ESA Workshop. P. 3–6.

6. Michael Lang, Horst Baier, Thomas Ernst. High precision thin shell reflectors – design concept, structural optimization and shape adjustment techniques. Germany, Institute for Light Weigh Structures. P. 5.

7. Gardymov G. P., Meshkov E. V. *Kompozitsionnye materialy v raketno-kosmicheskom aparatostroenii* [Composite materials in rocket and space vehicle]. Saint Petersburg, SpetsLit Publ., 1999, P. 10–18.

8. Wessel, James K. Handbook of advanced materials: enabling new designs. *A JOHN WILEY &SONS, INC., PUBLICATION*. 2004, P. 105–211.

9. Molodtsov G. A., Bitkin V. E. *Formostabil'nye i intellektual'nye konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov* [Dimensionally stable and smart structures made of composite materials]. Moscov, Mashinostroenie Publ., 2000, P. 90–120.

10. Obuhova N. S., Dryapochko Yu. V., Dobrecova I. N. *Osnastka dlya formovaniya izdeliy iz polimernogo kompozitsionnogo materiala*. [Tool for molding part made from composite material]. Patent RF, no. 2090364, 1994.

11. Zhukov A. V., Mushenko V. D., *Sposob izgotovleniya polimernoi osnastki po modelyam* [Method of polymer tool production on models]. Patent RF, no. 2456157, 2011.

12. Gromashev A. G., Gaidanskiy A. N., Tret'yakov A. V., Ul'yanov A. V. *Sposob izgotovleniya voloknistikh kompozitov vakuumnoi infuziei I ustroistvo dlya osuschestvleniya sposoba* [Method of fiber composite vacuum infusion production and the device for the method realization]. Patent RF, no. 2480335, 2012.

13. Babkin A. V., Erdni-Goryaev E. M., Yablokova M. Yu., Kepman A. V., Avdeev V. V. *Osnastka dlya formovaniya izdelii iz polimernikh kompozitsionnikh materialov I sposob ee izgotovlenia* [Tool for part molding made from polymer composite materials and method for its production]. Patent RF, no. 2576303, 2014.

14. Malugin A. S., Smirnov M. M. [Design of a large-size nonmetallic tool for molding base on polyurethane and hybrid plastics]. *Trudy MAI.* 2010, No. 38, P. 22–23.

15. Rudakov K. N. *Femap 10.2.0. Geometricheskoe i konechno-elementnoe modelirovanie konstruktsiy* [Femap 10.2.0. The geometric and finite-element modeling of structures]. KPI Publ., 2011, P. 150–380.

© Бердникова Н. А., Белов О. А.,
Бабкин А. В., Белов Д. А., 2016

УДК 629.783

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 930–935

ТЕПЛОВОЙ АККУМУЛЯТОР ДЛЯ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ МОЩНЫХ БЛОКОВ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КРАТКОВРЕМЕННОГО ДЕЙСТВИЯ

Е. Н. Васильев[1*], В. А. Деревянко[1], В. Е. Чеботарев[2]

Красноярский научный центр СО РАН,
Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44
[2]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[*]E-mail: ven@icm.krasn.ru

Аккумулирование скрытой теплоты является одним из наиболее эффективных способов терморегулирования. В отличие от способа аккумулирования за счет обычной теплоемкости, способ аккумулирования за счет скрытой теплоты обеспечивает гораздо более высокую плотность аккумулирования с меньшей разницей температуры между процессами аккумулирования и выделения теплоты. Рассмотрена система терморегулирования космического аппарата, основанная на применении веществ с фазовым переходом «твердое тело – жидкость», для мощных тепловыделяющих узлов, которые работают с периодическим и кратковременным включением. Рассмотрены различные группы теплоаккумулирующих веществ, таких как металлы, неорганические и органические материалы. Органические материалы определены как оптимальные вещества для терморегулирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Большинство органических теплоаккумулирующих веществ являются неагрессивными и химически стабильными, практически не переохлаждаются, совместимы с большинством материалов и имеют высокую скрытую теплоту на единицу веса. Их основным недостатком является низкое значение коэффициента теплопроводности. Этот недостаток применения органических теплоаккумулирующих веществ, связанный с низкой теплопроводностью, может быть успешно решен с помощью параллельно расположенных в объеме теплового аккумулятора гипертеплопроводящих пластин. Представлен анализ применения тепловых аккумуляторов с гипертеплопроводящими пластинами в качестве ребер для обеспечения оптимальных тепловых режимов блоков радиоэлектронной аппаратуры. Выполнен расчет основных параметров теплового аккумулятора. Определены масса теплоаккумулирующего вещества, количество ребер, расстояние между ребрами в зависимости от амплитуды температурных колебаний, тепловыделения радиоэлектронной аппаратуры и теплофизических свойств вещества. На основе решения уравнения теплопроводности проведен расчет эффективности теплообмена ребер в объеме теплового аккумулятора. Показана более высокая эффективность теплообмена гипертеплопроводящих пластин по сравнению медными ребрами.

Ключевые слова: тепловой аккумулятор, теплоаккумулирующее вещество, гипертеплопроводящая пластина, тепловой режим, космический аппарат.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 930–935

THERMAL STORAGE TO THE TEMPERATURE CONTROL SYSTEM OF POWERFUL BLOCKS OF ELECTRONIC EQUIPMENT WITH A SHORT ACTION TIME

E. N. Vasil'ev[1*], V. A. Derevyanko[1], V. E. Chebotarev[2]

Krasnoyarsk Science Centre SB RAS,
Institute of Computational Modeling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[2]JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev"
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[*]E-mail: ven@icm.krasn.ru

Latent heat storage is one of the most efficient ways of thermal control. Unlike the sensible heat storage method, the latent heat storage method provides much higher storage density, with a smaller temperature difference between storing and releasing heat. This paper considers a spacecraft thermal control system based of solid–liquid phase

change material for the high heat dissipating component which works intermittently with short duty. Different groups of thermal storage materials, such *as metals, inorganic and organic materials are considered. Organic materials are defined as the optimal substances for the thermal control of spacecraft electronic equipment are determined. Most organic thermal storage materials are non-corrosive and chemically stable, exhibit little or no subcooling, are compatible with most materials and have a high latent heat per unit weight. Their main disadvantage is low value of the coefficient of thermal conductivity. The drawback of organic thermal storage materials application due to low thermal conductivity can be successfully resolved by means of parallel arrangement of the hyperheat-conducting plates in the volume of the heat accumulator. Analysis of the use of thermal accumulators with hyperheat-conducting plates as edges for optimal thermal modes of blocks of electronic equipment is presented. The calculation of the basic parameters of the thermal accumulator is performed. Mass of heat storage material, number of edges, spacing between edges depending on the temperature fluctuation amplitude, of the electronic equipment heat and properties of material was determined. On the basis of the solution of the heat equation the calculation of the heat exchange efficiency of edges in the volume of the heat accumulator is made. Higher heat exchange efficiency of the hyperheat-conducting plates compared to copper edges is showed.*

Keywords: thermal storage, thermal storage material, hyperheat-conducting plate, thermal regime, spacecraft.

Введение. Для обеспечения работы радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) большой мощности, работающей на космическом аппарате (КА) в прерывистом и периодическом режиме, требуется излучающий радиатор, соответствующий пиковой нагрузке. Если пиковая нагрузка значительно превышает среднюю за период обращения по орбите, то большие размеры и вес радиатора, соответствующие пиковой нагрузке, приведут к значительному увеличению общей стоимости выведения спутника на орбиту. Размеры и вес радиатора КА могут быть уменьшены при применении теплового аккумулятора (ТА), использующего плавящиеся рабочие вещества, обладающие относительно большой теплотой фазовых превращений и позволяющие многократно их использовать при воздействии пиковых тепловых нагрузок. В таком случае ТА перераспределяет пиковую, сосредоточенную во времени теплоту, выделяемую РЭА, на весь период полета по орбите, осуществляя отвод поглощенной рабочим веществом теплоты в перерывах между включениями блоков РЭА. Это позволяет стабилизировать температуру и поддерживать оптимальный тепловой режим приборов не только в периоды пикового тепловыделения, но также предотвратить резкое уменьшение температуры, когда тепловыделение отсутствует.

Радиолокационные изображения земной поверхности, получаемые из космоса с помощью современных радиолокаторов, по своей детальности и информативности не уступают лучшим оптическим изображениям. Космические радиолокационные системы являются эффективным средством дистанционного зондирования, позволяющим проводить наблюдения территорий Земли независимо от погодных условий и времени суток. Применение космических радиолокаторов в мировой практике дистанционного зондирования Земли за последние годы показало их высокую эффективность в решении широкого круга прикладных задач. Активные фазированные антенные решетки (АФАР) являются наиболее перспективным примером РЭА большой мощности и кратковременного действия [1]. При использовании АФАР важнейшей проблемой является отвод тепловой мощности [2–4]. Коэффициент полезного действия приемо-передающего модуля не превышает 45 %, поэтому АФАР выделяет большое количество теплоты, которая должна быть отведена, чтобы предохранить чипы передатчика от перегрева. Перегрев негативно сказывается на параметрах прибора, в частности, на частотных характеристиках и на значениях выходной мощности, а также на надежности устройства в целом. Применение систем терморегулирования с ТА является перспективным направлением оптимизации тепловых режимов АФАР.

Анализ теплоаккумулирующих веществ. Для эффективного применения теплоаккумулирующего вещества (ТАВ), использующего скрытую теплоту фазового превращения в чередующихся циклах накопления и выделения теплоты, оно должно удовлетворять особым теплофизическим свойствам. Критериями для выбора оптимального ТАВ являются соответствие температуры изменения фазы рабочему диапазону РЭА, высокая скрытая теплота, хорошая теплопроводность жидкой и твердой фаз, небольшая разница между плотностями двух фаз. Кроме того, ТАВ должно плавиться конгруэнтно с минимальным переохлаждением и быть химически стабильными, иметь малую степень переохлаждения, отсутствие реакций с материалом контейнера и небольшие изменения объема при фазовых превращениях.

Известны обширные списки наиболее подходящих материалов, которые могут быть использованы для теплового аккумулирования [5–7]. В качестве ТАВ возможно использование следующих групп веществ: металлов и эвтектических сплавов, гидратов солей, органических соединений. Характерные представители этих групп веществ, имеющих температуру плавления, близкую к рабочему диапазону РЭА, приведены в таблице. Основным недостатком гидратов солей является их неконгруэнтное плавление. Обычно при плавлении образуются жидкая насыщенная фаза и твердая фаза в виде более низкого гидрата той же соли, которая при этом осаждается. Кроме того, расплавам гидратов солей свойственно переохлаждение с последующей взрывной кристаллизацией. Соединения и сплавы легких металлов обладают сравнительно невысокими значениями теплоты фазового перехода, они могут претерпевать значительное переохлаждение, также их существенными недостатками принято считать коррозионную активность, существенное изменение

объема при плавлении. Многие органические соединения имеют невысокую стоимость и достаточно высокие плотности аккумулирования теплоты, претерпевают незначительное переохлаждение, являются химически инертными и устойчивыми к фазовой сегрегации, но имеют низкую теплопроводность (0,2 Вт/мК).

Сравнение и анализ характеристик ТАВ показали, что для блоков РЭА в качестве ТАВ оптимальным является использование органических веществ. Это практически полностью снимает вопросы коррозионного разрушения контейнера, обеспечивает высокие плотности запасаемой энергии, оптимальный диапазон температур плавления, неплохие экономические показатели. Основной их недостаток – сравнительно низкая теплопроводность, и его преодоление требует специальных технических решений, позволяющих увеличить площадь и эффективность теплообмена. В данной работе в качестве ТАВ рассматривается органическое соединение октадекан с 18 атомами углерода ($C_{18}H_{38}$). У октадекана температура изменения фаз соответствует диапазону «максимальная – минимальная рабочая температура электронных компонентов», и он имеет высокую скрытую теплоту. Кроме того, октадекан является химически стабильными по отношению к металлам и имеет малую разницу в плотностях твердой и жидкой фаз. Температура изменения фазы октадекана 28,2 °С, его скрытая теплота фазового перехода $q_ф$ = 244 кДж/кг, удельная теплоемкость 2,3 кДж/(кг·К) и плотность ρ = 814 кг/м^3. В жидкой фазе плотность уменьшается примерно на 5 %. Теплопроводность октадекана составляет в среднем λ = 0,25 Вт/(м·К) как для жидкой, так и для твердой фаз.

Из-за низкой теплопроводности октадекана процесс теплопередачи в его объеме затруднен. Поэтому для применения октадекана в ТА необходимым условием является интенсификация теплообмена за счет развития площади контакта с ТАВ, чтобы теплота передавалась и проникала во весь его объем. Эффективным методом для развития площади контакта в ТА является применение оребрения. Один из возможных вариантов конструкции системы охлаждения представлен на рис. 1. Прибор РЭА *1*, выделяющий тепловую мощность *Q*, устанавливается на теплоотводящее основание ТА *2*. Между ребрами ТА *2* находится теплоаккумулирующее вещество *4*, которое плавится при постоянной температуре, поглощая выделяемую прибором теплоту. По окончании работы РЭА тепловой аккумулятор охлаждается теплоносителем, протекающим по каналам охлаждения ТА *5* и внешнего радиатора *6*. Отведенная теплота излучается с поверхности радиатора в окружающее пространство.

Теплоаккумулирующие вещества и их теплофизические свойства

Вещества	Температура плавления, °С	Теплота плавления, кДж/кг	Теплопроводность, Вт/(м·К)	Плотность, кг/м^3
$CaCl_2 \cdot 6H_2O$	29	190,8	0,54 – жид., 1,088 – тв.	1562 – жид., 1802 – тв.
Галлий, Ga	29,8	80,2	26 – жид., 33 – тв.	6100 – жид., 5900 – тв.
Октадекан, $C_{18}H_{38}$	28,2	244	0,25	814

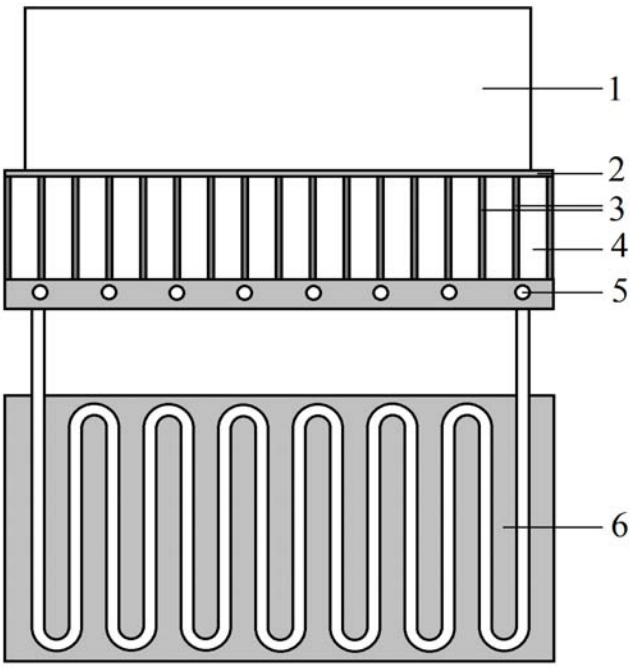


Рис. 1. Схема конструкции системы охлаждения с ТА:
1 – прибор РЭА; *2* – теплоотводящее основание ТА; *3* – ребра ТА;
4 – ТАВ; *5* – каналы охлаждения ТА; *6* – излучающий радиатор

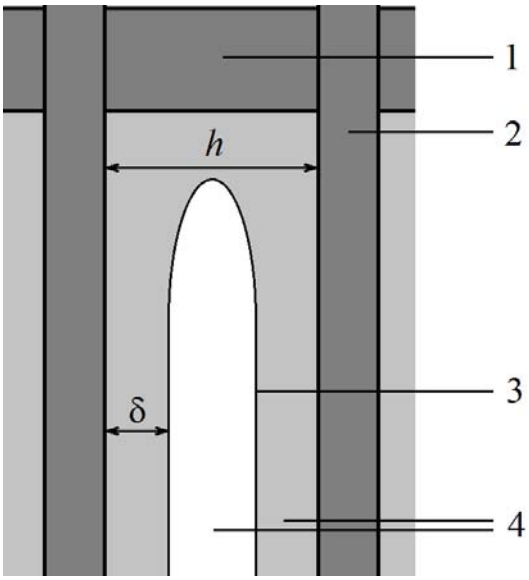


Рис. 2. Схема теплообмена в ТА с ГТП-пластинами:
1 – теплоотводящее основание ТА; *2* – ребро ТА;
3 – фронт плавления; *4* – ТАВ

Значительное увеличение площади теплообмена возможно при тонких ребрах, имеющих большую высоту. Однако возможности развития площади теплообмена ограничены тем, что в результате бокового теплообмена температура по высоте ребра снижается, и с определенного момента дальнейшее развитие поверхности не приводит к заметному повышению эффективности теплообмена. Возможность многократного увеличения площади и интенсификации теплообмена дает техническое решение, которое заключается в применение в качестве ребер гипертеплопроводящих (ГТП) пластин. ГТП-пластины по своей сути являются плоскими тепловыми трубами, в которых высокая эффективность теплопередачи обеспечивается за счет фазовых превращений теплоносителя при движении в пористой среде [8–12]. Эффективная теплопроводность ГТП-пластин в 10 и более раз превышает теплопроводность меди.

Расчет характеристик ТА. Анализ эффективности применения ТА проведен на примере блока РЭА, выделяющего тепловую мощность Q = 10 кВт периодически в течение Δt = 60 минут, период покоя составляет 23 часа, весь цикл составляет 24 часа. Для рассеивания такой пиковой мощности необходим радиатор с площадью примерно 25 м^2, при распределении мощности на весь временной цикл необходимая площадь радиатора уменьшается в 24 раза. Номинальная масса ТАВ для прибора с таким режимом работы $m = Q\Delta t/q_ф \approx 148$ кг, объем ТАВ составит $V = m/\rho \approx 0{,}18$ м^3, здесь $q_ф$ – удельная теплота фазового перехода, ρ – плотность.

Рассмотрим процесс теплообмена в ТА с ГТП-пластинами в качестве ребер (рис. 2). В результате подвода-отвода тепловой мощности к ТА от поверхности ребра происходит циклическое движение фазовой границы. На границе раздела фаз температура равна температуре плавления ТАВ, температура поверхности ребра при этом отличается от температуры плавления на величину $\Delta T = q\delta/\lambda$, где q – плотность теплового потока на боковой поверхности ребра; δ – толщина слоя ТАВ между поверхностью ребра и фазовой границей; λ – коэффициент теплопроводности ТАВ.

Величина максимального $\Delta T_{мах}$ является важным исходным параметром, определяющим амплитуду температурных колебаний в основании блока и влияющим на шаг и количество ребер в ТА. Максимальному $\Delta T_{мах}$ соответствует максимальное значение $\delta_{мах}$, которое является амплитудой циклического движения фазовой границы. Значение q определяется соотношением $q = Q/NS$, где N – количество ребер в ТА; S – площадь обеих боковых поверхностей теплоотвода ГТП-пластины, выполняющей функцию ребра. С другой стороны, оптимальный шаг между ребрами равен $2\delta_{max}$ и выражается формулой $h = 2\delta_{max} = V/NS$. Приведенные выше соотношения при заданных значениях Q, S позволяют однозначно определить количество ребер N и расстояние между ребрами h:

$$N = \frac{Q}{S}\sqrt{\frac{\Delta t}{\lambda q_ф \rho \Delta T_{max}}}, \quad h = 2\sqrt{\frac{\lambda \Delta T_{max} \Delta t}{q_ф \rho}}.$$

Значения N и h зависят от размеров ГТП-пластины, теплофизических свойств ТАВ и режима тепловыделения блока РЭА. Для ΔT_{max} = 10 °С, S = 0,08 м^2 и значений других входящих в формулы параметров, которые приведены выше, получены величины N = 337 и h = 1,4 см. Титановая ГТП-пластина такой площади весит около 150 г, при этом суммарный вес ТАВ и ребер составит примерно 200 кг.

Эффективность теплообмена ребра в объеме ТА была определена как отношение теплоотдачи реального ребра с неоднородным распределением температуры к теплоотдаче идеального ребра, имеющего температуру основания по всей высоте. Распределение температуры по высоте ребра определялось из численного решения [13–15] уравнения теплопроводности вида

$$c_v\rho\frac{\partial T}{\partial t}=\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial x^2}+\lambda\frac{\partial^2 T}{\partial y^2}+q_v(x,y,t)-\alpha_v(x,y,t)T\ ,$$

где λ – коэффициент теплопроводности; x – координата по высоте ребра; α – локальный коэффициент теплообмена. Два последних слагаемых в данном уравнении описывают боковой теплообмен ребра с ТАВ. Расчет был проведен для величины α = 71 Вт/К, соответствующей среднему значению $\delta = 0{,}5\delta_{max}$. Для ребра на основе ГТП-пластины эффективная теплопроводность задавалась равной 10^4 Вт/(м·К), его эффективность теплообмена составила 96 %. Для медного ребра такой же толщины эффективность теплообмена 51 %. Результаты этого расчета показали необходимость использования ГТП-пластин в качестве ребер в объеме ТА.

Заключение. Проведен анализ характеристик различных теплоаккумулирующих веществ и определены оптимальные вещества для терморегулирования мощных блоков радиоэлектронной аппаратуры КА периодического и кратковременного действия. Рассчитаны параметры и характеристики ТА с ГТП-пластинами для системы терморегулирования блоков РЭА. Показана необходимость использования ГТП-пластин в качестве ребер для повышения эффективности теплообмена в объеме ТА. Значения параметров ТА в значительной мере зависят от конструкции и характеристик бортовой аппаратуры КА.

Благодарности. Работа выполнена в ходе выполнения комплексного проекта от 01.12.2015 г. № 02.G25.31.0182 при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки России).

Acknowledgments. The work was performed during the execution of a complex project from 01.12.2015 № 02.G25.31.0182 with the financial support of the Russian Government (Ministry of Education of Russia).

Библиографические ссылки

1. Гостюхин В. Л., Трусов В. Н., Гостюхин А. В. Активные фазированные антенные решетки М. : Радиотехника, 2011. 302 с.

2. Крахин О. И., Радченко В. П., Венценосцев Д. Л. Методы создания системы отвода тепла теплонагруженных частей ФАР // Радиотехника. 2011. № 10. С. 88–94.

3. Токмаков Д. И. Проблемы создания системы охлаждения активной фазированной антенной решетки сантиметрового диапазона [Электронный ресурс] // Труды МАИ : электрон. журнал. Вып. 68. URL: www.mai.ru/science/trudy/.

4. Глинский И. А., Зенченко Н. В. Расчет теплораспределяющего элемента конструкции для мощных СВЧ-транзисторов // Микроэлектроника. 2015. Т. 44, № 4. С. 269–274.

5. Алексеев В. А. Охлаждение радиоэлектронной аппаратуры с использованием плавящихся веществ. М. : Энергия, 1975. 88 с.

6. Grodzka P. G. Thermal Control of Spacecraft by, Use of Solid-Liquid Phase-Change Materials // AIAA Paper 70-12, presented at the AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting. New York, 1970.

7. A review on phase change energy storage: materials and applications / M. M. Farid [et al.] // Energy and Management. 2004. Vol. 45. P. 1597–1615.

8. Пат. 2457417 Российская Федерация. МПК F 28 D 15/00. Металлическая тепловая труба плоского типа / Буров А. Е., Деревянко В. А., Косенко В. Е. и др. № 2010147662/06 ; заявл 22.10 2010 ; опубл. 27.07.2012, Бюл. № 21. 14 с.

9. Пат. 2403692 Российская Федерация. МПК H 05 K 01/00, H 05 K 07/20. Модуль радиоэлектронной аппаратуры с гипертеплопроводящим основанием / Сунцов С. Б., Косенко В. Е., Деревянко В. А. № 2009116488/07 ; заявл 29.04 2009 ; опубл. 10.11.2010, Бюл. № 31. 6 с.

10. Вычислительное моделирование процессов теплообмена в системах терморегулирования космических аппаратов / Е. Н. Васильев [и др.] // Вычислительные технологии. 2009. Т. 14, вып. 6. С. 19–28.

11. Деревянко В. А. Когда в космосе жарко // Наука из первых рук. 2011. № 1. С. 28–33.

12. Васильев Е. Н., Никифорова Е. С. Математическое моделирование теплового режима гипертеплопроводного радиатора мощного радиоэлемента // Вестник СибГАУ. 2005. Вып. 3. С. 23–26.

13. Самарский А. А. Теория разностных схем. М. : Наука, 1989. 616 с.

14. Васильев Е. Н., Деревянко В. В. Математическая модель процессов теплообмена в сотовой панели с тепловыми трубами // Вестник СибГАУ. 2010. Вып. 2 (28). С. 4–7.

15. Васильев Е. Н., Дектерев А. А. Математическое моделирование процессов тепломассообмена в двухфазном контуре терморегулирования с капиллярным насосом // Вестник СибГАУ. 2008. Вып. 4 (21). С. 12–16.

References

1. Gostuykhin V. L., Trusov V. N., Gostuykhin A. V. *Aktivnye fazirovannye anntennye reshetki* [Active phased antenna arrays]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2011, 302 p. (In Russ.).

2. Krakhin O. I., Radchenko V. P.,Ventsenostsev D. L. [The methods of making heat removal system of thermal loaded parts of the PAA]. *Radiotekhnika*. 2011, No. 10, P. 88–94 (In Russ.).

3. Tokmakov D. I. [Problems of creation of cooling system of the centimeter range active phased antenna array]. *Trudy MAI*. No. 68 (In Russ.). Available at: www.mai.ru/science/trudy/.

4. Glinskii I. A., Zenchenko N. V. Computer simulation of the heat distribution element for high power microwave transistors. *Russian Microelectronics*. 2015, Vol. 44, No. 4, P. 236–240.

5. Alekseev V. A. *Okhlazhdenie radioelektronnoi apparatury s ispol'zovaniem plavyashchikhsya veshchestv* [The Cooling of Radio-Electronic Equipment Using Melting Materials]. Moscow, Energiya Publ., 1975, 88 p.

6. Grodzka P. G. Thermal Control of Spacecraft by, Use of Solid-Liquid Phase-Change Materials. *AIAA Paper*. 70–12, presented at the AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting. New York, 1970.

7. Farid M. M., Khudhair A. M., Razack S. A., Al-Hallaj S. A review on phase change energy storage: materials and applications. *Energy and Management*. 2004, Vol. 45, P. 1597–1615.

8. Burov A. E., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. et al. *Metallicheskaya teplovaya truba ploskogo tipa* [Metal heat pipe of flat type]. Patent RF, No. 2457417, 2012 (In Russ.).

9. Burov A. E., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. *Modul' radioelektronnoi radioapparatury s giperteploprovodyashchim osnovaniem* [Module of radio-electronic equipment with hyperheatconducting base]. Patent RF, No. 2403692, 2010 (In Russ.).

10. Vasilyev E. N., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. et al. [Computational modeling of heat exchange in thermoregulation systems of space vehicle]. *Vychislitel'nye tekhnologii*. 2009, Vol. 14, No. 6, P. 19–28 (In Russ.).

11. Derevyanko V. A. [When the space is hot]. *Science First Hand*. 2011, No 1, P. 28–33.

12. Vasilyev E. N., Nikiforova E. S. [Mathematical model of heat exchange processes in honeycomb panels with heat pipes]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 3, P. 23–26 (In Russ.).

13. Samarskii A. A. *Teoriya raznostnykh skhem* [The theory of difference schemes]. Moscow, Nauka Publ, 1989, 616 p. (In Russ.).

14. Vasilyev E. N., Derevyanko V. V. [Mathematical model of heat exchange processes in honeycomb panels with heat pipes]. *Vestnik SibGAU*. 2010, No. 2 (28), P. 4–7 (In Russ.).

15. Vasilyev E. N., Dekterev A. A. [Mathematical modeling of heat and mass transfer processes in the two-phase thermal control loop with the capillary pump]. *Vestnik SibGAU*. 2008, No. 4 (21), P. 12–16 (In Russ.).

© Васильев Е. Н., Деревянко В. А.,
Чеботарев В. Е., 2016

УДК 621.396.933.22

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 936–944

ЗЕРКАЛЬНО-ЛИНЗОВЫЙ РАСШИРИТЕЛЬ ЛАЗЕРНОГО ПУЧКА

В. М. Владимиров, Л. В. Границкий, Е. Г. Лапухин*

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: lapukhineg@sibsau.ru

Повышение точности определения дальности до космических аппаратов с помощью лазерной локации возможно при применении дисперсионного метода в определении поправки среднего коэффициента преломления атмосферы. Цель данной работы – рассчитать расширитель лазерного пучка, работающий одновременно для широкого диапазона длин волн без дополнительной перефокусировки.

Приведен вариант расчета оптической системы расширителя лазерного пучка для лазерного спутникового дальномера в оптическом и ближнем инфракрасном диапазоне длин волн. Расширитель лазерного пучка представляет собой катадиоптрическую систему с входным зрачком диаметром примерно 42 мм и выходным – примерно 300 мм. Коллимация лазерного пучка происходит в расширителе без дополнительной перефокусировки для длин волн 435–2098 нм при 7-кратном увеличении.

Определены расходимости пучков для монохроматического излучения. В предложенной оптической системе используется фокус Куде, позволяющий применять аппаратуру, установленную стационарно. При расчете оптической системы радиусы кривизны всех сферических поверхностей выбраны из рядов значений, рекомендуемых ГОСТ 1807–75, что удешевляет технологию изготовления.

В обратном ходе лучей расширитель способен играть роль питающей оптики объектива сопровождения объекта в оптическом диапазоне. Чтобы избежать виньетирования при использовании расширителя в роли питающей оптики ПЗС-камеры для сопровождения спутника (в обратном ходе лучей), рассчитаны соответствующие световые диаметры линз. Рассчитанный зеркально-линзовый расширитель лазерного пучка для широкого оптического диапазона и ближней инфракрасной области спектра может быть использован как в системах лазерной спутниковой локации, так и для лазерных радаров на поверхности Земли.

Ключевые слова: спутниковый лазерный дальномер, расширитель лазерного пучка.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 936–944

CATADIOPTRIC EXPANDER FOR LASER BEAM

V. M. Vladimirov, L. V. Granitskiy, E. G. Lapukhin*

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: lapukhineg@sibsau

Improving the accuracy of range acquisition to the spacecraft with the help of laser location becomes possible when using the dispersion method in the determination of the average atmospheric index of refraction.

The purpose of the research was to calculate the expander of the laser beam working at the same time for a wide range of wavelengths without any additional refocusing. The authors give their variant of the calculation of the optical system of the expander of laser beam for the satellite laser ranging station in the optical and near infrared wavelengths. A laser beam expander is a catadioptric system with the entrance pupil diameter about 42 mm and approximately 300 mm outlet. The collimation of the laser beam takes place in the expander without any additional refocusing for wavelengths from 435 to 2098 nm with a sevenfold increase. The beam divergences for monochromatic radiation are defined as well. In the presented optical system Coudě focus is used which allows using the equipment installed permanently. When calculating the optical system, the radii of curvature of all spherical surfaces are recommended by All Union State Standard 1807–75 which reduces the cost of manufacturing technology. In the reverse ray path the expander can be the feeding optics of object tracking lens in the optical range. To avoid vignetting when using the expander as feeding optics of CCD-camera for the satellite tracking (in the reverse ray path), the light lens diameters are calculated. The expander of laser beam may be using for satellite laser ranging station and laser radars on Earth surface.

Keywords: Satellite Laser Ranging, expander of laser beam.

Введение. Предельная дальность действия спутникового лазерного дальномера $D_{\max}$ (при локации спутника, оснащенного уголковыми отражателями) пропорциональна корню четвертой степени из произведения площади $S_{пр}$ светоприемной апертуры на суммарную геометрическую площадь уголковых отражателей на лоцируемом объекте $S_{отр}$, деленного на телесный угол $\Omega_{пер}$, в котором сосредоточено лазерное излучение на выходе из коллимирующей передающей оптической системы [1; 2]:

$$D_{\max} \sim \sqrt[4]{\frac{S_{отр}\ S_{пр}}{\Omega_{пер}}}. \qquad (1)$$

Для обеспечения предельной дальности лазерный пучок (ЛП), пройдя коллиматор, должен иметь минимально возможную расходимость для рабочей длины волны. За минимально возможное значение $\Omega_{пер}$ можно принять угол дифракции $\theta_{D,\lambda}$ для длины волны излучения λ на круглой апертуре коллиматора диаметром D, равный:

$$\theta_{D,\lambda} \approx \frac{1,22\lambda}{D}.$$

Отсюда следует, что увеличение апертуры лазерного пучка позволяет уменьшить его расходимость. В спутниковых лазерных дальномерах коллиматор выполняет функцию расширителя лазерного пучка и является афокальной (телескопической) оптической системой в обратном ходе лучей.

Из (1) также следует, что увеличение светоприемной апертуры $S_{пр}$ увеличивает предельную дальность действия лазерного дальномера. В связи с этим, апертура оптической системы, принимающей эхо-сигнал, всегда имеет больший диаметр, чем апертура расширителя.

Оптическая составляющая и лазерные источники дальномеров. Оптическая часть действующих лазерных спутниковых дальномеров разнообразна и до недавнего времени, как правило, имела три независимых оптических системы различного диаметра, установленных на одном поворотном устройстве: систему для приема отраженного сигнала, систему для визуального контроля наведения на КА и оптическую систему для коллимации лазерного пучка. По такой схеме были реализованы спутниковые дальномеры первого поколения ЛД-1, ЛД-2, ЛД-3, «Малая сажень», телескоп траекторных измерений Алтайского оптического лазерного центра (АОЛЦ) «Сажень-Т» [3]. Оптическая схема расширителя в аналогичных дальномерах, как правило, выполняется по схеме Галилея.

Большое распространение в лазерных спутниковых дальномерах получили лазерные излучатели (ЛИ), в которых активным элементом является иттриево-алюминиевый гранат, активированный трехвалентным ниодимом ($Y_3A_{l5}O_{12}$:Nd_3). Преимуществами таких ЛИ являются высокий КПД преобразования электрической энергии накачки в световую энергию излучения до 2 %, более низкий порог возбуждения активных центров и возможность генерации моноимпульсов с частотой до 50 Гц [4]. В данных ЛИ происходит генерация излучения на длине волны 1064 нм и после удвоения частоты – 532 нм, которое успешно используется в лазерных спутниковых дальномерах.

Излучение, генерируемое YAG:Nd-лазерами на длине волны 1064 нм, и излучение второй гармоники 532 нм целесообразно одновременно использовать в дисперсионном методе определения поправки среднего коэффициента преломления атмосферы. В данном методе для определения поправки используется разность оптических путей для двух различных длин волн на измеряемой трассе [5–7].

Пропускание атмосферы на данных динах волн близко к единице. На рис. 1 приведены спектры пропускания атмосферной газовой смеси с температурой 296 К, давлением 1 атм и толщиной 30 км. Спектры пропускания построены с помощью информационной системы «Спектроскопия атмосферных газов», которая предназначена для моделирования и визуализации молекулярных спектров поглощения [8; 9].

Помимо YAG:Nd-лазеров возможно использование алюмоиттриевого граната, легированного гольмием и тулием (Ho,Tm:YAG). Данный лазер генерирует излучение на длине волны 2098 нм [10]. На рис. 2 приведен спектр пропускания атмосферной газовой смеси при толщине 100 км для длин волн от 2097,0 до 2098,5 нм.

На длине волны 2098 нм пропускание составляет примерно 50–60 %, что сужает область применения данного излучения в области дальнометрии в атмосферных условиях до уровня лазерных радаров с радиусом обнаружения объектов до 100–150 км. В заатмосферных условиях данного ограничения не существует.

Уменьшение расходимости лазерного излучения в радарах позволяет повысить дальность обнаружения объектов, точность определения направления на объект (повышение углового разрешения) и снизить влияние рельефа в определении дальности.

В табл. 1 приведены известные варианты расширителей лазерного пучка, выполненных по схеме Галилея и Кеплера [11–19], коллимирующие лазерный пучок для соответствующих длин волн без дополнительной перефокусировки. Данные расширители могут быть использованы в лазерных дальномерах, лидарах или лазерных радарах. В табл. 1 указаны рабочие длины волн, диаметр входного и выходного зрачка и увеличение системы.

Для минимизации массогабаритных размеров разработаны и успешно используются оптические схемы, в которых оптические конструкции или элементы являются общими для системы коллимации лазерного луча, системы приема отраженного сигнала, системы визуального контроля наведения и сопровождения. Выходные линзы расширителей ЛП, приведенных в табл. 1, не представляется возможным использовать как элементы светоприемной оптики ввиду их малого диаметра.

Полностью или частично совмещённые оптические схемы реализованы в лазерных дальномерах четвертого поколения «Симеиз-1873» [20], «Сажень-ТМ» [21], «Сажень-С» (АЗТ-28М) [22] и др.

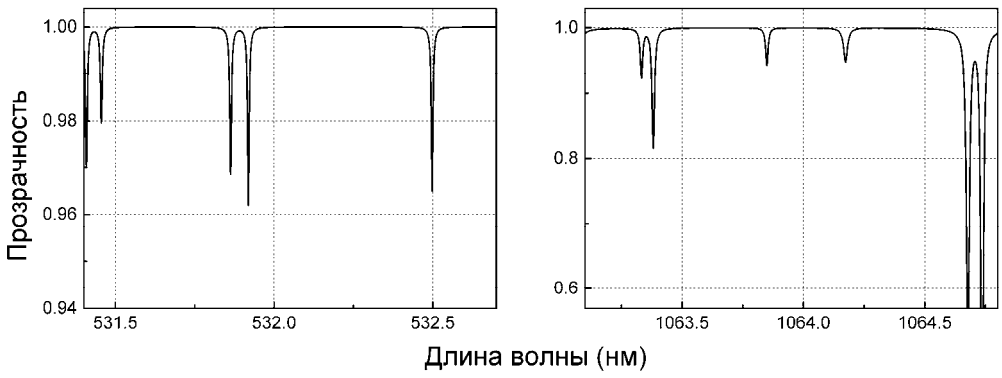


Рис. 1. Пропускная способность атмосферной смеси газов вблизи длин волн 532 и 1064 нм при толщине 30 км, давлении 1 атм и температуре 296 К

Рис. 2. Пропускная способность атмосферной смеси газов для диапазона длин волн от 2097,0 до 2098,5 нм при толщине 100 км, давлении 1 атм и температуре 296 К

Таблица 1

Известные расширители лазерного пучка, выполненные по обратной оптической схеме Галилея и Кеплера

Длины волн, мкм	Диаметр, ($D_{вх}$, мм) / ($D_{вых}$, мм)	Увеличение, крат
1,064, 0,355 и 0,266	8,0 / 60,0	7,5
1,57 и 0,66	3,0 / 34,2	11,4
1,064 и 0,266	8,0 / 56,0	7,0
1,064 и 0,63	3,6 / 25,7	7,0
1,064	6,3 / 132,0	21,0
0,365–1,3	2,0 / 10,0	5,0
0,365–1,3	2,0 / 20,0	10,0
0,694	10 / 143,0	14,3
1,064 и 0,532 (схема Кеплера)	9,0 / 124,0	13,8

В дальномере «Симеиз-1873» используется в качестве расширителя зеркально-линзовая система с диаметром главного зеркала 1 м, которое также выполняет роль светоприемной апертуры для эхо-сигнала с длиной волны 532 нм. Существуют предложения в данном дальномере использовать теневой конус вторичного зеркала Манжена для оптического тракта расширителя лазерного пучка для излучения на длинах волн 1064 и 532 нм, при этом выходную линзу расширителя предлагается установить в отверстии вторичного зеркала системы [23]. Это по сути делает расширитель независимой оптической системой, выполненной по схеме Галилея.

Лазерные спутниковые дальномеры «Сажень-ТМ», «Сажень-С» (АЗТ-28М) используют только излучение второй гармоники лазеров на алюмоиттриевом гранате, активированном ниодимом (532 нм).

Таким образом, для реализации преимущества локации спутников в многоволновом режиме необходимо разработать оптическую систему, которая без дополнительной перефокусировки способна уменьшить расходимость лазерного излучения для нескольких длин волн одновременно.

Целью работы являлась разработка расширителя лазерного пучка, который формирует пучок большей апертуры, что позволяет уменьшить расходимость

лазерного излучения без дополнительной перефокусировки для оптического и ближнего ифракрасного диапазона длин волн. При этом в обратном ходе лучей данный расширитель должен иметь возможность использоваться как оптическая система, принимающая эхо-сигнал.

Выбор основных характеристик оптической схемы расширителя. Зеркальные оптические системы, в отличие от линзовых и катадиоптрических систем, свободны от хроматических аберраций. Афокальной зеркальной системой является классическая система Мерсена, состоящая из двух параболических зеркал, фокусы которых совмещены. Изготовление асферических поверхностей влечет за собой удорожание изделия, поэтому для минимизации затрат целесообразно использовать сферические поверхности. При замене параболических зеркал в системе Мерсена на сферические необходимо добавить линзовые компоненты для исправления сферической аберрации и хроматизма. Оптические бесцветные стекла по ГОСТ Р3514–94 имеют в ИК-области границу пропускания 2,6–2,7 мкм [24]. На этих длинах волн при толщине 10 мм коэффициент пропускания равен 50 %.

При использовании (Ho,Tm):YAG-лазера следует включить в спектральный диапазон расширителя длину волны 2098 нм.

Для предотвращения атмосферного воздействия на оптические компоненты расширителя используется на выходе корректирующая аберрации линза (Л), на центральную часть которой нанесено отражающее покрытие, играющее роль вторичного зеркала (рис. 3). Большой диаметр выходной линзы (~ 300 мм) позволит использовать её в обратном ходе лучей как питающую оптику для камеры визуального контроля.

Лазерный пучок ЛП на выходе из расширителя проходит между краем выходной корректирующей линзы Л и краем вторичного зеркала З (максимальный диаметр которого можно оценить примерно в 30 % от диаметра линзы). Чтобы края лазерного пучка не экранировались краем линзы и вторичным зеркалом, ограничим его диаметр 50 мм. Этому размеру удовлетворяет 7-кратное увеличение системы при диаметре луча лазера на входе ~ 7 мм.

Диаметр выходного зрачка совпадает с диаметром корректирующей линзы Л ~ 300 мм. При семикратном увеличении системы входной зрачок должен быть равен ~ 42 мм.

Также для возможности стационарного расположения лазерного излучателя необходимо использовать фокус Куде. Для этого в оптическую схему вносятся два плоских зеркала под углом 45°: одно зеркало $Д_2$ расположено в трубе расширителя, второе $Д_1$ – за пределами линз. Между зеркалами $Д_1$ и $Д_2$ расположена окулярная часть (ОЧ). ЗМ – сферическое зеркало Манжена. Вынос входного зрачка ~ 100 мм.

В данной оптической схеме луч лазера, входящий в расширитель, должен быть параллелен оптической оси. Целесообразно рассчитать систему, в которой отклонение от параллельности к оси не сказывается на расходимость лазерного пучка на выходе. Ограничим угол поля системы 0,4° (т. е. отклонение ±0,2° к оптической оси).

Таким образом, требования к оптической схеме расширителя: закрытая труба, все оптические поверхности – сферические, диаметр входного зрачка ~ 42 мм, выходного зрачка ~ 300 мм, увеличение ~ 7 крат, поле зрение системы – 0,4°, вынос входного зрачка ~ 100 мм, рабочие длины волн 435–2098 нм.

Расчет и оптимизация. Расчет и оптимизация параметров оптических элементов расширителя и минимизация аберраций и проводились с помощью программного пакета CodeV.

За основу была взята оптическая схема мениской телескопической системы. Причем объективная часть системы (рис. 3) состоит из зеркала Манжена ЗМ, корректирующего мениска Л, на поверхности которого в центральной части нанесено отражающее покрытие З. А окулярная часть была представлена в виде одиночной рассеивающей линзы. Для исправления аберраций в окулярную часть ОЧ были дополнительно внесены две линзы. Все поверхности оптических элементов – сферические. Основные характеристики расширителя лазерного пучка после оптимизации параметров оптических элементов приведены в табл. 2. Оптимизация параметров оптических элементов проходила таким образом, чтобы радиусы кривизны поверхностей оптических элементов совпадали с рядами рекомендованных значений радиусов сферических поверхностей [25].

Поэлементные характеристики зеркально-линзового расширителя лазерного пучка приведены в табл. 3, где указаны радиусы кривизны поверхностей, световой диаметр линз и их толщина, значение воздушных промежутков между линзами и марка стекла, из которого они изготовлены. Отсчет номеров поверхностей расширителя начинается с первой поверхности от диагонального зеркала $Д_1$ в направлении зеркала $Д_2$ и далее по ходу луча (рис. 3).

Входной зрачок расположен на расстоянии 100 мм от первой поверхности окулярной линзы. Угол поля зрения оптической системы составляет 0,4°. Другими словами, если луч лазера будет не параллелен оптической оси на величину ±0,2°, то это отклонение существенно не скажется на расходимость луча на выходе из расширителя.

Система зеркал, состоящая из зеркал $Д_2$ и $Д_1$ (рис. 3), введена для того, чтобы использовать фокус Куде. Точка фокуса в системе Куде неподвижна относительно поверхности Земли, что позволяет использовать стационарно источник лазерного излучения. Установка оборудования на станине лазерного дальномера снижает нагрузку на опорно-поворотное устройство (ОПУ), что позволяет снизить ее вес.

При расчете расширителя лазерного пучка использовались марки стёкл ЛК7, ТФ10, К8 [26–28], изготавливаемые на Лыткаринском заводе оптического стекла. Соответствие марок стёкол по каталогу ЛЗОС маркам стекла зарубежных производителей представлено в табл. 4 [29]. При замене отечественных стекол на стекла зарубежных производителей возможна небольшая коррекция толщин линз и расстояний между ними.

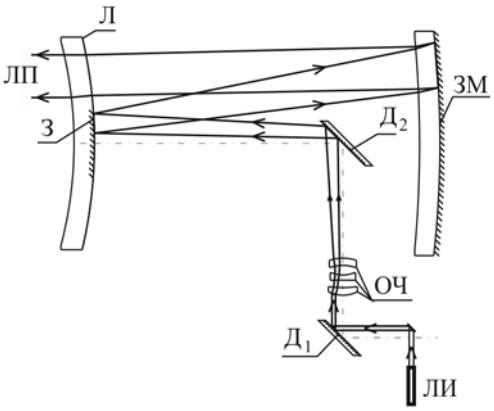


Рис. 3. Оптическая схема расширителя лазерного пучка:
ЛИ – лазерный излучатель; ЛП – лазерный пучок; $Д_1$ и $Д_2$ – плоские зеркала, расположенные под углом 45° к оптической оси; Л – корректирующая линза; З – центральная часть линзы Л с отражающим покрытием; ЗМ – зеркало Манжена; ОЧ – окулярная часть

Таблица 2

Основные характеристики расширителя лазерного пучка

Диаметр входного зрачка, мм	42,0
Диаметр выходного зрачка, мм	298,0
Диапазон длин волн, нм	435–2098
Увеличение, крат	7,1
Поле зрения, °	0,4

Таблица 3

Поэлементные данные об оптических элементах расширителя лазерного пучка

№ поверхности	Радиус кривизны, мм	Световой диаметр, мм	Толщина, мм	Наполнение, материал
1	50,23	42,8 (57,9)	12,0	ЛК7
2	155,60	40,3 (55,2)	11,7	воздух
3	–1061,7	37,2 (50,8)	8,1	К8
4	47,32	35,0 (46,3)	15,0	воздух
5	–60,67	36,0 (46,7)	11,4	ТФ10
6	–68,39	39,7 (51,3)	180,0	воздух
7*	∞	94,6 (96,8)	–390,0	воздух
8	–732,80	112,0 (116,3)	510,4	воздух
9	–1845,0	333,4 (336,9)	32,0	ЛК7
10	–1599,6	344,2 (347,6)	–32,0	ЛК7
11	–1845,0	341,7 (345,0)	–510,4	воздух
12	–732,8	325,8 (326,0)	–32,0	ЛК7
13	–632,4	320,2 (320,2)		

Таблица 4

Соответствие марки стекла каталога ЛЗОС маркам стекла зарубежных производителей

Марка стекла		
ЛЗОС	ШОТТ (SCHOTT)	OXAPA (OHARA)
ЛК7	FK	FSL
К8	BK7	BSL7
ТФ10	–	–

Оптимизация и расчет параметров оптических компонентов расширителя проводились для длин волн от 435 до 2098 нм. Спектральные коэффициенты пропускания стекол ЛК7, К8 и ТФ10 для оптического и ближнего инфракрасного диапазона от 435 до 1500 нм близки к единице и приведены с шагом 20 нм в каталоге бесцветных стёкол Лыткаринского завода оптического стекла [26–29]. Несмотря на утверждение, что все оптические бесцветные стекла по ГОСТ Р3514–94 прозрачны до длины волны 2,6–2,7 мкм [24], следует дополнительно исследовать оптические заготовки для изготовления элементов расширителя на предмет определения коэффициента спектрального пропускания для требуемой длины волны, если она находится в диапазоне от 1500 до 2098 нм.

Анализ оптической системы. Минимизация аберраций оптической системы проводилась для восьми спектральных линий, которые равномерно покрывают рабочий диапазон расширителя: 435,8343, 479,9914, 546,0740, 656,2725, 1060,0, 1529,5820, 1700,0 и 1970,09 нм.

Точечные диаграммы расходимости полноапертурного пучка для соответствующих длин волн приведены на рис. 4. Для каждой спектральной линии приведена диаграмма для углов поля 0,0°, 0,1° и 0,2°. Сторона квадрата соответствует размеру 4 угловых секунды.

Распределение световой энергии в интегральном по длинам волн «белом» луче приведено на рис. 5. Круглым маркером обозначена кривая распределения на оси, треугольным – на расстоянии 0,1° от оси, и крестиком – на угле 0,2° от оси. Из распределения следует, что более 80 % энергии пучка находится в растворе ~ 1,0″.

Анализ аберраций оптической системы расширителя был проведен при помощи модели параксиальной линзы (тонкая положительная линза, не вносящая дополнительные аберрации), которая фокусирует коллимированный пучок. Были оценены среднеквадратичный угол расходимости пучка и число Штреля для соответствующих длин волн, падающих параллельно оптической оси расширителя, и на краю поля 0,2° (табл. 5). Также оценена расходимость и число Штреля для «белого» луча света с диапазоном длин волн от 435 до 2098 нм. Число Штреля, близкое к единице, свидетельствует о том, что рассчитанная оптическая схема расширителя является практически безаберрационной, т. е. дифракционно-ограниченной.

Расширитель в обратном ходе лучей. Как отмечалось ранее, расширитель также целесообразно использовать в обратном ходе лучей как светоприемную аппаратуру для регистрации отраженных эхо-сигналов при лазерной локации спутников и как питающую оптику для визуального сопровождения КА. Совмещая в себе одновременно многоволновой расширитель и приемную оптическую систему, достигается уменьшение массогабаритных характеристик лазерного спутникового дальномера.

Входной зрачок расширителя в прямом ходе лучей находится на расстоянии 100 мм от первой окулярной линзы. При использовании расширителя в качестве светоприемной системы и совмещении входного зрачка с корректирующей линзой Л расходимость лазерного пучка будет иметь иное значение. При ограничении поля зрения светоприемной оптической системы до 0,3° расходимость для «белого» луча принимает следующие значения:

– в центре поля (0,0°) – расходимость 4,7″ и число Штреля 0,786;

– в середине поля (0,075°) – расходимость 7,5″ и число Штреля 0,542;

– на краю поля (0,15°) – расходимость 15,2″ и число Штреля 0,032.

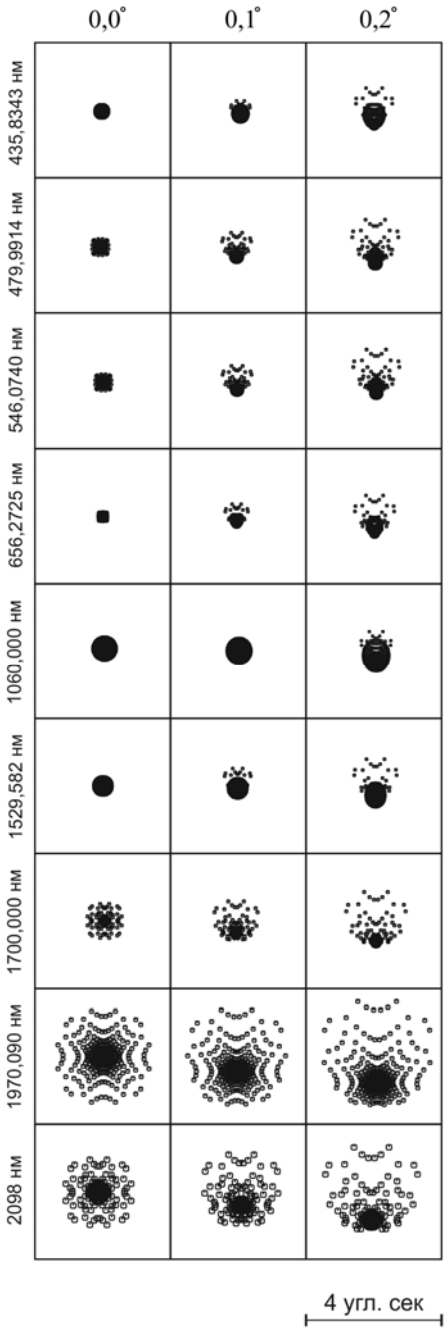


Рис. 4. Точечные диаграммы расхождения лазерного пучка на выходе из расширителя для соответствующих длин волн в зависимости от угла: 0° – входящий лазерный пучок параллелен оптической оси расширителя; 0,1° и 0,2° – угол между оптической осью расширителя и входящим лазерным пучком

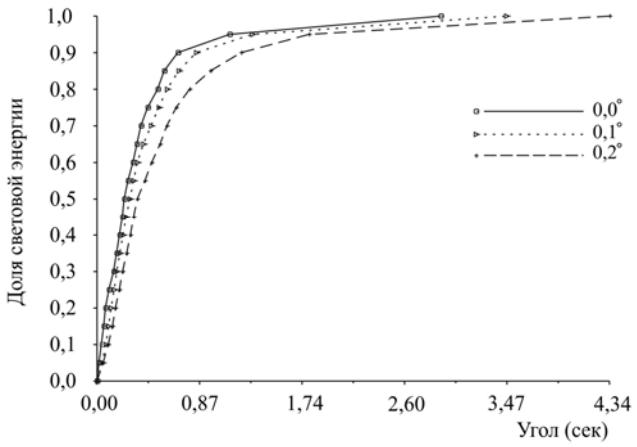


Рис. 5. Угловое распределение световой энергии в интегральном по длинам волн световом пучке на углах поля 0,0°, 0,1° и 0,2°

Таблица 5

Расходимость пучков для различных длин волн после прохождения расширителя, число Штреля

Длина волны, нм	Угол поля, °	Расходимость, ″	Число Штреля
435,8343	0,0 0,2	0,25 0,52	0,984 0,938
479,9914	0,0 0,2	0,23 0,56	0,988 0,952
546,0740	0,0 0,2	0,18 0,51	0,992 0,965
656,2725	0,0 0,2	0,18 0,50	0,996 0,978
1060,0	0,0 0,2	0,21 0,53	0,999 0,992
1529,5820	0,0 0,2	0,33 0,62	0,999 0,995
1700,0	0,0 0,2	0,39 0,66	0,999 0,996
1970,09	0,0 0,2	1,34 1,51	0,998 0,995
2098	0,0 0,2	2,1 2,2	0,998 0,995
435,0–2098,0	0,0 0,2	2,11 2,25	0,982 0,950

В обратном ходе лучей данный расширитель будет свободен от виньетирования, если световые диаметры линз увеличить. Рассчитанные световые диаметры линз приведены в скобках в табл. 3 в соответствующей колонке.

Для дальнейшей фокусировки пучка и регистрации эхо-сигнала в оптическую схему следует дополнительно ввести следующие элементы: объектив для оптического диапазона, фокусирующая линза для фокусировки эхо-сигнала на детектор, фильтрующие элементы. Соответственно расчет объектива и фокусирующих линз должен проводиться совместно с расширителем для исправления аберраций оптической системы в обратном ходе лучей [30].

Заключение. Рассчитанная нами оптическая схема расширителя является дифракционно ограниченной и коллимирует световое излучение для диапазона длин волн от 435 до 2098 нм без дополнительной перефокусировки. Благодаря этому возможно использование многолучевой локации космических аппаратов, что позволяет определить поправку в определение среднего коэффициента преломления атмосферы дисперсионным методом.

Имея большой диаметр выходной линзы, данная схема может быть использована как питающая оптика для объективов камеры сопровождения КА и детекторов приема эхо-сигнала спутникового дальномера.

Наличие фокуса Куде позволяет использовать стационарно установленную аппаратуру, т. е. для нее практически нет ограничений по весу.

Упрощению и удешевлению процесса изготовления оптических компонентов расширителя способствует: 1) отсутствие асферических поверхностей; 2) радиусы кривизны для сферических поверхностей, выбранные из списка ГОСТ 1807–75; 3) оптические стекла линз, выбранные из каталога отечественного производителя.

Библиографические ссылки

1. Аснис Л. А., Васильев В. П. Лазерная дальнометрия. М. : Радио и связь, 1995. 256 с.

2. Козинцев В. И., Белов М. Л., Орлов В. М. Основы импульсной лазерной локации. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 571 с.

3. Алтайский оптико-лазерный центр [Электронный ресурс]. URL: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/139-2009-04-13-12-49-38.html (дата обращения: 10.04.2016).

4. Лазеры на алюминоиттриевом гранате с ниодимом / Г. И. Зверев [и др.]. М. : Радио и Связь, 1985. 143 с.

5. Прилепин М. Т. О новом способе вычисления рефракции с использованием дисперсии света // Тр. ЦНИИГАИК.1957. Вып. 114. С. 127.

6. Degnan J. J. Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review // Contributions of Space Geodesy to Geodynamics: Technology / D. E. Smith and D. L. Turcotte (Eds.). AGU Geodynamics Series. 1993. Vol. 25. P. 133–162.

7. Abshire J. B., Gardner C. S. Atmospheric Refractivity Corrections in Satellite Laser Ranging // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. 1985. Vol. GE-23, No. 4. P. 414–425.

8. Михайленко С. Н., Бабиков Ю. Л., Головко В. Ф. Информационно-вычислительная система «Спектроскопия атмосферных газов». Структура и основные функции // Оптика атмосферы и океана. 2005. Т. 18, № 09. С. 765–776.

9. Спектроскопия атмосферных газов [Электронный ресурс]. URL: http://spectra.iao.ru/1280x796/ru/ (дата обращения: 10.04.2016).

10. Эффективная генерация на длине волны 2,1 мкм в лазере на кристалле Ho:YAG с накачкой излучением Tm:YLF-лазера / Н. Г. Захаров [и др.] // Квантовая электроника. 2010. Т. 40, № 2. С. 98–100.

11. Пат. 135159 МПК G 02 B 27/09 (2006.1). Апохроматический расширитель лазерного пучка трехволнового Nd:YAG-лазера / Симонова Г. В., Коханенко Г. П., Понаморев Ю. Н. № 2013132268/28 ; заявл. 11.07.2013 ; опубл. 27.11.2013, Бюл. № 33.

12. Пат. 75245 МПК G 02 B 23/00 (2006.1). Телескопический расширитель лазерного пучка типа Галилея / Кунделева Н. Е., Цуркан В. Л., Сычев И. В. № 2008109615/22 ; заявл. 11.03.2008 ; опубл. 27.07.2008, Бюл. № 21.

13. Пат. 89727 МПК G 02 B 23/00 (2006.1). Ахроматический расширитель лазерного пучка для УФ- и ИК-областей спектра / Симонова Г. В., Макогон М. М., Понаморев Ю. Н., Коханенко Г. П., Рынков О. А. № 2009129019/22 ; заявл. 27.07.2009 ; опубл. 10.12.2009, Бюл. № 34.

14. Пат. 76723 МПК G 02 B 23/00 (2006.1). Телескопический расширитель лазерного пучка / Анохина Л. В., Кунделева Н. Е., Янаев В. Н. № 2008101871/22 ; заявл. 17.01.2008 ; опубл. 27.09.2008, Бюл. № 27.

15. Пат. 112453 МПК G 02 B 23/00 (2006.1). Телескопический расширитель лазерного пучка типа Галилея / Анохина Л. В., Зубелевич В. В., Пашевич Ю. А. № 2011130487/28 ; заявл. 21.07.2011 ; опубл. 10.01.2012, Бюл. № 1.

16. Пат. US5329404 (A) МПК G 02 B 9/34. Laser beam expander: 5X / Robb Paul N. US19920979015 19921120 ; United States Patent ; 1994-07-12.

17. Пат. US5305150 (A) МПК G 02 B9/34. Laser beam expander: 10X / Robb Paul N. US19920979016 19921120 ; United States Patent ; 1994-04-19.

18. Четырехосный полуавтоматический спутниковый лазерный дальномер ЛД-2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Рига, 1983.

19. Пат. 158459 МПК G 02 B 23/00 (2006.1). Ахроматический двухволновой расширитель лазерного пучка / Лапухин Е. Г., Владимиров В. М., Границкий Л. В. № 2015112066/28 ; заявл. 21.07.2011 ; опубл. 10.01.2016, Бюл. № 1.

20. Неяченко Д. И. Некоторые изменения в оптической части дальномера «Крым» // Бюллетень Українського центру визначення параметрів обертання Землі. 2009. No. 3. P. 21–23.

21. Лазерный дальномер «Сажень-ТМ-Д» [Электронный ресурс]. URL: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/115-2009-04-13-11-00-28.html (дата обращения: 24.11.2015).

22. Квантово-оптическая система «Сажень-С» [Электронный ресурс]. URL: http://kik-sssr.ru/Sazhen-C.htm (дата обращения: 10.04.2016).

23. Project to Optimize the Simeiz-1873 LSR Optical System / O. A. Minin [et al.] // Bull. of the Crimean Astrophys. Obs. 2008. Vol. 104, No. 1. P. 199–203.

24. Справочник технолога-оптика / под ред. С. М. Кузнецова, М. А. Окатова. Л. : Машиностроение, 1983. 414 с.

25. ГОСТ 1807–75. Радиусы сферических поверхностей оптических деталей. Ряды числовых значений. Введ. 01.01.1977. М. : Изд-во стандартов, 19 с.

26. Glass type LK7 [Электронный ресурс]. URL: http://lzos.ru/glass_pdf/LK7.pdf (дата обращения: 24.11.2015).

27. Glass type K8 [Электронный ресурс]. URL: http://lzos.ru/glass_pdf/K8.pdf (дата обращения: 24.11.2015).

28. Glass type TF10 [Электронный ресурс]. URL: http://lzos.ru/glass_pdf/TF10.pdf (дата обращения: 24.11.2015).

29. Catalogue of glass LZOS [Электронный ресурс]. URL: http://lzos.ru/content/view/77/29/ (дата обращения: 24.11.2015).

30. Лапухин Е. Г., Владимиров В. М., Границкий Л. В. Объектив камеры сопровождения для спутникового лазерного дальномера оптического диапазона // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 147–153.

References

1. Asnis L. A., Vasil'ev V. P. *Lazernaya dal'nometriya*. [Laser distances measurement]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1995, 256 p.

2. Kozintsev V. I., Belov M. L., Orlov V. M. *Osnovy impul'snoy lazernoy lokatsii*. [Bases of a laser location]. Moscow, MGTU Publ., 2010, 571 p.

3. *Altayskiy optiko-lazernyy tsentr*. [Altai optical laser center] (In Russ). Available at: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/139-2009-04-13-12-49-38.html (accessed: 24.11.2015).

4. Zverev G. I., Gameev Yu. D., Shalaev E. A., Shokin A. A. *Lazery na alyuminoittrievom granate s niodimom* [YAG:Nd Lasers]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1985, 143 p.

5. Prilepin M. T. [About a new method of calculating the refraction using a dispersion of light]. *Trudy Tsniigaik*. 1957, Vol. 114, P. 127–135 (In Russ.).

6. Degnan J. J., “Millimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review”, in Contributions of Space Geodesy to Geodynamics: Technology, D. E. Smith and D. L. Turcotte (Eds.), AGU Geodynamics Series, 1993, Vol. 25, P. 133–162.

7. Abshire J. B., Gardner C. S. Atmospheric Refractivity Corrections in Satellite Laser Ranging. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. 1985, Vol. GE-23, No. 4, P. 414–425.

8. Mikhaylenko S. N., Babikov Yu. L., Golovko V. F. [Information-calculating system Spectroscopy of Atmospheric Gases. The structure and main functions]. *Optika atmosfery i okeana*. 2005, Vol. 18, No. 09, P. 765–776 (In Russ.).

9. *Spektroskopiya atmosfernykh gazov*. [Spectroscopy of Atmospheric Gases]. (In Rus). Available at: http://spectra.iao.ru/1280x796/ru/ (accessed: 10.04.2016).

10. Zakharov N. G., Antipov O. L., Sharkov V. V., Savikin A. P. [Efficient lasing at 2.1 μm in a Ho:YAG laser pumped by a Tm:YLF laser]. *Kvantovaya elektronika*. 2010, Vol. 40, No. 02, P. 98–100 (In Russ.).

11. Simonova G. V., Kokhanenko G. P., Ponamorev Yu. N. *Apokhromaticheskiy rasshiritel’ lazernogo puchka trekhvolnovogo Nd:YAG lazera*. [Apochromatic expander of laser beam three-rays of Nd:YAG-laser]. Patent RF, No. 135159, 2013.

12. Kundeleva N. E., Tsurkan V. L., Sychev I. V. *Teleskopicheskiy rasshiritel’ lazernogo puchka tipa Galileya* [Telescopic expander of laser beam of Galilei-type]. Patent RF, No. 75245, 2008.

13. Simonova G. V., Makogon M. M., Ponamorev Yu. N., Kokhanenko G. P., Rynkov O. A. *Akhromaticheskiy rasshiritel’ lazernogo puchka dlya UF i IK oblastey spectra* [Achromatic expander of laser beam for ultraviolet and infrared band]. Patent RF, No. 89727, 2009.

14. Anokhina L. V., Kundeleva N. E., Yanaev V. N. *Teleskopicheskiy rasshiritel’ lazernogo puchka* [Telescopic expander of laser beam]. Patent RF, No. 76723, 2008.

15. Anokhina L. V., Zubelevich V. V., Pashevich Yu. A. *Teleskopicheskiy rasshiritel’ lazernogo puchka tipa Galileya* [Telescopic expander of laser beam of Galilei-type]. Patent RF, No. 112453, 2012.

16. Robb Paul N. Laser beam expander: 5X. Patent US, No. US5329404, 1994.

17. Robb Paul N. Laser beam expander: 10X. Patent US, No. US5305150, 1994.

18. *Chetyrekhosnyy poluavtomaticheskiy sputnikovyy lazernyy dal’nomer LD-2. Tekhnicheskoe opisanie i instruktsiya po ekspluatatsii* [Semi-automatic satellite laser range finder of LD-2]. Riga, 1983.

19. Lapukhin E. G., Vladimirov V. M., Granitskiy L. V. *Akhromaticheskiy dvukhvolnovoy rasshiritel’ lazernogo puchka* [Achromatic expander of laser beam for two-rays]. Patent RF, No. 158459, 2016.

20. Neyachenko D. I. [Changes in optical part of a Satellite Laser Ranging Crimea]. *Byulleten’ Ukraïns’kogo tsentru viznachennya parametriv obertannya Zemli*. 2009, No. 3, P. 21–23 (In Russ.).

21. *Lazernyy dal’nomer “Sazhen’-TM-D”*. [Laser ranger Sazhen’-TM-D] (In Rus). Available at: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/115-2009-04-13-11-00-28.html (accessed: 15.09.2015).

22. *Kvantovo-opticheskaya sistema “Sazhen’-S”*. [Laser system Sazhen-S] (In Rus). Available at: http://kik-sssr.ru/Sazhen-C.htm (accessed: 10.04.2016).

23. Minin O. A., Neyachenko D. I., Artyomov I. V., Dmitrotsa A. I. Project to Optimize the Simeiz-1873 LSR Optical System. *Bull. of the Crimean Astrophys. Obs.* 2008, Vol. 104, No. 1, P. 199–203.

24. Kuznetsov S. M., Okatov M. A. *Spravochnik tekhnologa-optika* [Handbook of the technologist-optician]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1983, 414 p.

25. *GOST 1807–75 Radiusy sfericheskikh poverkhnostey opticheskikh detaley. Ryady chislovykh znacheniy.* [State Standard 1807–75 Radiuses of spherical surfaces of optical details. Ranks of numerical values]. Moscow, IPK Standartinform Publ., 1989, 19 p.

26. Glass type LK7. Available at: http://lzos.ru/glass_pdf/LK7.pdf (accessed: 24.11.2015).

27. Glass type K8. Available at: http://lzos.ru/glass_pdf/K8.pdf (accessed: 24.11.2015).

28. Glass type TF10. Available at: http://lzos.ru/glass_pdf/TF10.pdf (accessed: 24.11.2015).

29. Catalogue of glass LZOS. Available at: http://lzos.ru/content/view/77/29/ (accessed: 24.11.2015.

30. Lapukhin E. G., Vladimirov V. M., Granitskiy L. V. [Camera lens for a satellite laser ranging for visual targeting optical range]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 1, P. 147–153 (In Russ.).

© Владимиров В. М., Границкий Л. В.,
Лапухин Е. Г., 2016

УДК 621.454.2

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 945–955

МЕТОД РАСЧЕТА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ ПРИ УСТАНОВИВШЕМСЯ ИМПУЛЬСНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ

А. Г. Воробьев*, С. С. Воробьева

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Российская Федерация, 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
*E-mail: formula1_av@mail.ru

Представлен метод расчета теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ).

Рассмотрена физическая картина процессов, протекающих в ЖРДМТ на режиме запуска и останова двигателя. Выявлены трудности при моделировании процессов запуска и останова ЖРДМТ из-за наличия сопряженных внутрикамерных процессов, протекающих при работе смесительных элементов на нерасчетных режимах при изменяющемся давлении в камере сгорания.

Представлена математическая модель, позволяющая прогнозировать тепловое поле конструкции камеры на различных режимах работы двигателя. Для моделирования процессов запуска и останова двигателя применяется квазистационарный подход, заменяющий неустановившийся процесс набором установившихся процессов с изменяемыми по времени рабочими параметрами.

Исходные данные для математической модели соответствуют параметрам ЖРДМТ тягой 200 Н, разработанного в МАИ, работающего на компонентах азотный тетроксид + несимметричный диметилгидразин. Двигатель оснащен съемной смесительной головкой, которая содержит двухкомпонентную центробежную форсунку и щелевой пояс завесы из горючего, обеспечивающий защиту стенки камеры сгорания.

Представлены результаты математического моделирования работы рассматриваемого ЖРДМТ в импульсных установившихся режимах работы. Рассмотрены режимы при импульсе 0,05 с и паузе 0,05 с, при импульсе 1 с и паузе 1 с, а также режим, состоящий из наборов импульсов разной продолжительности. Получены температуры стенки камеры в характерных сечениях, зависимости температуры стенки по времени для внешней и внутренней поверхностей стенки камеры. Показано, что в импульсных режимах работы между импульсами присутствует большой температурный градиент на внутренней поверхности стенки камеры.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель малой тяги, тепловое состояние, математическое моделирование, установившийся импульсный режим, нестационарный тепловой режим, камера сгорания, завесное охлаждение.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 945–955

THE METHOD OF CALCULATION OF THERMAL STATE OF CHAMBER FOR STEADY STATE IMPULSE OPERATION OF LIQUID ROCKET ENGINE OF SMALL THRUST

A. G. Vorobyev*, S. S. Vorobyeva

Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe sh., A-80, Moscow, 125993, Russian Federation
*E-mail: formula1_av@mail.ru

In this article, there is a method of calculation of thermal state of chamber of liquid rocket engine of small thrust.

There is a physical picture of the processes occurring in the small thrust rocket engine during start and stop moments of motor. The difficulties in modeling the processes during star and stop of small thrust jet engine are presented. The cause is conjugated intra-chamber physically processes occurring at varying parameters during the mixing elements in the off-design conditions.

In the article, a mathematical model to predict the thermal state of the combustion chamber for the different modes of engine operation is presented. To simulate the process of starting and stopping the engine applies a quasi-steady approach that replaces the transient process by set of steady-state processes with variable time operating parameters.

The initial data for mathematical model is parameters of small thrust rocket engine, developed in Moscow Aviation Institute, working on the components of the nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine, thrust 200 N. The

engine is equipped with a separated mixing head, which contains two-component jets, and film cooling by fuel that protects the combustion chamber wall.

The results of mathematical simulation of the small thrust rocket engine in the steady pulse modes are given. The pulse modes at 0.05 sec and pause at 0.05 sec, pulse mode at 1 sec and pause at 1 sec and mode, consisting of sets of pulses with different duration are analyzed. The wall temperature of combustion chamber in characteristic sections, depending on the wall temperature by time for internal and external surfaces of the combustion chamber is calculated. The results of calculation for impulse mode approve a large temperature gradient on the internal wall surface of the chamber between pulses are shown.

Keywords: liquid rocket engine of small thrust, rocket thruster, thermal state, mathematical modeling, steady pulse mode, nonstationary thermal mode, combustion chamber, film cooling.

Введение. Двигатели малой тяги, используемые как исполнительные органы системы управления угловым положением КЛА по смыслу своей работы выполняются в основном с радиационной системой охлаждения, поэтому вопрос оценки теплового состояния такого двигателя приобретает большое значение. Импульсный режим является основным режимом работы ЖРДМТ при его использовании в качестве исполнительного элемента системы управления пространственным положением КА [1]. Во многом эффективность работы ЖРДМТ в импульсном режиме работы определяет качество работы и срок эксплуатации всего космического летательного аппарата. Непременным вопросом перед разработчиком ЖРДМТ является обеспечение допустимого теплового состояния двигателя на всех его режимах работы.

Анализ теплового состояния камеры сгорания (КС) ЖРДМТ, работающего на импульсном режиме работы, представляет собой довольно трудную для расчета задачу. Наибольшей сложностью является моделирование неустановившихся процессов при запуске и останове двигателя. Это связано со сложностью сопряженных гидрогазодинамических и химических процессов течения и преобразования топлива в продукты сгорания на нерасчетных режимах работы форсунок при отсутствии противодавления в КС. Модели расчетов процессов в КС на неустановившихся режимах базируются на эмпирических зависимостях, полученных в ходе экспериментальной обработки двигателя [2; 3]. Наличие надежных экспериментальных данных по внутрикамерным процессам на режимах заполнения и опорожнения КС является залогом адекватного моделирования для неустановившихся режимов работы ЖРДМТ.

Трудность расчета неустановившегося режима заставляет использовать квазистационарный метод, когда неустановившиеся режимы работы двигателя (запуск и останов) заменяются набором стационарных установившихся режимов с промежуточными постоянными параметрами рабочего процесса в камере сгорания.

Теоретическое моделирование установившихся импульсных режимов работы двигателя, когда влияние неустановившихся процессов невелико, возможно и без привлечения большого количества экспериментальных данных, но с последующей верификацией полученных результатов. Сложность таких расчетов заключается в следующем: необходимость использования большого количества расчетных соотношений, описывающих установившиеся физические процессы, протекающие в КС двигателя; применение большого объема информации термодинамической базы данных для различных режимов работы двигателя с учетом неравномерного распределения соотношения компонентов в поперечном сечении КС ЖРДМТ, в том числе и по причине присутствия завесного охлаждения; требуется разработка программы расчета нестационарных тепловых процессов при импульсных режимах работы двигателя.

Прогнозирование теплового состояния стенки КС на импульсных режимах работы позволяет проводить анализ и оптимизировать конструктивные параметры двигателя на этапе разработки и проведения испытаний.

Цель работы – на базе уточненной математической модели провести расчет теплового состояния ЖРДМТ на установившемся импульсном режиме работы.

Физическая картина протекания процессов в КС ЖРДМТ при единичном импульсе. Протекание процессов в двигателе при единичном импульсе представляется в следующем виде: после подачи командного электрического сигнала с некоторым запаздыванием начинается процесс открытия клапанов, поступление компонентов в камеру, их воспламенение и рост давления в КС. Одновременно с началом роста давления начинается процесс истечения сначала парогазовой фазы, а затем продуктов сгорания из сопла двигателя. При движении газа вдоль стенки камеры сгорания происходит нарастание пограничных слоев на стенке камеры и сопла. Следовательно, при изменении давления в камере взаимодействие газового потока со стенкой приводит к образованию нестационарного пограничного слоя, через который и осуществляется процесс теплопередачи от газа к стенке. После выхода давления на установившийся уровень происходит стабилизация пограничного слоя по его динамическим параметрам, так как ядро потока становится стабильным и параметры газа в ядре потока можно полагать стационарными.

Ввиду большой тепловой емкости, а следовательно, и тепловой инерционности камеры сгорания, ее температура будет меняться, и в результате взаимодействия пограничного слоя со стенкой будут меняться параметры пограничного слоя, а следовательно, и тепловой поток в стенку. Таким образом, несмотря на стабилизацию течения в ядре потока, из-за взаимной обусловленности параметров стенки и пограничного слоя стабилизации пограничного слоя не произойдёт. Нестационарность процесса теплопередачи будет иметь место до тех пор, пока не установится равенство между количеством подводимого

тепла и отводимого от стенок за счет процессов теплоизлучения и отвода тепла за счет теплопроводности в клапанный агрегат и места крепления двигателя. Ввиду того, что процесс теплоизлучения будет играть заметную роль в балансе тепла только при высоких температурах, время выхода на режим стационарного теплового состояния сравнительно велико. Поэтому, если длительность импульса небольшая, весь процесс теплопередачи за весь импульс будет нестационарным, даже при отсутствии стационарных параметров рабочего процесса в камере сгорания.

После отключения подачи топлива и падения давления в камере начинается процесс охлаждения двигателя за счет радиации и теплоотвода. Если время перерыва между включениями велико, то температура камеры и давление в ней становятся равными температуре и давлению окружающей среды. В этом случае следующий импульс начинается при параметрах, соответствующих параметрам окружающей среды. В таком случае влияния предыдущего импульса на последующий не происходит – двигатель работает в режиме одиночных или несвязных импульсов. Если же время перерыва между импульсами невелико, то следующий импульс начинается при температуре камеры, отличной от температуры окружающей среды, в этом случае будет сказываться влияние работы двигателя в предыдущем цикле на начальные условия очередного импульса. Это будет уже режим работы со связанными по температуре импульсами. Если же за время одного импульса температура стенки успевает стабилизироваться на достаточное продолжительное время – это будет непрерывный стационарный режим работы.

При режиме одиночных импульсов и импульсной работе пограничный слой, образующийся на стенках камеры сгорания и сопла, является нестационарным, так как зависящие от температуры параметры (плотность, вязкость, теплопроводность газа) меняются при изменении температуры стенки и, в свою очередь, изменяют теплоотдачу в стенку. Таким образом, между параметрами пограничного слоя и температурой стенки имеется взаимосвязь (сопряженная задача), что значительно усложняет расчет теплопередачи.

Конструктивные параметры камеры сгорания также влияют на процесс теплопередачи. Так, например, удлинение камеры сгорания приводит к значительной турбулизации пограничного слоя, что, в свою очередь, ведет к увеличению теплового потока в стенку. Выбор материала также определяют характер температурного поля стенки в ее основных сечениях.

Описание математической модели. Математическая модель представляет собой набор функциональных расчетных модулей и интерфейс для задания исходных данных и вывода результатов расчета. Математическая модель [4; 5], включает следующие расчетные модули:

– модуль расчета основных параметров ЖРДМТ;

– модуль построения внутреннего и внешнего профиля стенки КС;

– модуль расчета термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания;

– модуль расчета внутренних и внешних тепловых потоков, действующих на КС;

– модуль расчета параметров динамического пограничного слоя;

– модуль расчета испарения и перемешивания завесных поясов;

– модуль расчета стационарного теплового состояния КС ЖРДМТ;

– модуль расчета нестационарного теплового состояния КС ЖРДМТ для импульсных режимов работы.

Конвективный теплообмен определяется параметрами продуктов сгорания в пристеночном слое. Кроме того, на конвективный теплообмен в условиях ЖРД влияют процессы диссоциации–рекомбинации, химические реакции горения, испарения и разложения жидких компонентов в пограничном слое. Учесть все эти факторы трудно, поэтому при выборе общих расчетных соотношений конвективного теплообмена в условиях ЖРД учитывают только влияние диссоциации–рекомбинации.

На практике для расчета конвективного теплового потока используют приближенную формулу [6], которая с учетом изменения параметров по времени имеет вид

$$q_{\text{к}}(x,t) = B\frac{\tau(\lambda)}{\overline{D}^{1,82}}\frac{P_k^{0,85}(t)}{d_{\text{кр}}^{0,15}}\frac{S(K_{m_{\text{СТ}}}(x),T_{\text{СТ}}(x,t))}{\Pr^{0,58}}, \quad (1)$$

где x – координата сечения; t – время; B – коэффициент, учитывающий переход от вязкости $\mu_{0\text{Г}}$ к вязкости μ_{1000} при температуре 1000 К; $\tau(\lambda)$ – газодинамическая функция; $P_k(t)$ – давление в КС; $S(K_{m_{\text{СТ}}}(x), T_{\text{СТ}}(x,t))$ – функция теплофизических параметров газа, которая зависит от рода топлива, соотношения компонентов в пристеночном слое $K_{m_{\text{СТ}}}(x)$ и температуры стенки $T_{\text{СТГ}}(x,t)$; $\overline{D}$ – относительный диаметр; $d_{\text{кр}}$ – критический диаметр КС; Pr – число Прандтля. Конвективный поток определяется параметрами продуктов сгорания возле стенки с учетом перемешивания пристеночного слоя с завесным слоем. При существовании внутреннего охлаждения необходимо использовать параметры продуктов сгорания, определяемые соотношением компонентов возле стенки $K_{m_{\text{СТ}}}(x)$, а не в ядре потока $K_{m_{\text{Я}}}(x)$.

Лучистый тепловой поток от продуктов сгорания к внутренней поверхности стенки и от внешней поверхности стенки в окружающую среду рассчитывается согласно закону Стефана–Больцмана: мощность излучения прямо пропорциональна четвертой степени температуры тела:

$$q_{\text{л}} = \varphi_{\text{з}}\varepsilon_{\text{ст.эф.}}\varepsilon_{\text{г}}C_0\left[\left(T_{\text{я}}/100\right)^4 - \left(T_{\text{ст}}/100\right)^4\right], \quad (2)$$

где $\varphi_{\text{з}}$ – коэффициент, учитывающий поглощение завесой лучистого потока от ядра ПС; $\varepsilon_{\text{ст.эф.}}$ – эффективная степень черноты материала стенки; $\varepsilon_{\text{г}}$ – степень излучательной способности газа; C_0 – постоянная Стефана–Больцмана; $T_{\text{я}}$ и $T_{\text{ст}}$ – статические температуры ядра и стенки со стороны газа соответственно.

Если существует внутреннее охлаждение стенки путём организации завесы горючим или окислителем, необходимо вычислять длину, на которой завеса остаётся в жидком состоянии. Длину участка испарения завесы можно определить исходя из баланса: тепло, передаваемое от ПС к жидкой пленке, идет на ее прогрев и испарение как [7]:

$$l_{ж} = \eta \frac{\dot{m}_{зав}}{\pi D}\left[\frac{c_{ж}\left(T_S - T_{Н}\right)}{\alpha_{К}\left(T_{Г0} - T_{СР}\right)} + \frac{Q_S}{\alpha_{К}\left(T_{Г0} - T_S\right)}\right], \quad (3)$$

где η – коэффициент, учитывающий процесс частичного срывания пленки с ее поверхности (0,5–0,9); $\dot{m}_{зав}$ – секундный расход жидкости на завесу; πD – длина окружности КС; $T_{Н}$ – начальная температура жидкости; T_S – температура кипения жидкости при данном давлении в КС; $c_{ж}$ – теплоемкость жидкости при средней температуре $T_{СР} = \left(T_{Н} + T_S\right)/2$; Q_S – теплота испарения компонента; $\alpha_{К}$ – конвективный коэффициент теплообмена, вычисленный без учета завесного охлаждения:

$$\alpha_{К} = q_{К0} \Big/ \left(T_{Г0} - T_{СТГ}\right), \quad (4)$$

где $T_{Г0}$, $T_{СТГ}$ – температура газа в пристеночном слое и температура стенки, зависящие от соотношения компонентов в данном сечении, при отсутствии завесы. Коэффициент η зависит от гидродинамики течения пленки и ее взаимодействия с основным потоком, $\eta = f(\mathrm{Re}_з)$, где $\mathrm{Re}_з = \rho_{ж} W_{ж} \delta_{ж} / \mu_{ж} = \dot{m}_{зав} / \left(\pi D \mu_{ж}\right)$; $\rho_{ж}$ – плотность жидкости; $W_{ж}$ – средняя скорость движения жидкости в пленке; $\delta_{ж}$ – толщина пленки жидкости; $\mu_{ж}$ – вязкость жидкости.

При моделировании теплового состояния стенки КС следует корректно задавать условия внешней конвекции. При моделировании теплового состояния в условиях вакуума внешнюю конвекцию исключаем. При моделировании в условиях атмосферы следует проанализировать внешние условия, действующие на процесс теплообмена. Внешний конвективный тепловой поток вычисляется согласно следующему уравнению: $q_{К.ВНЕШ} = \alpha_{К.ВНЕШ}(T - T_{\infty})$, где $\alpha_{К.ВНЕШ}$ определяет интенсивность теплообмена между внешней поверхностью стенки и окружающей средой. Для естественной конвекции $\alpha_{К.ВНЕШ}$ = 2–25 Дж/с·м^2·К для вынужденной конвекции $\alpha_{К.ВНЕШ}$ = 25–250 Дж/с·м^2·К. Точное определение $\alpha_{К.ВНЕШ}$ весьма затруднительно, так как в условиях испытаний и рабочего участка присутствует достаточно большое количество факторов, влияющих на теплообмен: температура окружающего воздуха, расположение двигателя, скорость воздуха на поверхности КС и др. В данном расчёте $\alpha_{К.ВНЕШ} = 25\,Дж/с \cdot м^2 \cdot К$, характерный для турбулентной естественной конвекции.

При моделировании остывания двигателя по завершении испытаний требуется учесть возможную процедуру продувки и, следовательно, присутствие вынужденной конвекции между внутренней стенкой камеры сгорания и продуваемым газом, в этом случае требуется задание значения $\alpha_{К.ВНУТР}$.

Для решения нестационарной задачи теплопроводности используется дифференциальное уравнение теплопроводности Фурье–Кирхгофа в случае неподвижной среды и отсутствия внутренних источников тепла в цилиндрических координатах [8]:

$$\frac{\partial T(r,z,t)}{\partial t} = \frac{\lambda_{СТ}(T)}{\rho_{СТ}(T) C_{СТ}(T)} \times \left(\frac{\partial^2 T(r,z,t)}{\partial r^2} + \frac{1}{r}\frac{\partial T(r,z,t)}{\partial r} + \frac{\partial^2 T(r,z,t)}{\partial z^2}\right), \quad (5)$$

где $\lambda_{СТ}(T)$, $\rho_{СТ}(T)$, $C_{СТ}(T)$ – теплопроводность, плотность и теплоемкость материала стенки КС в зависимости от температуры; r – геометрическая величина поперечного размера (радиус); z – геометрическая величина продольного размера (шаг по радиусу); t – время.

Для получения разностного аналога распишем частные производные с учетом k – шага по времени; i – номера узла сетки вдоль оси оболочки; j – номера узла сетки перпендикулярно оси; Δz – шага по оси; Δr_i – шага по радиусу в i-м сечении:

$$\frac{\partial T(r,z,t)}{\partial t} = \frac{T_{i,j,k+1} - T_{i,j,k}}{\Delta t}; \quad (6)$$

$$\frac{\partial T(r,z,t)}{\partial r} = \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i,j,k}}{2\Delta r}; \quad (7)$$

$$\frac{\partial^2 T(r,z,t)}{\partial r^2} = \frac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2}; \quad (8)$$

$$\frac{\partial T(r,z,t)}{\partial z} = \frac{T_{i,j+1,k} - T_{i,j-1,k}}{2\Delta z}; \quad (9)$$

$$\frac{\partial^2 T(r,z,t)}{\partial z^2} = \frac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2}. \quad (10)$$

Разностный аналог уравнения будет иметь вид

$$\frac{T_{i,j,k+1} - T_{i,j,k}}{\Delta t} = \frac{\lambda_{СТ}(T)}{\rho_{СТ}(T) C_{СТ}(T)} \left(\begin{array}{l} \dfrac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2} + \\ + \dfrac{1}{r_{i,j}} \dfrac{T_{i+1,j,k} - T_{i,j,k}}{2\Delta r} + \\ + \dfrac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2} \end{array}\right). \quad (11)$$

Для решения устанавливаются начальные условия в виде распределения температуры на поверхностях и в стенке КС и граничные условия в виде зависимостей изменения теплового потока на внутренней и внешней поверхностях камеры сгорания и также на торцах со стороны смесительной головки и среза сопла. Более подробно методика и расчетные формулы, используемые в математической модели, рассмотрены в [4; 5], структурная схема представлена на рис. 1.

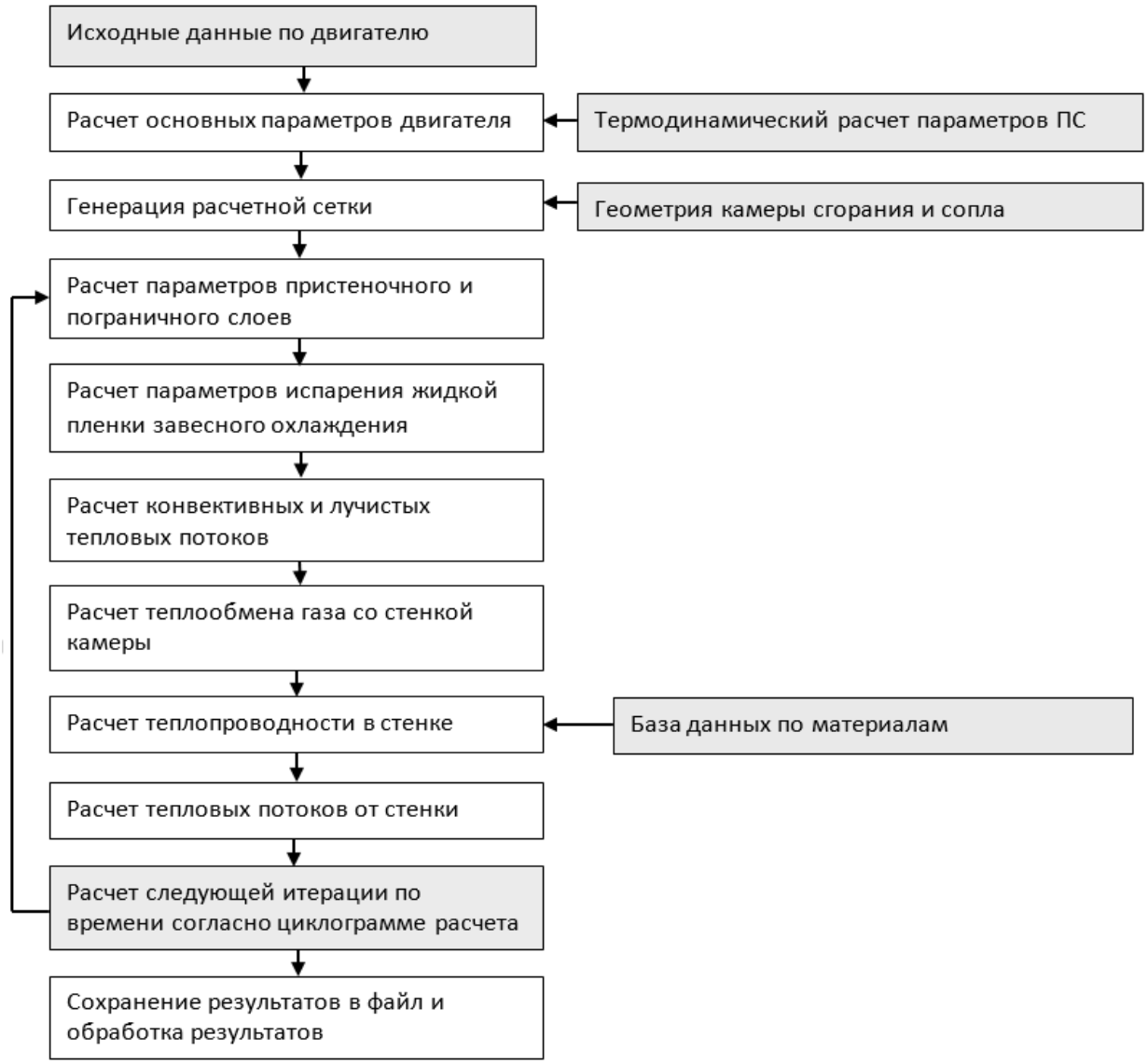


Рис. 1. Структурная схема математической модели

Моделирование импульсного режима работы. Типичная экспериментальная циклограмма единичного импульса штатного ЖРДМТ с длительностью командного сигнала 0,1 с приведена на рис. 2.

Процесс работы двигателя можно разделить на следующие характерные участки: I – подача напряжения на клапаны, начало их открытия, протекание жидких компонентов в смесительную головку, полное открытие клапанов и окончательное заполнение компонентами полостей смесительной головки; точка *a* – поступление первых порций компонентов топлива в объем КС; II – попадание первых порций компонентов в КС, предпламенные процессы и нарастание давления до уровня 0,1 P_k за счет впрыска топлива без процесса горения компонентов топлива; точка *b* – воспламенение компонентов топлива, задержка тяги двигателя; III – горение компонентов топлива с образованием основных продуктов реакции, заполнение продуктами сгорания объема КС и повышение давление в ней до уровня 0,9 от значений номинального давления; точка *c* – выход двигателя на полный импульс тяги; IV – работа двигателя на установившемся режиме работы; точка *d* – выход двигателя на уровень номинальной тяги; точка *e* – подача команды на закрытие клапанов; точка *f* – фактическое закрытие клапанов; V – догорание компонентов топлива, истекающего из заклапанных полостей смесительной головки – окончание процесса горения; точка *g* – падение давление в КС до 0,9 P_k ;VI – опорожнение объема камеры сгорания оставшимися парами компонентов топлива и газами продуктов сгорания.

Характерными показателями импульсного режима работы являются [9]: $\tau_{ВКЛ}$ – время включения ЖРДМТ; $\tau_П$ – время паузы между одиночными включениями ЖРДМТ; T – время цикла между одиночными включениями, $T = \tau_{ВКЛ} + \tau_П$. Временные параметры, отнесенные к времени чередования импульсов, образуют безразмерные показатели импульсного режима ЖРДМТ: $k_з = \tau_{ВКЛ} / T$ – коэффициент заполнения; $S = \tau_П / T$ – скважность; $f = 1/T$ – частота включения ЖРДМТ [10; 11].

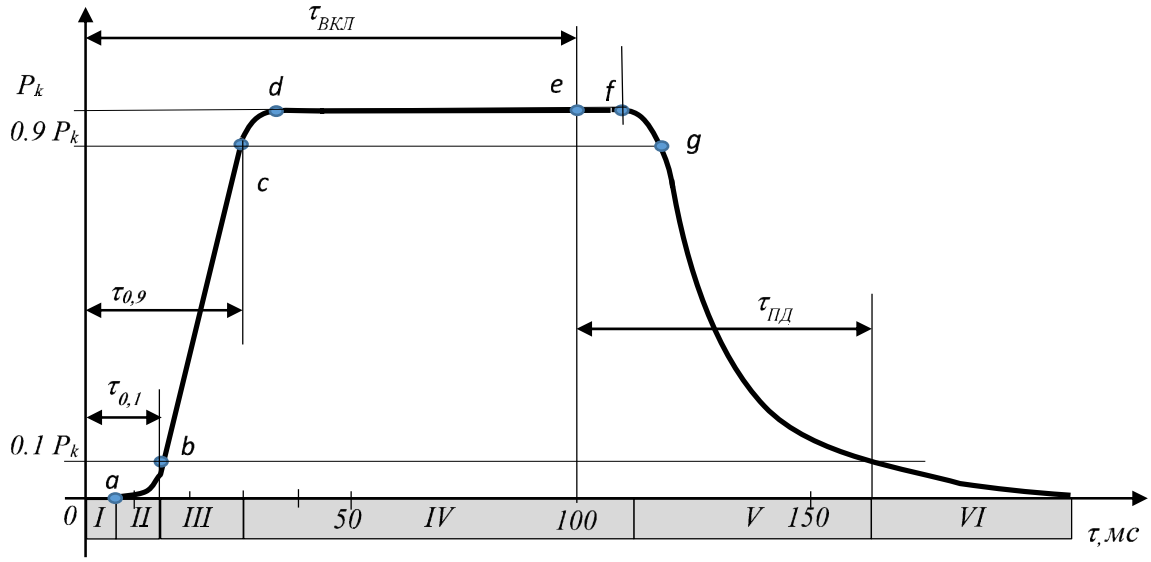


Рис. 2. Циклограмма работы ЖРДМТ с длительностью командного сигнала 0,1 с

Применительно к импульсному режиму включения ЖРДМТ задачу моделирования сопряженного теплообмена разбивают на две задачи [2; 3; 12]: моделирование теплообмена на установившемся участке импульса и моделирование теплообмена на неустановившихся участках в квазистационарной постановке – используют уравнения для установившегося режима, однако учитывают изменяющиеся значения основных параметров термодинамического процесса течения продуктов сгорания давления и температур.

Для решения поставленной задачи процесс роста и падения давления заменяется набором зависимостей:

– процесс между точками подачи напряжения на клапан *0* и точкой *b* не моделируется, процесс расчета теплового состояния начнется согласно рассчитанной временной задержке;

– процесс роста давления моделируется линейной зависимостью с известными точками ($\tau_{0,1}; 0,1P_k$)–($\tau_{0,9}; 0,1P_k$), $\tau_{0,1}$ и $\tau_{0,9}$ задаются пользователем;

– процесс на установившемся режиме моделируется согласно стационарному подходу;

– процесс между точками *e* и *g* – условное время догорания $\tau_{ДГ}$ – моделируется согласно стационарному подходу, $\tau_{ДГ}$ устанавливается пользователем;

– процесс падения давления до конца импульса моделируется квадратичной или экспоненциальной интерполяцией по известным точкам ($\tau_{ВКЛ} + \tau_{ДГ}; P_k$)–($\tau_{ВКЛ} + \tau_{ПД}; 0,001 \cdot P_k$).

Такой подход позволяет уйти от связи между процессом электромеханического открытия-закрытия электромагнитного клапана и процессами, происходящими в смесительной головке и камере сгорания в моменты запуска-останова двигателя. Значения параметров $\tau_{0,1}$, $\tau_{0,9}$, $\tau_{ДГ}$, $\tau_{ПД}$ задаются напрямую, с использованием теоретических или ранее полученных статистических характеристик работы конкретного ЖРДМТ или аналогов.

Забросом давления в период выхода КС на установившийся по давлению режим работы и колебаниями давления в период основной работы двигателя можно пренебречь, считая, что кратковременные пульсации давления не оказывают большого влияния на тепловое состояние стенки КС – расчет ведется по установившемуся среднему давлению в КС.

Такие допущения ограничивают применимость используемой математической модели только как для установившихся режимов работы двигателя. Для неустановившихся режимов работы, режимов с подрезанным импульсом, где доля нестационарных процессов достаточна велика, для определения теплового состояния стенки КС и энергетических параметров двигателя необходимо использовать регрессионные модели, основанные на статистической отработке результатов огневых испытаний ЖРДМТ.

Исходные данные для расчета. Исходными даными для расчета послужили параметры двигателя ЖРД малой тяги, разработанного в МАИ, работающего на компонентах топлива азотный тетроксид + несимметричный диметилгидразин, тягой 200 Н. Двигатели такой размерности и на данных компонентах топлива наиболее часто используются в качестве исполнительных органов реактивной системы управления космическим аппаратом [13–15].

Экспериментальный двигатель ДМТ МАИ-200-1 имеет съемную головку, которая посредством фланцевого соединения крепится к корпусу камеры сгорания. Уплотнение «фланец – смесительная головка» осуществляется с помощью медного кольца. Головка двигателя ДМТ МАИ 200-1 имеет одну двухкомпонентную центробежную форсунку и щелевую завесу по окружности, обеспечивающую защиту стенок камеры сгорания (рис. 3).

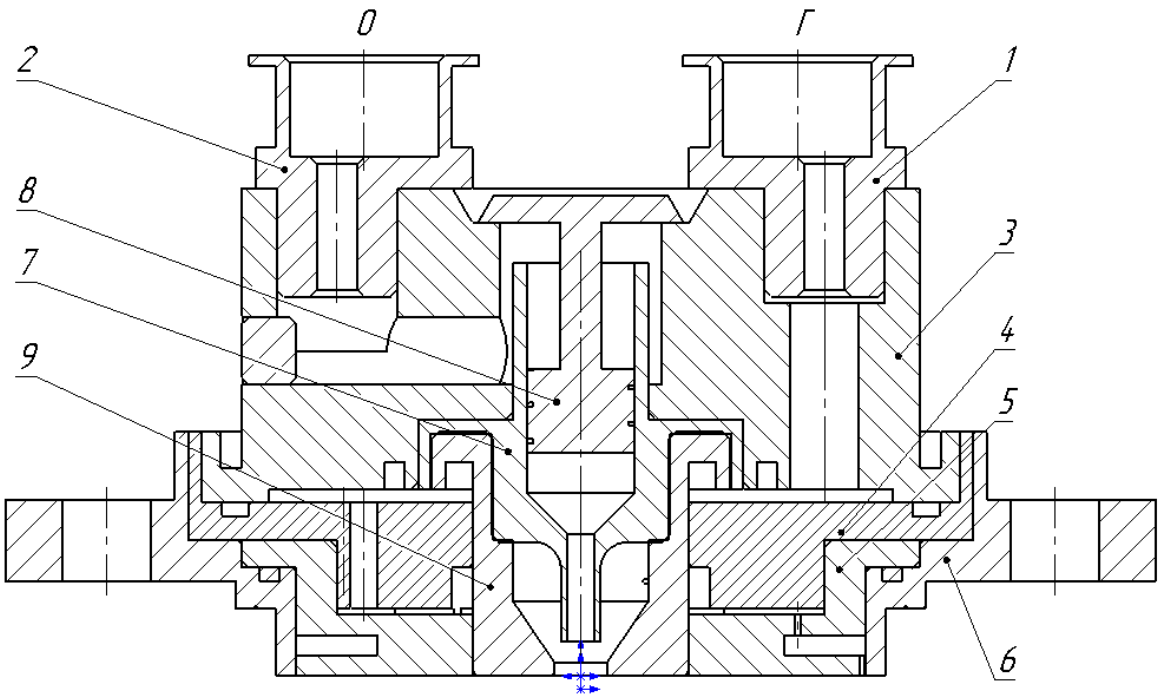


Рис. 3. Конструкция однофорсуночной смесительной головки двигателя ДМТ МАИ-200-1:
1 – втулка подвода Г; *2* – втулка подвода О; *3* – корпус; *4* – внутреннее днище;
5 – огневое днище; *6* – фланец; *7* – форсунка Г; *8* – шнек; *9* – форсунка О

Основные характеристики двигателя МАИ-200-1: тяга – 200 Н; рабочее время – 50 с, компоненты: азотный тетроксид + несимметричный диметилгидразин (АТ + НДМГ); удельный импульс без завесы – 292 с; коэффициент полноты сгорания топлива – 0,92; рабочее давление в камере сгорания – 0,94 МПа; степень расширения сопла по давлению – 1060; соотношение компонентов – 2,6; общий расход – 0,066 кг/с; завеса – горючим; относительный расход на завесное охлаждение – 20 % от общего расхода.

Результаты расчетов теплового поля при импульсном режиме работы. На рис. 4 и 5 представлены результаты математического моделирования теплового состояния стенки КС двигателя в импульсном установившемся режиме для случая применения 20 % завесы из горючего и α = 0,85 для различной продолжительности импульса и времени паузы при значении скважности S = 0,5. При расчетах моделировались условия работы двигателя с подрезанным соплом в условиях атмосферного огневого стенда. Предполагается вертикальная установка двигателя, взаимное излучение между камерой сгорания и элементами стенда исключается. Температура окружающей среды 300 К. Значения характерных времен были приняты следующими: $\tau_{0,1}$ = 0,01 с; $\tau_{0,9}$ = 0,02 с; $\tau_{ДГ}$ = 0,01 с; $\tau_{ПД}$ = 0,03 с. На рис. 4 также отображено изменение расчетного давления по времени расчета.

При импульсной работе наблюдается циклическое тепловое воздействие на внутреннюю поверхность камеры. При выключении двигателя тепло перераспределяется от более нагретых слоев (внутренней поверхности стенки) к менее нагретым слоям (внешняя поверхность) и от более нагретых зон (область дозвуковой части сопла) к менее нагретым (цилиндрическая часть камеры сгорания). Слои, находящиеся ближе к внутренней поверхности КС, работают с большой температурной амплитудой, которая уменьшается с последующим прогревом стенки. Таким образом, покрытия, которые применяются при производстве КС ЖРДМТ, должны обладать достаточными прочностными и адгезионными свойствами, позволяющими им работать в условиях циклического воздействия температур и продуктов сгорания.

На рис. 6 и 7 представлены результаты моделирования с имитацией работы двигателя на огневом атмосферном стенде по составной циклограмме: одиночный импульс 10 с, 5 импульсов по 2 с и паузой 2 с, 5 импульсов по 1 с и паузой 1 с, продувка двигателя. На рис. 7 показано изменение температуры внешней поверхности стенки камеры сгорания в различных сечениях для данного режима работы.

По результатам расчетов (рис. 6 и 7) хорошо видно влияние времени цикла между одиночными включениями на тепловое состояние стенки камеры сгорания для различных сечений. Зона критического сечения при переходе на импульсный режим перестает значительно нагреваться, а при увеличении времени паузы происходит снижение температуры стенки. Зона цилиндрической части КС продолжает нагреваться при переходе в импульсный режим работы двигателя, по большей части, из-за перераспределения тепла от более нагретой части камеры.

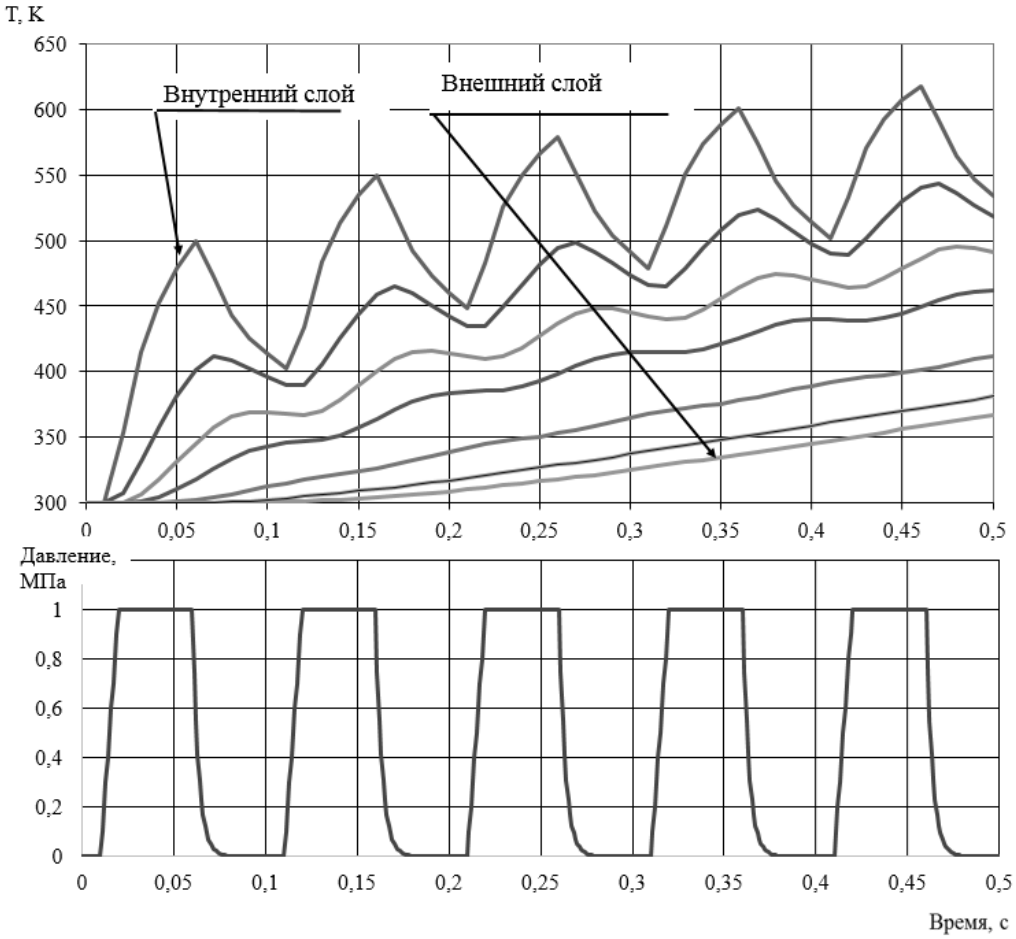


Рис. 4. Температура стенки камеры сгорания в критическом сечении по времени при импульсе 0,05 с и времени паузы 0,05 с для случая 20 % завесы горючего, α = 0,85

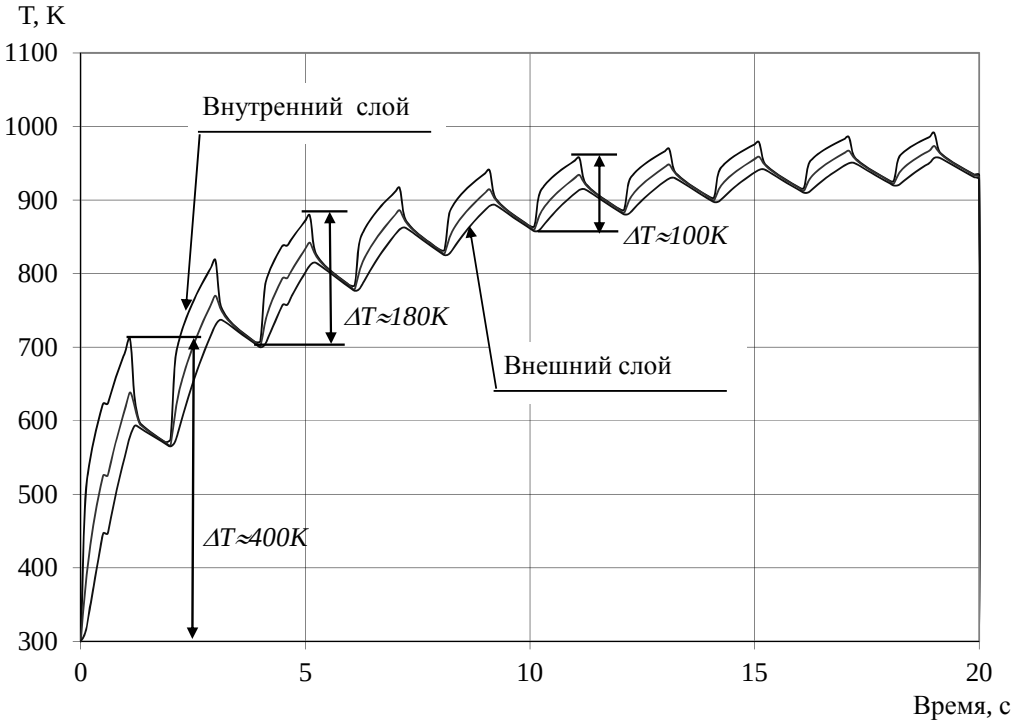


Рис. 5. Температура стенки камеры сгорания в критическом сечении по времени при импульсе 1 с и времени паузы 1 с для случая 20 % завесы горючего, α = 0,85

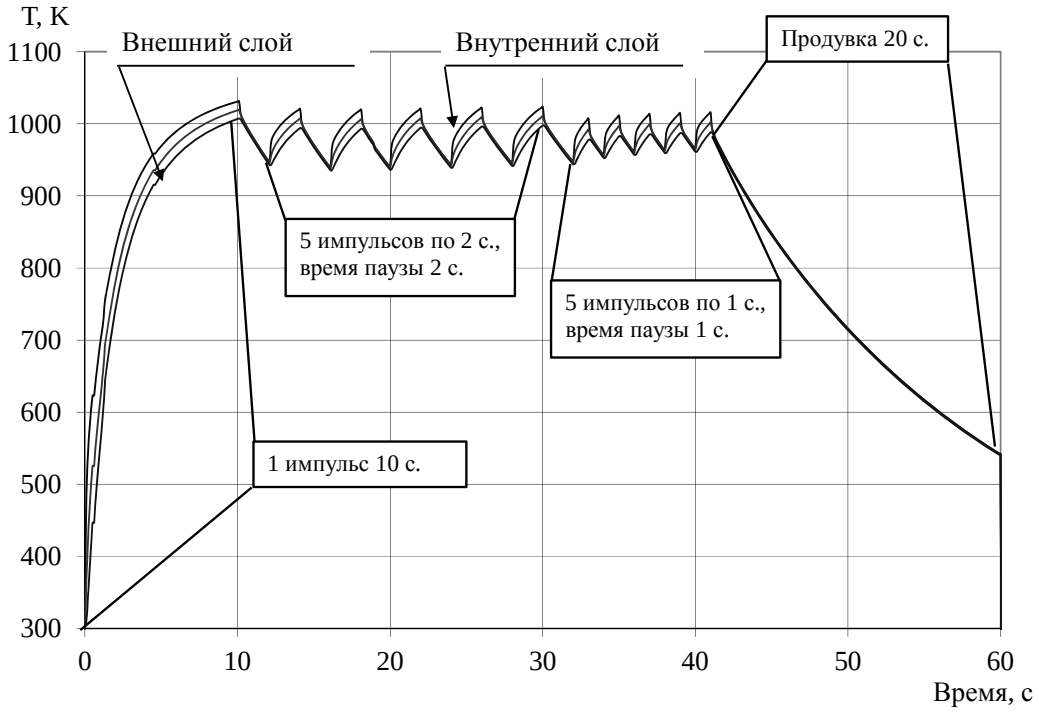


Рис. 6. Температура стенки камеры сгорания в критическом сечении по времени при моделировании составной циклограммы работы двигателя

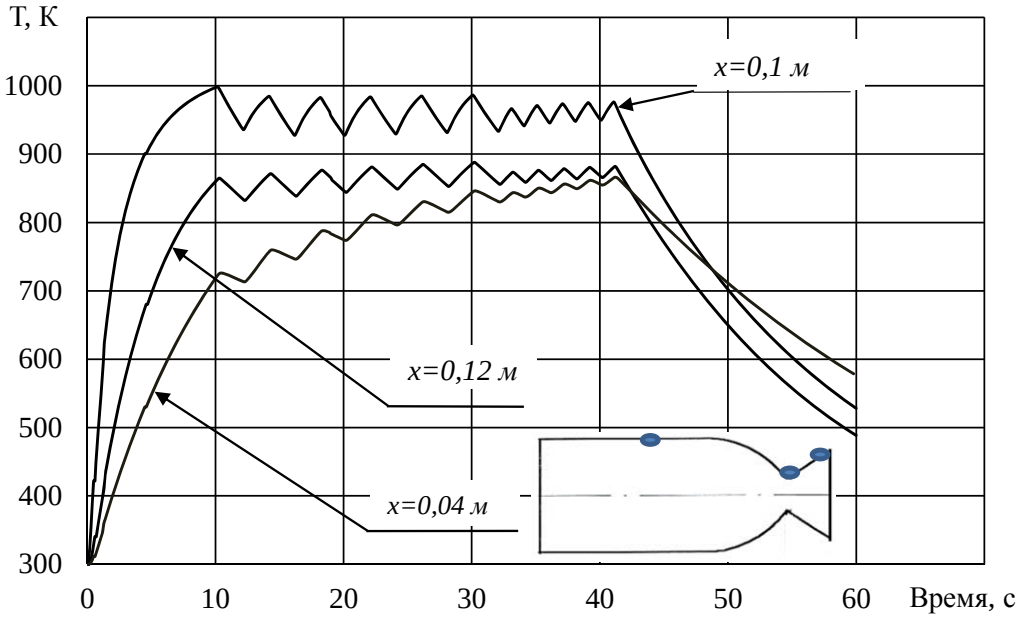


Рис. 7. Температура внешней поверхности стенки камеры сгорания в различных сечениях по времени при моделировании составной циклограммы работы двигателя (x = 0,04 м – камера сгорания, x = 0,09 м – критическое сечение, x = 0,12 м – срез укороченного сопла)

Заключение. Представлен метод расчета теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги. Рассмотрена физическая картина процессов, протекающих в ЖРДМТ на режиме запуска и останова. Представлена математическая модель, позволяющая прогнозировать тепловое поле конструкции камеры сгорания на различных режимах работы двигателя.

Проведено теоретическое исследование теплового состояния модельного ЖРД тягой 200 Н с топливом

АТ-НДМГ, работающего на импульсном установившемся режиме работы.

Результатом теоретических расчетов явилось рассчитанное тепловое поле конструкции стенки камеры. Рассмотрены случаи работы двигателя в импульсных режимах с различным временем цикла между одиночными включениями, а также режиме, моделирующем огневые испытания на атмосферном стенде с меняющимися временами одиночных импульсов.

При расчете импульсного режима получена большая температурная амплитуда на внутренней поверхности КС. Подтверждено, что тепловое состояние КС ЖРДМТ на импульсном установившемся режиме сильно зависит от времени импульса и времени паузы между включениями. Так, на расчетном примере на первом импульсе амплитуда температуры составляет приблизительно 400 К, в дальнейшем амплитуда заметно уменьшается и выходит на значения до 100 К.

Библиографический список

1. Кокорин В. В., Рутовский Н. Б., Соловьев Е. В. Комплексная оптимизация двигательных установок систем управления. М. : Машиностроение, 1983. 184 с.
2. Рутовский Н. В. Комплексное исследование свойств ЖРД малой тяги, применяемых в системах управления космическими летательными аппаратами : дис. … д-ра техн. наук. М. : МАИ, 1973. 363 с.
3. Гладкова Н. В. Разработка математической модели жидкостных ракетных двигателей малой тяги, работающих в импульсном режиме : дис. … канд. техн. наук. М. : МАИ, 1980. 149 с.
4. Воробьев А. Г. Экспериментально-теоретическая модель теплового состояния камеры сгорания двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малых тяг, работающих на непрерывном режиме : дис. … канд. техн. наук. М. : МАИ, 2010. 144 с.
5. Воробьев А. Г. Математическая модель теплового состояния ЖРДМТ // Вестник МАИ. 2007. Т. 14, № 4. С. 42–49.
6. Березанская Е. Л., Курпатенков В. Д., Надеждина Ю. Д. Расчет конвективных тепловых потоков в сопле Лаваля. М. : МАИ, 1976. 77 с.
7. Основы теории и расчета ЖРД / А. П. Васильев [др.]. М. Высш. шк., 1993. 656 с.
8. Кузьмин М. П., Лагун И. М. Нестационарный тепловой режим элементов конструкции двигателей летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1988. 240 с.
9. Егорычев В. С., Сулинов А. В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики : электрон. учеб. изд-е. Самара : СГАУ, 2010. 103 с.
10. ГОСТ 17655–89. Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения. 1990. 59 с.
11. ГОСТ 22396–77. Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Термины и определения. 1991. 17 с.
12. Безменова Н. В. Численное моделирование сопряженного теплообмена в ЖРД малых тяг в целях повышения их эффективности : дис. … канд. техн. наук. Самара : СГАУ, 2001. 176 с.
13. Aerojet Rocketdyne. Bipropellant Rocket Engines [Электронный ресурс]. URL: http://www.rocket.com/propulsion-systems/bipropellant-rockets (дата обращения: 05.09.2016).
14. AMBR Engine for Science Missions [Электронный ресурс]. URL: ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.../20090001339.pdf (дата обращения: 05.09.2016).
15. Northrop Grumman. Bipropellant Engines & Thrusters [Электронный ресурс]. URL: http://www.northropgrumman.com/Capabilities/PropulsionProductsandServices/Pages//BipropellantEnginesAndThrusters.aspx (дата обращения: 05.09.2016).

References

1. Kokorin V. V., Rutovskiy N. B., Solov'yev E. V. *Kompleksnaya optimizatsiya dvigatel'nykh ustanovok sistemu upravleniya* [Coplex optimization of engine unit of control system]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1983, 184 p.
2. Rutovskiy N. V. *Kompleksanoye issledovaniye svoystv ZHRD maloy tyagi, primenyayemykh v sistemakh upravleniya kosmicheskimi letatel'nymi apparatami. Dis. doctora tehn. nauk* [Copmplex investigation of parametrs of liquid rocket engine of small thrust using in control system of space vechicle. Doctor of tech. sci. diss.] Moscow, MAI Publ., 1973, 363 p.
3. Gladkova N. V. *Razrabotka matematicheskoy modeli zhidkoctnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi, rabotayushchikh v impul'snom rezhime. Dis. k-ta tehn nauk* [Development of mathematical model of liquid rocket engine of small thrust working in impulse mode. Can. techn. sci. diss.]. Moscow, MAI Publ., 1980, 149 p.
4. Vorob'yev A. G. *Eksperimental'no-teoreticheskaya model' teplovogo sostoyaniya kamery sgoraniya dvukhkomponentnykh zhidkostnykh raketnykh dvigateley malykh tyag, rabotayushchikh na nepreryvnom rezhime. Dis. k-ta tehn nauk* [Experimental and theoretical model of thermal state of combustion chamber of liquid rocket engine of small thrust working on continues mode. Can. techn. sci. diss.] Moscow, MAI Publ., 2010, 144 p.
5. Vorob'yev A. G. [Mathematical model of thermal state of LREST]. *Vestnik MAI*. 2007, Vol. 14, No. 4, P. 42–49 (In Russ.).
6. Berezanskaya E. L., Kurpatenkov V. D., Nadezhdina Yu. D. *Raschet konvektivnykh teplovykh potokov v sople Lavalya* [Calculation of convective heat flow in Laval nozzle]. Moscow, MAI Publ., 1976, 77 p.
7. Vasil'yev A. P., Kudryavtsev V. M., Kuznetsov V. A. et al. *Osnovy teorii i rascheta ZHRD* [The Basic of theory and calculation of LRE]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1975, 656 p.
8. Kuz'min M. P., Lagun I. M. *Nestatsionarny teplovoy rezhim elementov konstruktsii dvigateley letatul'nykh apparatov* [Nonstationary heat state of engine's elements of fly vechicle]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 240 p.
9. Egorychev V. S., Sulinov A. V. *Zhidkostnyye raketnyye dvigateli maloy tyagi i ikh kharakteristiki* [Liquid rocket engine of small thrust and their performance]. Electronic textbook. Samara, SGAU Publ., 2010, 103 p.
10. *GOST 17655–89. Dvigateli raketnye zhidkostnye. Terminy i opredeleniya* [State Standard 17655-89. Liquid

rocket engine. Term and definition]. Moscow, Standart-inform Publ., 1990. 59 p.

11. *GOST 22396–77. Dvigateli Raketnye Zhidkostnye Maloy Tyagi. Terminy i opredeleniya* [Liquid rocket engine of small thrust. Term and definition]. Moscow, Standartinform Publ., 1991. 17 p.

12. Bezmenova N. V. *Chislennoye modelirovaniye sopryazhennogo teploobmena v ZHRD malykh tyag v tselyakh povysheniya ikh effektivnosti. Diss. Kand. Tehn. nauk* [Numerical modeling of conjugate heat transfer in LRE of small thrust for performance improve. Cfnd. Diss.]. Samara, SGAU Publ., 2001, 176 p.

13. Aerojet Rocketdyne. Bipropellant Rocket Engines. Available at: http://www.rocket.com/propulsion-systems/bipropellant-rockets (accessed 05.09.2016).

14. AMBR Engine for Science Missions. Available at: ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.../20090001339.pdf (accessed 05.09.2016).

15. Northrop Grumman. Bipropellant Engines & Thrusters. Available at: http://www.northropgrumman.com/Capabilities/PropulsionProductsandServices/Pages//BipropellantEnginesAndThrusters.aspx (accessed 05.09.2016).

© Воробьев А. Г., Воробьева С. С., 2016

UDC 528.344:629.783:656.6 (083.132)

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 956–963

GIS AND SATELLITE REMOTE SENSING FOR ARCHEOLOGY: EXPLORING POLAR HISTORY

A. E. Goncharov, N. M. Karelin, D. M. Mednikov, I. R. Nasyrov

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: comrade1937@yandex.ru

The development of archeology in the second half of the twentieth century has received new impetus thanks to the emergence of a new tool – remote sensing, which began its development with the help of satellite technology. Images from space have allowed detecting archaeological sites, the location of which has not been possible to establish other ways. Initially, the new technology was advancing in the framework of state programs in different countries (USA, France, India, Russia and others.). Subsequently, a number of private geo-information services, such as Google Earth, Wikimapia, which significantly simplified access to the technology by all comers. Both small research teams and enthusiasts had the opportunity to use the services of satellite technology in their investigations. The downside of this technology can be used by looters and pseudoarcheologists. Modern geographic information systems have global reach, but different regions are of a different capacity. The northern territories of the Krasnoiarskii krai are reflected in open-access satellite imagery the resolution of which is not always sufficient enough to contribute to research. This results in the need for high-precision satellite imagery. Likewise, it is still necessary to perform field investigation to establish the concrete position of a historical site. This article discusses the use of open-access satellite imagery in studying a number of historical sites and objects (shipwrecks) related to the history of polar exploration on the lower Yenisei and the delta of this river.

Keywords: satellite remote sensing, archeology, historical sites, Yenisei, the Northern Sea Route, polar history.

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 956–963

ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ГИС И ДЗЗ ИЗ КОСМОСА ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ПАМЯТНИКОВ ПОЛЯРНОГО СУДОХОДСТВА

А. Е. Гончаров, Н. М. Карелин, Д. М. Медников, И. Р. Насыров

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: comrade1937@yandex.ru

Развитие археологии во второй половине XX века получило новый толчок благодаря появлению нового инструмента – дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), которое осуществлялось при помощи спутниковых технологий. Снимки из космоса позволили обнаруживать археологические памятники, местоположение которых не представлялось возможным установить иными способами. Первоначально развитие новой технологии осуществлялось в рамках государственных программ разных стран (США, Франция, Индия, Россия и др.). Впоследствии появился ряд частных геоинформационных сервисов (ГИС), таких как Google Earth, Wikimapia, которые существенно упростили доступ к технологии со стороны всех желающих. То есть и небольшие исследовательские группы, и энтузиасты получили возможность прибегать к услугам спутниковых технологий в своих исследованиях. Обратной стороной этого процесса является тот факт, что при желании эти достижения прогресса могут быть использованы во вред так называемыми черными копателями. Современные геоинформационные сервисы имеют глобальный охват, но разные регионы представлены снимками разного качества. В частности, северные территории Красноярского края часто представлены изображениями низкого разрешения. Тем не менее, места близ поселений представлены спутниковыми снимками масштаба 1:2000, что позволяет на их основе предполагать наличие исторических памятников. Но при всей своей пользе снимок со спутника является лишь вспомогательным средством и не может заменить полевые исследования. Однако он может и должен играть важную роль на стадии подготовки к ним, сокращая область поиска и экономя, таким образом, силы и средства исследовательской команды. Рассмотрен вопрос об использовании спутниковых снимков и геоинформационных сервисов для изучения памятников полярного судоходства на Енисее и в Енисейском заливе. На конкретных примерах показаны возможности основных сервисов, их полезность в конкретных полевых исследованиях, показана взаимосвязь разрешения снимков и их информативности.

Ключевые слова: спутниковое дистанционное зондирование земли (ДЗЗ), археология, памятники, Енисей, Северный морской путь, история освоения Арктики.

Introduction. Since their appearance in the late 1950's, satellites have found application in various fields of scientific investigation. An active consumer of remote sensing technologies is archeology. Remote sensing in archeology has limited application. It is chiefly narrowed to the viewing of satellite imagery for the detection of man-made objects or anthropogenic changes to the landscape; this may include the exploitation of geo-information (GIS) systems, geophysical scanning or any type of remote sensing data [1]. Most often the sought object comes in the form of buildings, ruins, roads, irrigation canals, traces of farming, etc. satellite remote sensing has been intensely developing during the last few decades and has, thus, offered earth sciences new opportunities for studying the surface of the planet. Beginning from the 1980's there has been discussion on this matter in academic circles [2; 3]; this topic is still intensely upon reviewed today, making it a key flash point in archeological practice [4]. During this period the database of satellite imagery has dramatically increased, as has its quality and diversity. Currently there is an enormous collection of satellite images that fully cover the surface of the Earth; many areas have been covered multiple times. There are various software systems for viewing and processing satellite imagery, many of which employ their own system of satellites. Many programs are developed as national systems: SPOT (France), IRS (India), Landsat (USA), Resurs-0, Resurs-P, Resursk-DK, Kanopus (Russia), etc [5].

GIS for archeology. There are multiple geographic information systems that provide access to satellite imagery to the ordinary user. The most popular, without doubt, are Google Earth and Wikimapia; two these systems have found the broadest application not only as a recreation project, but for many scientific investigations. However, neither systems are pioneers in providing satellite imagery to a wide circle of consumers, nor do they hold a firm position as to providing high-resolution imagery. Their main advantage is open access, simplicity of operation and a reasonably good image quality that satisfies the majority of ordinary consumers. The highest resolution imagery is provided by the Corona database, which has been assembled between 1957 and 1972 as a CIA and US military project. The images have been declassified between 1996 and 2002. There are approximately over 900.000 images of the planet's surface in the collection of Corona. Each image is subdivided into 4 squares marked by indexes *a*, *b*, *c* and *d*; each fragment has a size of 33.568×10.563 pixels (354 Mb) [6]. The photographic films are stored in the US National Archives and Records Administration, where they can be ordered for copying and scanning. After an image has been scanned, it is transferred into a database with open access, becoming, thus free for other users.

In 2004 Google acquired the startup Keyhole Inc., which had developed a geographic information system called Earth Viewer. Within a year it became globally recognized as Google Earth. The software was available in three packages: Standard was free, Plus and Pro cost $20.00 and $400.00 respectively. In 2015 all three variants of the software became free. A key advantage of the program is its global coverage. Users may scale desired images from 1.000 km to 10 m in 1 cm. However the resolution drastically varies for different areas. The more settled an area is the more chances there are to get a high-resolution view of it. On the contrary, rural areas tend to have a lower resolution quality. Speaking about archeological research, it is worthwhile mentioning that Google Earth enables the user to work with layers of images and save the results of research in an authorized account. This is critical to reduce the chances that looters will be able to get access to archeological information before legal field investigations have been launched.

The technology behind Google Maps, which has been the basis for Google Earth, was also used in the 2006 project Wikimapia by Aleksandr Koriakin and Evgenii Savel'ev. While Wikimapia has no direct relation to the Wikipedia project, the principal behind filling the map with 'what I know' information is similar to the one used in the most popular encyclopedia. The software enables the user to switch between satellites, schematic maps of the area and hybrid versions, which are obtained from satellites belonging to different companies; however the most detailed image is generated by Google and Bing.

Google services use multispectral (pseudocolored) images made by the GeoEye satellite series, launched by Google and the US government [7; 8]. Google's multispectral images have a lower resolution, compared to the highly-accurate Corona imagery. However Corona's images are panchromatic, making them less informative than images made by Google, despite their resolution. The remote sensing services provided by Google enable the user to analyze the vegetation of the Earth's surface, the condition of the atmosphere, hydrosphere and the geology, producing, thus, a more accurate result. Black and white (single-channel) images and images with few colors have limited application, causing user to apt for multichannel (colored) imagery from satellites producing high-resolution photographs [9].

An important feature of Google Maps and Wikimapia is the function of obtaining precise geographic coordinates of an object and their further use for working with topographical maps and GPS navigation systems. At the same time, mathematical-cartographic modeling methods and the graphic display of geographically-coordinated spatial data allow the user to receive an understanding of the geometrical parameters of an object.

Satellite imagery enables an archeologist to identify typical markers for archeological sites. Shadows cast by vertical objects (especially in areas with a flat terrain such as the tundra), former excavations, ditches, walls, buildings and other objects with visible geometrical shapes are examples of such markers. Depending on the position of the sun, various objects such as tranches or earth mounds can be distinguished. Alterations in the vegetation of a specific are may also indicate to the presence of a historical site within a specific area. Thus it is possible to identify an archeological site using only satellite remote sensing methods; however, to verify such a hypothesis it is still necessary to be in person at the proposed location of a historical site [10; 11]. This said it is necessary to conclude that satellite imagery alone cannot be used to ascertain the presence of an archeological site.

Satellite remote sensing has found broad application in archeology, paleonthology, geology, environmental

sciences and other disciplines since the 1990's. Due to the high cost of the images, their usage was limited to major research facilities and universities. Google's open-access policy has revolutionized the use of satellite imagery, making it accessible even to under-financed research projects. Satellite imagery has found application not only for detecting and identifying historical sites, but for their conservation [12].

Satellite remote sensing and polar history on the river Yenisei. Using Satellite remote sensing for marine archeology was discussed in [13]. However we have not found any reference to the wide usage of this method for identifying historical sites related to polar history of the nineteenth and twentieth centuries in the Russian Arctic. We are specifically discussing the history of the Northern Sea Route and adjacent river navigation.

In 2015 and 2016 Reshetnev Siberian State Aerospace University (SibSAU) together with the Russian Geographical Society (its expedition center in the Siberian Federal District) organized an expedition under the name 'Where *Thames* meets the Yenisei'. The expedition covered the areas of Eniseiskii raion (Eniseisk District), Turukhansii raion (Turukhansk District) and Taimyrskii raion (Taimyr District) of the Krasnoiarskii krai. The key objective of the expedition was to establish the location and state of a number of historical sites relevant to polar exploration and shipping on the Northern Sea Route in the last two centuries. The preparatory period of the expedition included the research of a large amount of historical records, including topographical maps and charts of the Yenisei and its mouth. Using satellite imagery allowed the team to establish a number of sites on the map, the location of which had been unclear in existing polar literature. Due to limited funding, the project team used open-access satellite imagery. As this area has not been focus of significant interest among researchers, images of it are not found on Corona's free database.

A visual analysis of multispectral high-resolution images, the position of shadows and vegetation markers, geometric parameters of the objects and their configuration allowed the team to make suggestions about the presence of a number of sites (discussed below). Unfortunately, the images provided by Google for this area are of rather low resolution (the average scale in 1:50 000).

The east bank of the Yenisei to the north and east of 71°52′43″ N, 83°08′20″ E has a significant drop in the image quality of Google's services (from 1:2500 to 1:100 000). The highest resolution for this area is provided by Bing satellites.

In this research we have analyzed satellite imagery made by the aforementioned Google services with resolutions of 1:2000, 1:5000 and 1:50000. The results have demonstrated that this scale is insufficient for indentifying all the historical sites found during the expedition. To illustrate this point we shall show a satellite image and a photograph from the earth for each location.

In 2015 the first stage of the expedition took place [14; 15]. The team traveled a distance from the town of Eniseisk to the settlement of Bor at the confluence of the Yenisei and Podkamennaia Tunguska, performing various historical research enroute. Among the archeological sites marked by the team was the island of Feniksova kosa, where in 1892 the steamer *Phoenix*, formerly belonging to the British Phoenix Merchant Adventures Co., was wrecked. It was recorded that the vessel was lost, but no further mentioning of its fate or condition was found in historical literature. During the expedition it was established that the island, which had been a sandbar before the incident has 'grown' on the steamer, covering it with a layer of sand. According to the local pilot service, parts of the vessel are visible in low water.

Fig. 1. The island Feniksova kosa, the Turukhanskii raion (Turukhansk District) of the Krasnoiarskii krai, 61°23′43.5″N, 89°42′18.9″E

Satellite imagery of the island has revealed no information on the vessel (fig. 1). At the same time, a nearby island contains a wreckage of a Soviet-era barge that has also been covered by a massive layer of sand. However, as parts of the superstructure of the vessel are visible during the high-water mark, the object is recognizable on satellite images. Since the water level in the Yenisei is influenced by various natural and anthropogenic factors, it is difficult to select the correct time for field research. In situ observations are also complicated due to the remoteness of the area. Consequently, in order for researchers to detect such objects and select the proper archeological methods, it is necessary to have at their disposal a series of multispectral satellite images made during different years and months (when the river is free of ice).

In 2016 the expedition was continued: the team covered an area from Turukhansk to the estuary of the Yenisei, recording historical sites and accessing their prospects for further archeological research. One of the sites was at the confluence of the Yenisei and Kureika rivers. The GIS Wikimapia map marks his location as an abandoned settlement (fig. 2); the maximal scale of the image is 1:5000. During the late 1800's – early 1900's there was a settlement here built by the infamous goldminer and organizer of polar expeditions Mikhail Sidorov. This part of the river served him as a headquarters for his graphite mining enterprise. During the winter of 1876–1877 the crew of Joseph Wiggins's schooner *Thames* wintered at this location. A study of the site revealed multiple evidence of human activity, including the timbers from buildings. The terrain and thick vegetation made it impossible to establish the concrete borders of the site due to a tight schedule. While Google's images provide us with some clue of human activity in this location (a large clearing, signs of building foundations), it is necessary to use high-resolution images with different spectral range to further investigate this area remotely. Various spectral ranges will enable researches to view the same location without vegetation, determining the terrain and, thus, the site's perspective for archeological excavations.

An interesting find, using satellite remote sensing imagery and comparing it with on-earth investigations is a shipwrecked barge (or lighter) in located in the vicinity of the settlement of Karaul in the Taymirskii raion (fig. 3). The history of this barge has not yet been determined; however it is worth suggesting its construction date within the first half of the twentieth century. The vessel has a maximum length of approximately 70–80 m and a maximum width of 10 m. The remaining part of the vessel had been built from Siberian larch. The part of the vessel that it subjected to foundering and is in constant contact with water has the best decree of preservation. Its stern section is covered by sand at the limits of the vessel are not seen from the ground. A satellite image, in its turn, provides us with information on the borders of the barge and the shape of its stern, which is not visible on the ground. The satellite image for this particular location was scaled 1:2000.

Fig. 2. The confluence of the rivers Yenisei and Kureika,
the Turukhanskii raion, 66°29′32.6″N, 87°13′35.9″E

During the course of polar history, various Siberian settlements played an important role as ports and expedition bases. During the Soviet era and further into modern history, many villages were abandoned by their inhabitants. As afore mentioned, man-made structures such as houses and their ruins are often visible from space as they cast shadows or dictate vegetation grown in a certain manner or direction. It is, thus, possible to determine the geometry and configuration of an object using these markers. While the resolution of open-access satellite images does not always allow researchers to conduct any critical analysis without filed work (as with fig. 2), in some cases this resolution is enough. An example of a successful comparison of a satellite image (scale 1:2000) and field investigation is demonstrated in fig. 4. Satellite imagery revealed a group of ruins on the mys (cape) Tolstyi Nos. A visual study of the ruins produced 8 buildings (their foundations). As seen from fig. 4, the buildings are situated in a specific order – forming a 'street' with 5 buildings on one side and two buildings on the other. The ruins of one building are located at a distance from the others (possibly a church). The ruins consist of parts of the foundations, roofs and stove masonry. These details are not visible on the available satellite images.

As aforementioned, the further the satellite image (open-access) is made from highly-populated areas, the greater the chances that the image will not have an appropriate resolution. Thus, if at Tolstyi Nos the scale of the GIS-map is 1:2000, a move just 50 km north significantly decreases the scale to 1:500000. This inevitably affects the amount of data we can acquire from a satellite image as it becomes too schematic and it is impossible to distinguish separate details of an object or even identify it. The expedition team discovered a shipwrecked vessel at the Bol'shoi Brekhovskii ostrov (island) in the delta of the Yenisei. As the vessel is similar in its construction to the one at Karaul, it was proposed that it was another barge, but of lesser size (length 20 m, width 4 m). Its condition is far worse than that described in fig. 3 as it is located in a wetland environment (only part of the side and bottom is preserved); this brought the team to a now rejected hypothesis, that this was the wreck of a nineteenth-century schooner. Knowing where the vessel is, it is possible to see its features on a GIS image by Google. A higher resolution image would, certainly, have been very useful for researchers in this situation.

Another issue worth mentioning is that geographic information systems often provide the user with unsuitable images for performing any type of research, for example satellite images made during the winter.

Fig. 3. Shipwrecked barge (or lighter) at the settlement of Karaul,
the Taimyrskii raion (Taimyr District) of the Krasnoiarskii krai, 70°04′11.1″N, 83°10′46.7″E

Fig. 4. Ruins of the settlement of Tolstyi Nos. Mys Tolstyi Nos,
Taimyrskii raion, 70°12′07.9″ N, 83°04′39.6″ E

Fig. 5. Wreckage of an unidentified vessel (presumably, a barge).
The Bol’shoi Brekhovskii ostrov (island), Taimyrskii raion, 70°40′32.9″N, 83°04′915″E

Fig. 6. Satellite image of scale 1:50000. Same coordinates as fig. 3. Wreck of barge encircled

Conclusion. Thus, the usage of open-access multispectral high-resolution images for polar archeology has demonstrated us a satisfactory result. If the image can correspond to a map with a scale of 1:2000, it is possible to identify man-made objects and the presence of human activity in a specific location. In this research it was necessary to ascertain the state of historical sites with field investigations (fig. 3, 4). The analysis of GIS maps is difficult do to the large area of the covered region, as areas of hundreds of square kilometers have to be viewed. However, high-definition imagery from remote sensing systems significantly contributes to the research. Using them as a cross reference with historical literature, historical records and topographic and other maps allows researchers to determine the exact location of specific historical sites and their condition. At the same time, the higher the zoom, the easier it is to analyze the images by determining the aforementioned set of markers, determining the human impact on the environment. However field research is still paramount, as it is often easy to confuse natural phenomena with human activity, especially if the researcher wants to demonstrate his desires for facts. If the scale of an image is increased, its information capacity will be significantly reduced (fig. 1, 2, 5). They become more schematic and do not allow the user to distinguish even large objects (compare fig. 3 and 6).

It is also necessary to note that the development of open-access satellite imagery services assists not only professional researchers and archeologists working on a legal basis [16], but those individuals who loot historical sites for the merit of their own profit. Thus, it is not always reasonable to make high-resolution satellite images open to the public.

Acknowledgments. The work is supported by grant of Russian Fund of Humanities and the Krasnoyarsk Regional Fund of Science, application number 16-11-24010.

Благодарности. Настоящая работа выполнена при поддержке гранта Российского гуманитарного научного фонда и Красноярского фонда поддержки научной и научно-технической деятельности. Номер заявки 16-11-24010.

References

1. Parcak S. H. *Satellite remote sensing for archaeology*. New York, 2009. P. 306.

2. Allan J. A., Richards T. S. Use of Satellite Imagery in Archaeological Surveys. *Libyan Studies*. 1983, Vol. 14, P. 4–8.

3. Tsutskin E. V., Elina A. I., Elin M. L. [The use of satellite imagery for archaeological purposes]. *Pamyatniki Kalmykii kamennogo i bronzovogo veka*. Elista. 1982, P. 54–58 (In Russ.).

4. *Arkheologiya i geoinformatika*. *Pervaya mezhdunarodnaya konferentsiya* [Archaeology and Geoinformatics. The first international conference.]. Moscow, IA RAN, 2012, 52 p. (In Russ.).

5. Tokareva O. S. *Obrabotka i interpretatsiya dannykh distantsionnogo zondirovaniya zemli* [Processing and interpretation of remote sensing data]. Tomsk, Izdatel'stvo Tomskogo politekhnicheskogo universiteta Publ., 2010, 148 p. (In Russ.).

6. Garbuzov G. P. [Archaeological investigations and satellite remote sensing]. *Rossiyskaya arkheologiya*. 2003, No. 2, P. 45–55 (In Russ.).

7. Geoeye-1: the world's highest resolution commercial earth-imaging satellite. Available at: http://content.satimagingcorp.com.s3.amazonaws.com/static/satellite-sensor-specification/GeoEye-1-PDF-Download.pdf (accessed 10.11.2016).

8. Crespi M., Colosimo G., De Vindictis L., Fratarcangeli F., Pieralice F. GeoEye-1: analysis of radiometric and geometric capabilities. *Personal Satellite Services: Second International ICST Conference, PSATS*. 2010, P. 354–369. Doi 10.1007/978-3-642-13618-4_27.

9. Bagautdinov R. S., Kopenkov V. N., Myshkin V. N. [The use of remote sensing data of different resolution to identify the burial mounds]. *Informatsionnye tekhnologii i nanotekhnologii. Materialy Mezhdunarodnoy konferentsii i molodezhnoy shkoly*. Samara, 2015, P. 318–323 (In Russ.).

10. *Google Earth na sluzhbe arkheologov* [Google Earth in the service of archeology] (In Russ.). Available at: http://www.razdory-museum.ru/ns_google-helps-archaeologists.html (accessed 10.11.2016).

11. *Google Earth v pomoshch' arkheologii* [Google Earth helpы archeology] (In Russ.). Available at: http://googlehot.ru/maps/google-earth-v-pomoshh-arxeologii (accessed 10.11.2016).

12. Kenig A. V., Zaytseva E. A. [Application of GIS technologies and earth's remote sensing for detecting, monitoring, and preservation of archeological heritage]. *Interekspo Geo-Sibir'*. Novosibirsk, 2013, Vol. 8, P. 48–51 (In Russ.).

13. Antelo J., Ambrosio G., Gonzalez J., Galindo C. Ship detection and recognition in high-resolution satellite images. *2009 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium*. 2009, Vol. 4, P. IV-514–IV-517. Doi: 10.1109/IGARSS.2009.5417426.

14. *Wreck of lost 19th century English steamboat found in Siberian river 139 years after it sank*. Available at: http://www.mirror.co.uk/news/world-news/wreck-lost-19th-century-english-8606816 (accessed 10.11.2016).

15. *Ekspeditsiya "Gde "Temza" vstrechaetsya s Eniseem"*. [The expedition "Where *Thames* meets the Yenisei"] (In Russ.). Available at: http://ru.arctic.ru/photo/20160811/406291.html (accessed 10.11.2016).

16. *How Google Earth Has Revolutionized Archaeology*. Available at: http://discovermagazine.com/2015/may/20-playing-the-field (accessed 10.11.2016).

Библиографические ссылки

1. Parcak S. H. Satellite remote sensing for archaeology. New York, 2009. P. 306.

2. Allan J. A., Richards T. S. Use of Satellite Imagery in Archaeological Surveys // Libyan Studies. 1983. Vol. 14. P. 4–8.

3. Цуцкин Е. В., Елина А. И., Елин М. Л. Использование космических снимков в археологических целях // Памятники Калмыкии каменного и бронзового века. Элиста, 1982. С. 54–58.

4. Археология и геоинформатика : Первая Междунар. конф. : тезисы докладов. М. : ИА РАН, 2012. 52 с.

5. Токарева О. С. Обработка и интерпретация данных дистанционного зондирования земли. Томск : Изд-во Томского политехн. ун-та, 2010. 148 с.

6. Гарбузов Г. П. Археологические исследования и дистанционное зондирование Земли из космоса // Российская археология. 2003. № 2. С. 45–55.

7. Geoeye-1: the world's highest resolution commercial earth-imaging satellite [Электронный ресурс]. URL: http://content.satimagingcorp.com.s3.amazonaws.com/static/satellite-sensor-specification/GeoEye-1-PDF-Download.pdf (дата обращения: 10.11.2016).

8. GeoEye-1: analysis of radiometric and geometric capabilities / M. Crespi [et al.] // Personal Satellite Services : Second International ICST Conference, PSATS. 2010. P. 354–369. Doi: 10.1007/978-3-642-13618-4_27.

9. Применение данных ДЗЗ различного разрешения для выявления курганных могильников / Багаутдинов Р. С., Копенков В. Н., Мышкин В. Н. // Информационные технологии и нанотехнологии : материалы Междунар. конф. и молодежной школы. Самара, 2015. С. 318–323.

10. Google Earth на службе археологов [Электронный ресурс]. URL: http://www.razdory-museum.ru/ns_google-helps-archaeologists.html (дата обращения: 10.11.2016).

11. Google Earth в помощь археологии [Электронный ресурс]. URL: http://googlehot.ru/maps/google-earth-v-pomoshh-arxeologii (дата обращения: 10.11.2016).

12. Кениг А. В., Зайцева Е. А. Применение технологии ГИС и методов ДЗЗ в системе выявления, мониторинга и охраны объектов археологического наследия // Интерэкспо Гео-Сибирь. Новосибирск, 2013. Т. 8. С. 48–51.

13. Ship detection and recognition high-resolution satellite images / J. Antelo [et al.] // 2009 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. 2009. Vol. 4. P. IV-514 – IV-517. Doi: 10.1109/IGARSS.2009.5417426.

14. Wreck of lost 19th century English steamboat found in Siberian river 139 years after it sank [Электронный ресурс]. URL: http://www.mirror.co.uk/news/world-news/wreck-lost-19th-century-english-8606816 (дата обращения: 10.11.2016).

15. Экспедиция «Где "Темза" встречается с Енисеем» [Электронный ресурс]. URL: http://ru.arctic.ru/photo/20160811/406291.html (дата обращения: 10.11.2016).

16. How Google Earth Has Revolutionized Archaeology [Электронный ресурс]. URL: http://discovermagazine.com/2015/may/20-playing-the-field (дата обращения: 10.11.2016).

© Goncharov A. E., Karelin N. M.,
Mednikov D. M., Nasyrov I. R., 2016

UDC 621.01

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 964–974

ASSESSMENT OF SPACECRAFT SOLAR ARRAY RELIABILITY DURING GROUND EXPERIMENTAL DEVELOPMENT TEST

S. A. Zakharov

JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev"
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Region, 662972, Russian Federation
E-mail: szaharov@iss-reshetnev.ru

The increase of available power and the lifetime up to 15 years for modern telecommunications satellites significantly actualize the challenge of improving large-sized foldable solar arrays (LF SA) reliability. The reliability of any equipment to be implemented onboard of a spacecraft depends mainly on the quality of their ground experimental test development (GTD). To ensure high quality GTD it is important to accept the correct concept of SA reliability validation, taking into account the specifics of the SA design and the real capabilities of the test facilities.

The paper describes constituent parts of the concept allowing validating the large-sized foldable solar arrays reliability at the phase of ground experimental test development. There has been obtained the system of differential equations which describes SA deployment using the off-loading system and, as a result, solving of the differential equations system to estimate errors introduced to the SA elements motion dynamics by the test equipment is given. "Yamal-401" spacecraft SA mechanism reliability has been calculated. The stresses impacting SA mechanism elements during deployment under zero gravity, used during calculation and design of "Yamal-401" spacecraft SA have been defined.

The developed methodologies of numerical tests have allowed validating the reliability of all large-scale SA structure elements, under all extreme cases, with regard to the available test facilities. This approach allows performing experimental test development of any large-size SA under development for new generation spacecrafts using existing experimental test facilities and equipment.

The results of the research have been used by JSC "Information satellite systems named after academician M. F. Reshetnev" at the phase of ground experimental test of large foldable SA structures for "Express-AM5", "Yamal-401" spacecrafts and other spacecraft types.

Keywords: a solar array, a gravity off-loader, differential equations, a panel, a hinge, ground experimental development test, zero-gravity facility, probability, reliability, spacecraft.

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 964–974

ОЦЕНКА НАДЁЖНОСТИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ

С. А. Захаров

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

Увеличение энерговооруженности и срока активного существования современных телекоммуникационных космических аппаратов до 15 лет значительно актуализирует проблему повышения надежности крупногабаритных трансформируемых солнечных батарей (КТ БС). Надёжность любого оборудования для применения в составе космических аппаратов определяющим образом зависит от качества их наземной экспериментальной отработки (НЭО). Для обеспечения высокого качества НЭО важно принять правильную концепцию подтверждения надежности БС с учётом специфики построения БС и реальных возможностей экспериментальной базы.

Предлагаются составляющие концепции для подтверждения надёжности КТ БС при НЭО. Получена система дифференциальных уравнений раскрытия БС на стенде обезвешивания, и в результате её решения приведена оценка погрешностей, вносимых стендовым оборудованием в динамику движения элементов БС. Выполнен расчет надёжности МС БС космического аппарата «Ямал-401». Определены силовые факторы, действующие на элементы МС БС в процессе раскрытия в невесомости, использованные при расчётах и проектировании БС космического аппарата «Ямал-401».

Разработанные методики численных испытаний позволили подтвердить надёжность всех составных частей крупногабаритных конструкций БС при воздействии всех экстремальных ситуаций, применительно к имеющейся экспериментальной базе. Такой подход позволяет проводить экспериментальную отработку любых разрабатываемых крупногабаритных БС для новых перспективных космических аппаратов на существующей экспериментальной базе и оборудовании.

Результаты исследований использованы в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» при наземных экспериментальных отработках крупногабаритных трансформируемых конструкций БС космических аппаратов класса «Экспресс-АМ5», «Ямал-401» и других типов.

Ключевые слова: солнечная батарея, устройство обезвешивания, дифференциальные уравнения, панель, шарнирный узел, экспериментальная отработка, стенд обезвешивающий, вероятность, надёжность, космический аппарат.

Introduction. The current state of space communication drives the need for powerful telecommunication satellites (SC). So, “Express-AM5” and “Yamal-401” satellites built by JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information satellite systems” were launched on December, 26th, 2013, and on December, 15th, 2014, accordingly [1–3]. The satellites are built on the basis of Express-2000, a unified, not sealed satellite Platform providing approximately 15 kW power [4]. Express-2000 Platform Solar Arrays wings span is more than 33 meters.

The importance of the paper. The requirements for the increased power and the extended lifetime of the abovementioned satellites drive the need to improve the reliability of onboard equipment and, especially, of large-sized foldable solar arrays (LFSA).

The equipment available in the industry does not allow to perform a full ground development test for Large Foldable Solar Arrays (LFSA) representing the intended space environment affecting the LFSA during spacecraft launch into orbit and deployment of LFSA into deployed configuration. To validate reliability of actuation of all LFSA components it is required to have appropriate justification and an individual approach, which takes into account the capabilities of available test ground equipment and the rationale on decomposition of critical components of Large Foldable Solar Array structures.

The concept of the solar array reliability validation at the phase of GDT. LFSA mechanism structure components strength and reliability is determined considering the effect of loads applied during manufacturing, of spacecraft launch loads and LFSA in-orbit deployment from folded to deployed configuration. During LFSA structure design activities the required maximum strength and reliability of all mechanical devices and minimal weights and sizes should be in mind [5–7]. The ways to minimize the loads affecting LFSA components must ensure an openwork design of LFSA sections.

An analysis is performed and all loads affecting SA hinges and components are defined considering the forces in synchronization system elements, deformation momenta in cables routed through the hinges, deployment drives momenta. The obtained results are the inputs for definition of loads affecting the SA components, subassemblies and devices and are the inputs for designing of gravity off-loader to be used for the SA drive mechanism testing during ground development test.

The analysis of LFSA operation reliability is made to define the most critical elements. The LFSA operation reliability analysis reveals that the main single point failures are panels locks and panels hinges and the booms the redundancy of which in a design is not possible to implement.

The decomposition method is applied to validate the operational reliability of all solar array elements under various factors, which replaces the solution of a single reliability problem by separate simple solutions for each LFSA unit or element.

Considering the dimensions of objects under test and capabilities of the existing test equipment the following sequence of experimental development test is applied: unit experimental development test; assembly experimental development test; complex experimental development test at the level of LFSA mechanical deployment system. As a part of a test assembly the SA hinge is assembled from the elements reproducing operation conditions at the level of LFSA (cable bundles, contact gauges, synchronization system simulators, etc.) during manufacturing.

Hinges stand-alone deployment testing under extreme temperatures is performed, during the testing actual resistive torque (or resulting driving torque) in SA hinge is measured. SA mechanisms are subjected to the required phases of ground test development and to the test loads [8], and after the testing their main performance, the capability to transfer all components of SA mechanism from folded to deployed configuration and to securely lock that position is verified [5–7].

The description of the research object. Fig. 1 depicts as an example of “Yamal-401” SA wing structure.

“Yamal-401” spacecraft solar array structure consists of two wings symmetrically accommodated with regards to (wrt) the spacecraft body. The wing is maintained in the folded configuration with five locks.

SA boom frame is fixed to the SA drive mechanism flange with the root hinge. SA boom root hinge and SA boom end hinge are interconnected with the synchronization system.

SA boom motion for deployment in the hinge is done with the help of spring drives using the electro-mechanical drive. The electro-mechanical drive maintains the hinges deployment rate by the synchronization system. The root panel, the intermediate panel, the end panel and the lateral panels are deployed with the help of spring drives.

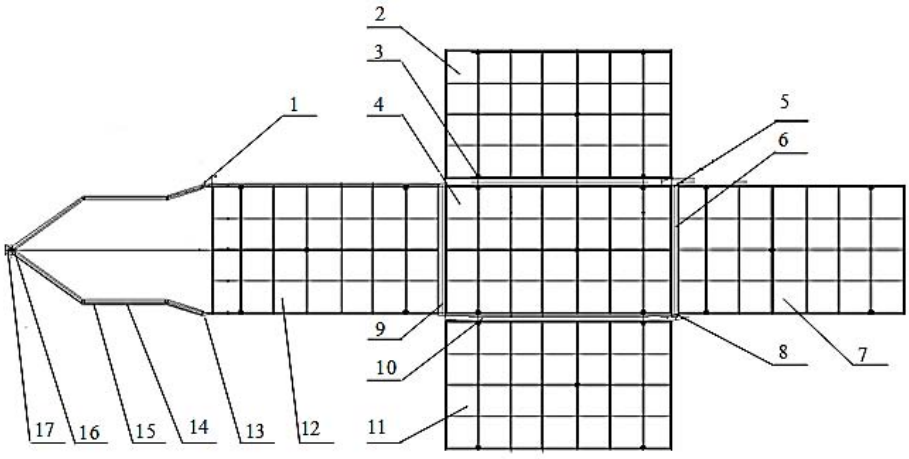


Fig. 1. “Yamal-401” SA wing in deployed configuration:
1 – SA boom end hinge; *2, 11* – lateral panels; *3, 10* – lateral panel hinges; *4* – intermediate panel; *5, 8* – SA lateral panels deployment restrain subassemblies; *6* – end panel hinge; *7* – end panel; *9* – intermediate panel hinge; *12* – root panel; *13* – electro-mechanical drive; *14* – SA boom frame; *15* – synchronization system; *16* – SA boom root hinge; *17* – SA boom root flange

The synchronization system ensures smoothness of SA elements deployment and locking of the elements in the deployed configuration in the specific sequence from the boom root hinge to the end panel hinge. The collision of the wing elements and spacecraft structure during deployment is avoided, mutual interference of wing elements inertia moments to SA deployment dynamics is minimized. The disturbing torques affecting the spacecraft as a whole which potentially can impact the spacecraft attitude are also minimized.

In each hinge it is necessary to provide a secure excessive driving torque over the total resistive torque, which results in increasing inertia loads for the structure during hinges locking. “Yamal-401” SC Solar Array drive mechanism contains the electro-mechanical drive, which is on the one hand by being a restraining device provides controlled deployment angular rates for the sections, and on the other hand is a back-up source of the driving torque in case of contingency.

The use of special equipment at the phase of SA GDT. SA panels deployment check is done at different phases of spacecraft design development test, usually after environmental tests. SA mechanical drive complex test is done at the phase of spacecraft design test development on an Engineering model or as a part of Flight Model spacecraft after environmental tests using gravity off-loader.

Special gravity off-loader is used during SA wing deployment under gravity, the gravity off-loader compensates for weight of each mobile section during SA deployment.

Such test provide validation of deployment rate and torque stability, validation of maintenance of the integrity of the structure elements including those ones for which the access is difficult when the SA panels are locked in the folded configuration. The gravity off-loader equipment shall have minimal effect to SA mechanism deployment rate and torque stability [9].

Specific test setups and test methods are developed for each newly developed large SA design structure. But at the same time decomposition methods for such structures are also developed to justify the possibility to perform their ground development test using previously developed set-ups and equipment.

The concept of SA mechanical strength. Verification of SA structure strength during deployment is done by comparison of the following results:

– calculation of loads existing during deployment under space environment;

– calculation of loads existing during deployment when gravity off-loader is used;

– calculation of equivalent static loads considering known power performances of the spring drives;

– performance of SA wing equivalent static load testing with validation of specified strength margins including with creation of the required special test equipment ensuring calculated loading reproducing calculated deployment rates.

To assess the impact of test equipment to the confidence of the measured results of multiple section mechanism parameters it is required to do the following:

– to obtain the equations characterizing SA system motion at the test equipment together with its elements;

– to compute SA mechanism motion parameters;

– to assess the error of measured SA mechanism motion parameters wrt the motion parameters in real space environment (simulated conditions). SA mechanism design options depend on the spacecraft application.

Derivation of the differential equations system of SA deployment with the off-loading system. The important step of preparation for SA complex deployments at the phase of GTD is calculation which defines errors introduced to the SA mechanism dynamics by the support equipment [10; 11]. As an example I propose to review a typically used SA mechanism folded like an accordion and having additional lateral panels.

After a signal is sent to pyros the deployment of SA panels is done in the following sequence: the hold-down system is actuated and under the impact of spring drives the SA panel packets are deployed at 120º. The achievement of 115º during the packets deployment anticipates the release of the end panels which are deployed by the spring drives at 180º angle. Till root hinge latch (at 120º) the deployment of root and end panels occurs simultaneously. After end panels are 180º deployed, the lateral panels are released and deployed.

During analysis of SA system motion it is convenient to flow down the deployment process into four sequential phases:

Phase I: Deployment of root panel while the end panel is not deployed yet (here in after SA panels packet) till 115° angle.

Phase II: Simultaneous deployment of root and end panels.

Phase III: Deployment of end panel after the root panel is locked.

Phase IV: Deployment of lateral panels.

Computational scheme of SA root and end panels deployment at the test facility is given in fig. 2.

Differential equation system describing the motion of SA panels packet and slewing booms packet at phase I of the motion is the following:

$$\begin{cases} J_n \cdot \ddot{\varphi}_1 = M_{\text{дв.}n} - M_{\text{доп.}n} - M_{\text{аэр.}n} - M_{\text{с.}n}, \\ J_{n.\text{б}} \cdot \ddot{\varphi}_{1\text{б}} = M_{\text{дв.б}} - M_{\text{доп.б}} - M_{\text{с.б}}, \end{cases} \quad (1)$$

where J_n – moment of inertia of SA panels packet concerning a rotation axis; $\ddot{\varphi}_1$ – angular acceleration of SA panels packet; $M_{\text{аэр.}n}$ is aerodynamic resistive torque; $M_{\text{дв.}n}$ is driving torque of panel spring drive; $M_{\text{доп.}n}$ is an additional resistive torque, caused by the test set-up; $M_{\text{с.}n}$ is resistive torque of packet hinge; $J_{n.\text{б}}$ – moment of inertia of slewing boom packet; $\ddot{\varphi}_{1\text{б}}$ – angular acceleration of slewing boom packet; $M_{\text{доп.б}}$ is the tension load torque of the off-loader cable; $M_{\text{с.б}}$ – root slewing boom hinge resistive torque; $M_{\text{дв.б}}$ – slewing boom packet driving torque.

Computational scheme of SA mechanism second phase motion (simultaneous deployment of root and end panels) are given in fig. 3. SA mechanism motion equations are derived from Lagrange equations.

Substituting the corresponding derivatives found expressions into the equations (1) we obtain a set of second order differential equations describing SA mechanisms motion at phase II:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi}_1 = \dfrac{a_{22} \cdot c_{11} - a_{12} \cdot c_{12}}{a_{11} \cdot a_{22} - a_{12} \cdot a_{22}}, \\ \ddot{\varphi}_2 = \dfrac{a_{11} \cdot c_{12} - a_{21} \cdot c_{11}}{a_{11} \cdot a_{22} - a_{12} \cdot a_{21}}, \end{cases} \quad (2)$$

where:

$$a_{11} = m_1 \cdot l_1^2 + J_{\text{ос}1} + m_2 \cdot l_2^2 - 2 \cdot m_2 \cdot L_1 \cdot l_2 \cdot \cos\varphi_2 + m_2 \cdot l_2^2;$$

$$a_{12} = m_2 \cdot l_2^2 - m_2 \cdot L_1 \cdot l_2 \cdot \cos\varphi_2;$$

$$c_{11} = -2 \cdot m_2 \cdot L_1 \cdot l_2 \cdot \dot{\varphi}_1 \cdot \dot{\varphi}_2 \cdot \sin\varphi_2 - m_2 \cdot L_1 \cdot l_2^2 \cdot \dot{\varphi}_2^2 \cdot \sin\varphi_2 + \\ + M_{\text{дв.кор.}n} - M_{\text{доп.кор.}n} - M_{\text{с.кор.}n};$$

$$a_{21} = m_2 \cdot l_2^2 - m_2 \cdot L_1 \cdot l_2 \cdot \cos\varphi_2; \quad a_{22} = J_{\text{ос}2} + m_2 \cdot l_2^2;$$

$$c_{12} = m_2 \cdot L_1 \cdot l_2 \cdot \dot{\varphi}_1 \cdot \dot{\varphi}_2 \cdot \sin\varphi_2 - M_{\text{доп.к.}n} - M_{\text{с.к.}n} + M_{\text{дв.к.}n},$$

m_1 is the mass of the root panel; m_2 is the mass of the end panel; $J_{\text{ос}1}$ is the intrinsic moment of inertia of the root panel; $J_{\text{ос}2}$ is the intrinsic moment of inertia of the end panel; $M_{\text{дв.к.}n}$ is the driving torque of the end panel. $M_{\text{доп.к.}n}$ are additional torques resisting the motion of the root and end panels due to the test set-up.

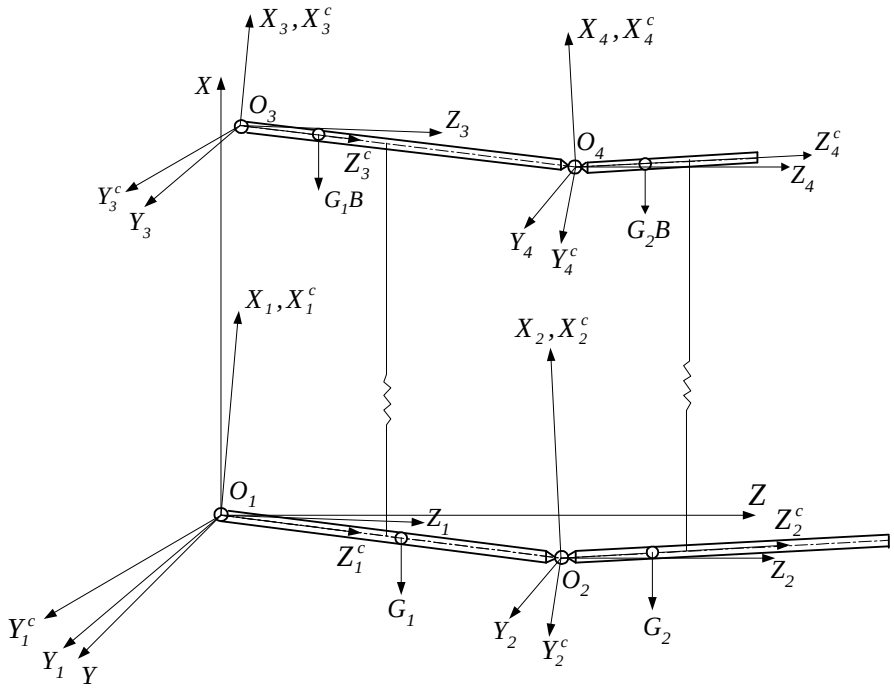


Fig. 2. SA root and end panels deployment computational scheme

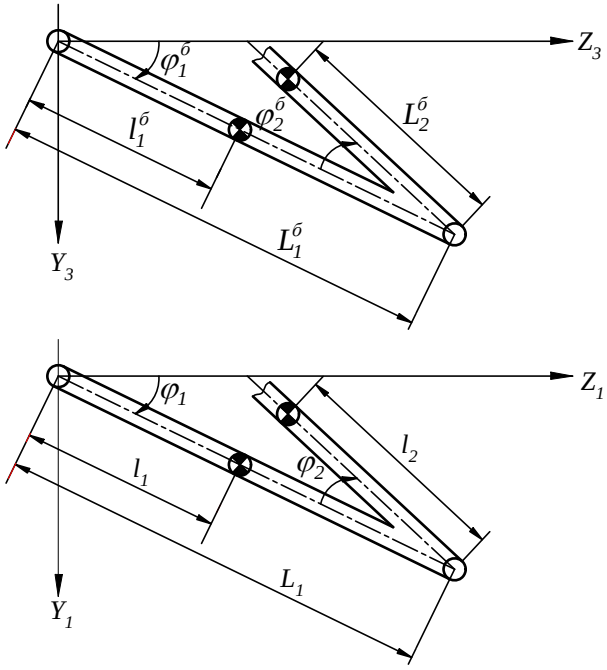


Fig. 3. Root and end panels deployment computational scheme

Similar to the abovementioned we obtain a set of equations describing motion of the root and end panels at phase II:

$$\begin{cases} \ddot{\varphi}_{1б} = \dfrac{a_{22}^б \cdot c_{11}^б - a_{12}^б \cdot c_{12}^б}{a_{11}^б \cdot a_{22}^б - a_{12}^б \cdot a_{21}^б}, \\ \ddot{\varphi}_{2б} = \dfrac{a_{11}^б \cdot c_{12}^б - a_{21}^б \cdot c_{11}^б}{a_{11}^б \cdot a_{22}^б - a_{12}^б \cdot a_{21}^б}, \end{cases} \quad (3)$$

where:

$$a_{11}^б = m_{1б} \cdot l_{12}^2 + J_{ос1б} + m_{2б} \cdot L_{1б}^2 -$$
$$- 2 \cdot m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \cos\varphi_{2б} + m_{2б} l_{2б}^2;$$
$$a_{12}^б = m_{2б} \cdot l_{2б}^2 - m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \cos\varphi_{2б};$$
$$c_{11}^б = -2 \cdot m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \dot{\varphi}_{1б} \cdot \dot{\varphi}_{2б} \cdot \sin\varphi_{2б} +$$
$$+ m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \dot{\varphi}_{2б} \cdot \dot{\varphi}_{1б} \cdot \sin\varphi_{2б} +$$
$$+ m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \dot{\varphi}_{2б}^2 \cdot \sin\varphi_{2б} -$$
$$- M_{доп.кор.б} - M_{с.кор.б} + M_{дв.кор.б};$$
$$a_{21}^б = m_{2б} \cdot l_{2б}^2 - L_{1б} \cdot m_{2б} \cdot l_{2б} \cdot \cos\varphi_{2б};$$
$$a_{22}^б = J_{ос2б} + m_{2б} \cdot l_{2б}^2;$$
$$c_{12}^б = m_{2б} \cdot L_{1б} \cdot l_{2б} \cdot \dot{\varphi}_{1б} \cdot \dot{\varphi}_{2б} \cdot \sin\varphi_{2б} -$$
$$- M_{доп.к.б} - M_{с.к.б} + M_{дв.к.б},$$

here $m_{1б}$ is the mass of the root slewing boom; $m_{2б}$ is the mass of the end slewing boom; $J_{o1сб}$ is the intrinsic moment of inertia of the root slewing boom; $J_{o2сб}$ is the intrinsic moment of inertia of the end slewing boom; $M_{дв.кор.б.}$, $M_{дв.к.б}$ are the driving torques of the root and end slewing booms; $M_{доп.кор.б}$, $M_{доп.к.б}$ are additional torques resisting the motion of the root and end slewing boom due to the test set-up.

The equations describing the motion of end panel and the end boom at phase III of SA system motion are the following:

$$\begin{cases} J_{к.п} \cdot \ddot{\varphi}_{к.п} = M_{дв.к.п} - M_{доп.к.п} - M_{аэр.к.п}; \\ J_{к.п} \cdot \ddot{\varphi}_{к.п} = -M_{доп.к.б} + M_{дв.к.б}, \end{cases}; \quad (4)$$

where $J_{к.п}$ is the moment of inertia of the end panel wrt the motion axis; $M_{аэр.к.б}$ is aerodynamic torque resisting the motion of the end panel.

The equation describing end panel motion in the reference frame is the following:

$$J_0 \ddot{\varphi}_{бп} = M_{пр} - M_{доп} - M_{аэр} - M_c, \quad (5)$$

where: J_0 is the panel moment of inertia wrt the hinge axis; $M_{пр}$ is the driving torque of the spring drive; $M_{доп}$ is an additional resistive torque due to the test set-up; $M_{аэр}$ is aerodynamic torque resisting the motion of the lateral panel.

Integration of a set of differential equations consisting of (1)–(4) and (5) was done by Runge–Kutta method with constant integration step of $\Delta t = 0.01$ s.

To assess the impact of the test equipment elements to the motion parameters, SA mechanism motion computation was done under real conditions (the tension forces are equal to 0, suspensions tension forces are equal to 0, air density is equal to 0, for the case when the object is securely fixed) and, then, at the test facility with gradual test equipment adjustment error accumulation within the allowable limits.

The results of the calculations. The built test equipment allows to perform SA mechanism test at the phase of ground development test of complete LFSA and to assess motion parameters with 10–11 % estimation errors.

During preparation of the test equipment for the performance of test it is required to additionally define actual mass and moments of inertia of the test equipment slewing booms, and to perform additional calculations to define driving torques in the booms hinges, to define more

precisely SA mechanism motion parameters while it is at the test equipment.

The calculation results show that the motion parameters errors (deployment duration, SA panel angular rates at the instant of latching) of SA system wrt SA system motion parameters in real environment are 17.21 %; –23.45 % for panel packets and 17.7 %; –22.2 % for end panels, accordingly.

The utmost error is introduced to the motion parameters by slewing booms mass and moments of inertia, so it is necessary to install into the booms hinges some devices which create driving torques ensuring monitoring of the SA panel motion by the slewing booms.

The field of implementation of the research results. The developed mathematical tool and the method of calculation of SA mechanism motion parameters allow to rapidly perform an assessment of test equipment performances.

Decomposition method allows to perform test to validate reliability of all components of large SA structure including under vacuum and under extreme temperatures using the available ground test equipment.

SA mechanism reliability calculation. SA mechanism reliability analysis was done for the structure depicted in Figure 1. SA mechanism functions are the following:

1) installation of SA panels wings and fixation of SA panels and booms in the folded configuration at satellite level;

2) SA panels and booms release from fixation in the folded configuration;

3) booms and panels transfer to deployed configuration.

During operation SA mechanism is subjected to the following:

a) mechanical loads seen during transportation, lift-off, launch, separation of LV stages, SA deployment;

b) ground climatic conditions;

c) hot and cold temperatures of launch and orbit phases;

d) vacuum, radiation.

Inadvertent actuation of hold-down locks which potentially can occur due to inadvertent pyrounits actuation due to electrostatic discharge is eliminated by grounding of the structure.

SA mechanism primary items survival is ensured by design, these items are designed with the required strength margins considering the worst combination of loads during transportation, lift-off, launch, LV stages separation.

In-orbit, during SA panels transfer from folded to deployed configuration, the mechanism is in deployment mode and performs functions 2, 3. Functions 2, 3 may be carried out under the following conditions:

a) SA mechanism primary items survival is ensured by the required strength margins provided for the items taking into account the loads occurring during deployment.

b) Events of ПУ, C_1^1 …, C_1^5, C_2, C_3, C_4 occur if the forces (torques) providing subassemblies actuation are higher than the forces (torques) resisting the actuation. Where C_1^i is actuation of i-th SA panel hold-down lock; C_2 is electro-mechanical drive performance; C_3 is boom frame, root panel, intermediate panel, end panel motion; C_4 is lateral panel motion; ПУ is a pyrounit actuation.

SA mechanism performance reliability is calculated by the following equation:

$$P(\text{МС БС}) = P^2(\text{ПУ})\cdot P^2(C_1^1) \ldots P^2(C_1^5)\cdot P^2(C_2)\cdot P^2(C_3)\cdot P^4(C_4), \quad (6)$$

where P(МС БС) is SA mechanism performance reliability; $P(C_1^1)$, ..., $P(C_1^5)$, $P(C_2)$, $P(C_3)$, $P(C_4)$ are the probabilities of occurrence of C_1^1, ... C_1^5, C_2, C_3, C_4 events; P(ПУ) is a probability of ПУ event occurrence.

Reliability of SA mechanism sub-assemblies actuation (a probability of occurrence of (C_1^1, ..., C_1^5, C_2, C_3, C_4) events is characterized by a probability of excess of driving torque (driving force) over resisting torque (resisting force).

The definition of probabilities $P(C_1^1)$, ..., $P(C_1^5)$, $P(C_3)$, $P(C_4)$ comes to the solution of the equation

$$P_{\text{функ}} = \text{Вер}(X_{\text{дв}} > Y_c),$$

where $X_{\text{дв}}$, Y_c are random values (driving force or driving forces moment, resisting force or resisting forces moment).

It is understood that distribution of random values $X_{\text{дв}}$, Y_c comply with normal low.

In this case

$$P_{\text{функ}} = \text{Вер}(X_{\text{дв}} > Y_c) = \Phi(U),$$

where $\Phi(U)$ is normal distribution function.

$X_{\text{дв}}$, Y_c random values distributions are trimmed, so that $X_{\text{дв}}^{\min} > Y_c^{\max}$, so

$$P_{\text{функ}} = \text{Вер}(X_{\text{дв}}^{\min} > Y_c^{\max}) \to 1.$$

Hence, the margin of driving torque shall be at least 200 % (3:1 rate) for each hinge under worst case resistance.

Assessment of reliability of a pyrounit actuation. Pyrounit structure maintains operational capability while at least one pyro is actuated. Reliability of a pyrounit actuation is defined by the formula

$$P(\text{ПУ}) = 1 - (1 - P_{\text{пч}})^2. \quad (7)$$

By previous experience, reliability of a pyro actuation is $P_{\text{пч}}$ = 0.99999. The reliability will be P(ПУ) = = 0.9999999999.

Assessment of reliability of a SA panel hold-down lock actuation. Detailed analysis performed for hold-down lock scheme showed that the margin on driving torque of the lock rotatable items is not less than 3, the lock actuation reliability is not lower than 0.9999999, probabilities $P(C_1^1) = P(C_1^2) = \ldots = P(C_1^5)$ are not less than 0.999999.

Assessment of reliability of boom frame, root, intermediate and end panels motion during SA deployment. Simultaneous motion of SA boom in the SA root boom hinge, of the root panel in the boom end hinge, of intermediate and end panels is done by spring drives with the use of electro-mechanical drive, installed in the boom end hinge and operating in deployment restraining mode (in push mode, if needed), and by the synchronization system connecting boom hinges and SA panels hinges.

The force relation can be missing in the synchronization system cable rods because the cable rods are loose at the final stage of deployment of the boom, the root, the intermediate and end panels while the hold-down items are active.

As a result, while the hold-down items are active, the reliability $P(C_з)$ at deployment stage is characterized by the excess of minimal driving torque over the maximum resistive torque separately in each hinge of SA mechanism.

Each of two springs in the boom root hinge is $2.3^{+0.3}$ N·m pre-loaded in the deployed configuration (φ_1 = 90°). In accordance with the spring diagram the minimal torque $M_{1дв}^{min}(\varphi_1)$ varies from 4.98 N·m at φ_1 = 0° to 4.6 N·m at φ_1 = 90°. Dependence of $M_{1дв}^{min}(\varphi_1)$ on motion angle φ_1 is linear.

Torque $M_{2дв}(\varphi_2)$ in the boom end hinge (root panel hinge) is provided by two springs. In the boom end hinge each of two springs is $1.65^{+0,2}$ N·m pre-loaded in the deployed configuration (φ_2 = 180°). In accordance with the spring diagram the minimal torque $M_{2дв}^{min}(\varphi_2)$ varies from 4.98 N·m (φ_2 = 0°) to 3.3 N·m (φ_2 = 180°). Dependence of $M_{2дв}(\varphi_2)$ on motion angle φ_2 is linear.

Torque $M_{1c}(\varphi_1)$ in the boom root hinge at $0° \le \varphi_1 \le 90°$ is defined by the formula:

$$M_{1c}(\varphi_1) = M_{1ш}(\varphi_1) + M_{1к}(\varphi_1) + 2M_{1кр} + M_{1д}, \qquad (8)$$

where $M_{1ш}(\varphi_1)$ is friction torque in the boom root hinge; $M_{1к}(\varphi_1)$ is resistive torque of the cable in the boom root hinge; $M_{1кр}$ is resistive torque while the hold-down hook is actuated in the boom root hinge at $72° \le \varphi_1 \le 90°$; $M_{1д}$ is resistive torque while the detector shaft is down at $80° \le \varphi_1 \le 90°$.

Torque $M_{1ш}(\varphi_1)$ is defined by the formula

$$M_{1ш}(\varphi_1) = (R_{1ш1} + R_{1ш2})\cdot f\cdot r_ш, \qquad (9)$$

where $R_{1ш1}$, $R_{1ш2}$ are responses at the bearings in the boom root hinge; f is friction coefficient; $r_ш$ is the radius of bearing slip surface in the hinge assembly.

Torque $M_{1кр}$ is defined by the formula

$$M_{1кр} = Q_{кр}\cdot L_к, \qquad (10)$$

where

$$Q_{кр} = M_{пр}^{max}\cdot\cos(90° - \varphi_к)/L_1, \qquad (11)$$

$Q_{кр}$ is resisting torque under pressure onto the hook; $M_{пр}^{max}$ is the maximum torque created by the hook spring; L_1 is the arm of force $Q_{кр}$ wrt the hook motion axis; $L_к$ is the distance from hook motion axis to the axis of the root hinge; $\varphi_к$ is the hook skew angle in degrees.

As per the requirements, the resistive torque in hinge 1 including the resistive torque of the cable $M_{1к}(\varphi_1)$ in not more than 1.1 N·м.

Torque $M_{1д}$ is defined by the formula

$$M_{1д} = Q_{1д}\cdot L_{1д}, \qquad (12)$$

where $Q_{1д}$ is the torque of the spring biasing the detector shaft in the boom root hinge; $L_{1д}$ is the arm of force $Q_{1д}$ wrt the boom root hinge axis.

Torque $M_{2c}(\varphi_2)$ in the boom end hinge at $0° \le \varphi_2 \le 180°$ is defined by the formula

$$M_{2c}(\varphi_2) = M_{2ш}(\varphi_2) + M_{2к}(\varphi_2) + 2M_{2кр} + 2M_{2д}, \qquad (13)$$

where the characteristics of $M_{2c}(\varphi_2)$ additives correspond to $M_{1c}(\varphi_1)$ additives as per formula (8) for angle φ_2, under the following peculiarities: $M_{2кр}$ is the resistive torque when the hold-down hook is actuated in the boom end hinge at $164° \le \varphi_2 \le 180°$; $M_{2д}$ is the torque resisting the detector shaft downing at $170° \le \varphi_2 \le 180°$.

Torque $M_{2ш}(\varphi_2)$ is defined as $M_{1ш}(\varphi_1)$ by formula (9), given that responses in the boom end hinge bearings $R_{2ш1}$, $R_{2ш2}$ are used instead of $R_{1ш1}$, $R_{1ш2}$.

The calculation shows that:

– $M_{1дв}^{min}(\varphi_1)$ exceeds $M_{1c}^{max}(\varphi_1)$ by not less than 3 times at $0° \le \varphi_3 \le 90°$;

– $M_{2дв}^{min}(\varphi_2)$ exceeds $M_{2c}^{max}(\varphi_2)$ by not less than 3 times at $0° \le \varphi_2 \le 180°$.

Motion of the intermediate panel in the hinge is done by spring drives in two hinge joints.

Reliability is defined by the exceed of the minimal driving torque $M_{3дв}^{min}(\varphi_3)$ in the driving hinge over maximum torque $M_{3c}^{max}(\varphi_3)$ resisting the motion. Torque $M_{3дв}^{min}(\varphi_3)$ in intermediate panel hinge is provided by two springs. In the hinge the springs are $1.65^{+0,2}$ N·m pre-loaded in the deployed configuration (φ_3 = 180°).

In accordance with the spring diagram the minimal driving torque $M_{3дв}^{min}(\varphi_3)$ varies from 4.98 N·m at φ_3 = 0° to 3.3 N·m at φ_2 = 180°. Dependence of $M_{3дв}(\varphi_3)$ on motion angle φ_3 is linear.

Torque $M_{3c}(\varphi_3)$ in the intermediate panel hinge at $0° \le \varphi_3 \le 180°$ is defined by the formula

$$M_{3c}(\varphi_3) = M_{3ш}(\varphi_3) + M_{3к}(\varphi_3) + 2M_{3кр} + M_{3д}, \qquad (14)$$

where the characteristics of $M_{3c}(\varphi_3)$ additives correspond to $M_{1c}(\varphi_1)$ as per formula (8) for angle φ_3, under the following:

– $M_{3кр}$ is resistive torque when the intermediate panel hinge hold-down hook actuated at $165° \le \varphi_3 \le 180°$;

– $M_{3д}$ is resistive torque when the detector shaft is downed at $171° \le \varphi_3 \le 180°$.

Torque $M_{3ш}(\varphi_3)$ is defined as $M_{1ш}(\varphi_1)$ by formula (9), given that responses in the boom intermediate hinge bearings $R_{3ш1}$, $R_{3ш2}$ are used instead of $R_{1ш1}$, $R_{1ш2}$.

As per the requirements, the resistive torque in the intermediate panel hinge (including the resistive torque of the cable) is not more than 0.95 N·m.

$M_{3кр}$ is the resistive torque when the hold-down hook is actuated, it is defined the same way as $M_{1кр}$ by formulas (10), (11).

Torque $M_{3шу}(\varphi_3)$ equals to the difference between the minimal driving torque in hinge 3 and maximal allowable resistive torque.

The calculation shows that:

– $M_{3дв}^{min}(\varphi_3)$ exceeds $M_{3c}^{max}(\varphi_3)$ by not less than 3 times at $0° \le \varphi_3 \le 180°$.

Motion of the end panel in hinge 4 during deployment is done by spring drives in two hinge joints. Reliability is defined by the exceed of the minimal driving torque $M_{4дв}^{min}(\varphi_4)$ in the driving hinge over maximum torque $M_{4c}^{max}(\varphi_4)$ resisting the motion.

Torque $M_{4дв}(\varphi_4)$ in the end panel hinge is provided by two springs. In the hinge the springs are $1.65^{+0,2}$ N·m pre-loaded in the deployed configuration (φ_4 = 180°).

In accordance with the spring diagram the minimal driving torque $M_{4дв}^{min}(\varphi_4)$ varies from 4.98 N·m at $\varphi_4 = 0°$ to 3.3 N·m at $\varphi_4 = 180°$. Dependence of $M_{4дв}^{min}(\varphi_4)$ on motion angle φ_4 is linear.

Torque $M_{4c}(\varphi_4)$ in the end panel hinge at $0° \le \varphi_4 \le 180°$ is defined by the formula

$$M_{4c}(\varphi_4) = M_{4ш}(\varphi_4) + M_{4к}(\varphi_4) + 2M_{4кр} + M_{4д} + 2M_з, \quad (15)$$

where the characteristics of $M_{4c}(\varphi_4)$ additives correspond to $M_{1c}(\varphi_1)$ additives as per formula (8) for angle φ_4, under the following:

$M_{4кр}$ is resistive torque when the end panel hinge hold-down hook actuated at $165° \le \varphi_4 \le 180°$;

$M_{4д}$ is resistive torque when the detector shaft is downed at $171° \le \varphi_4 \le 180°$;

M_3 is resistive torque when lateral panel retaining assembly is actuated at $170° \le \varphi_4 \le 180°$.

Torque $M_{4ш}(\varphi_4)$ is defined as $M_{2ш}(\varphi_2)$ by formula (9), given that responses in the end panel hinge bearings $R_{4ш1}$, $R_{4ш2}$ are used instead of $R_{1ш1}$, $R_{1ш2}$.

Resistive torque in end panel hinge (considering the resistive torque of the cable) shall be not more than 0.75 N·m.

Torque $M_{4кр}$ is defined as $M_{кр}^{1}$ by formulas (10), (11),

Torque M_3 is defined by formula:

$$M_з = Q_{4зад} \cdot L_з,$$

where $Q_{4зад} = (M_{пр}/L_4 + T \cdot L_2/L_4)$ is the force resisting the motion of lateral panel deployment retaining hook; $M_{пр}$ is the torque of the spring retaining the hook; $T = Q_{кп} \cdot f$ is friction torque occurring when the hook is moved along the axis at lateral panel; $Q_{кп} = (M_{5дв}^{max}(\varphi_5)/L + Q_{пр})$ is the force impacting the hook from the lateral panel; $Q_{пр}$ – is the force of the spring biasing the shaft of the lateral panel displacement detector; L_2 is the arm of force T wrt the hook motion axis; L_4 is the arm of force силы $Q_{4зад}$ wrt the hook motion axis; L_3 is the arm of force силы $Q_{4зад}$ wrt the end panel axis; $M_{5дв}^{max}(\varphi_5)$ is the torque in the lateral panel hinge.

The calculation shows that $M_{4дв}^{min}(\varphi_4)$ exceeds $M_{4c}^{max}(\varphi_4)$ by not less than 2.7 times at $0° \le \varphi_4 \le 180°$.

The drive ensures the specified output performances while the external torque towards the deployment is from 0 to 25 N·m. The torque due to the spring drives impacting the electro-mechanical drive equivalent to the boom end hinge is not more than 13.7 N·m. The resistive torque margin is not less than 1.8.

To overcome static resistance at the initial instant after the locks release the SA contains pushers ensuring the panel wings displacement.

The requirement that during deployment the boom, intermediate, end, lateral panels driving torques exceed the resistive torques by 3 is met, which ensures that the reliability $P(C_3)$ is not less than 0.999999.

Assessment of reliability of a lateral panel motion. Motion of a lateral panel in hinge 5 (hinge 6) is done by spring drives in two hinge joints. Reliability $P(C_4)$ is defined by the exceed of the minimal driving torque $M_{5дв}^{min}(\varphi_5)$ driving hinge over maximum torque $M_{5c}^{max}(\varphi_5)$ resisting the motion.

Torque $M_{5дв}(\varphi_5)$ in the lateral panel hinge is provided by two springs. In the hinge the springs are $1.15^{+0.1}$ N·m pre-loaded in the deployed configuration ($\varphi_5 = 180°$). In accordance with the spring diagram the minimal driving torque $M_{5дв}^{min}(\varphi_5)$ varies from 3.96 N·m at $\varphi_5 = 0°$ to 2.3 N·m at $\varphi_5 = 180°$. Dependence of $M_{5дв}^{min}(\varphi_5)$ on motion angle φ_5 is linear.

Torque $M_{5c}(\varphi_5)$ in the lateral panel hinge at $0° \le \varphi_5 \le 180°$ is defined by the formula

$$M_{5c}(\varphi_5) = M_{5ш}(\varphi_5) + M_{5к}(\varphi_5) + 2M_{5кр} + M_{5д},$$

where the characteristics of $M_{5c}(\varphi_5)$ additives correspond to $M_{1c}(\varphi_1)$ additives as per formula (8) for angle φ_5, under the following; $M_{5кр}$ is resistive torque when the lateral panel hinge hold-down hook actuated at $152° \le \varphi_5 \le 180°$; $M_{5д}$ is resistive torque when the detector shaft is downed at $171° \le \varphi_5 \le 180°$.

Torque $M_{5ш}(\varphi_5)$ is defined by the formula

$$M_{5ш}(\varphi_5) = 2 \cdot R_{5ш} \cdot f \cdot r_ш,$$

where $R_{5ш}$ is the response in the bearing in the lateral panel hinge; $r_ш$ is the radius of bearing slip surface in the hinge assembly; f is friction coefficient;

$$R_{5ш} = M_{5п}(\varphi_5)/L_5,$$

where $M_{5п}(\varphi_5)$ is the torque of the spring depending on angle φ_5 of the lateral panel motion; L_5 is the arm of spring force application.

As per the requirements, the resistive torque in the hinge of the lateral panel (including the resistive torque of the cable) is not more than 0.7 N·m.

Torque $M_{5кр}$ is defined as $M_{1кр}$ by formulas (10), (11).

The calculation shows that $M_{5дв}^{min}(\varphi_5)$ exceeds $M_{5c}^{max}(\varphi_5)$ by not less than 3 times.

Assessment of reliability of SA drive mechanism performance. The probability of electro-mechanical drive failure-free performance is not less than 0.9999. SA mechanism performance reliability P(МС БС) calculated by formula (1) is not less than 0.9997.

Calculation of forces and moments, affecting SA mechanism elements during deployment using SA wing mathematical model. Development of the mathematical model, describing dynamics of the solar array panels deployment, and calculation on its basis the dynamic parameters of all links is the major step of preparation for GTD [12–17].

To define maximum duration of SA transfer (see fig. 1) from folded to deployed configuration a calculation was done for the case with maximum resistive torque M_c in the hinge and minimum angular rate of electro-mechanical drive output shaft (3 °/s).

To define maximum loads to the SA mechanism structure occurring in the hinges, the computation was done for the case of the minimum resistive torque ($M_c = 0$) and maximum angular rate of electro-mechanical drive (7 °/s). To compute the loads 1.3 safety margin was assumed. ADAMS 2005 was used for the computation.

SA panel wing mathematical model was built on the basis of design documentation and technical description of the mechanism under review including its ground support equipment. The mechanism is a combination

of three dimensional mechanisms and sections having kinematic links (hinge joints), elastic-damping items (structural stiffnesses) and drives, and control and monitoring items (hold-down detectors, logic converters), etc.

The model section masses correspond to the masses of structure items of fig. 1. Hinge or kinematically constrained node is assumed to be a flexible joint consisting of several sections. The boom and panel hinges are rotating pairs having a single degree of freedom (rotation wrt the specified axis).

Geometry model is the base for creation of dynamical model and calculation of mass and moments of inertia of the mechanism parts, and is used later on during creation of kinematic relations and force actions.

During creation of an idealistic model all active forces impacting moving systems are identified:

– deployment mechanisms actuating force;

– hinge joints friction forces;

– moments in hinges due to the force in the synchronization system cable rod.

All active forces are described in the model as load-bearing elements with the corresponding reference data. After the model was created different combinations of the model were made to study its operation in different operation modes. The modelling predicts how the model will behave considering the selected fixations and loads impacting the consistent parts on the model and in the real structure of SA mechanism.

During modelling the following was done:

1) definition of the corresponding motion equations, based on classical mechanics, simulating model sections movement under the impact of a set of forces and restrictions;

2) solving of the equations within the required accuracy under the motion of the mechanism elements (rate and acceleration, applied forces and reaction forces).

During the modelling of the mechanical system its motion was controlled, for this purpose modelling algorithm was created, the algorithm ensured the specified SA panel wing deployment logic. The dynamic modelling was with accuracy 1.0E-006.

The results of the calculation. The results of computation of deployment time for different combination of input data: resistive torques in the hinges (M_c) and the rotation speed of the electro-mechanical drive output shaft ($\omega_{пр}$) are given in tabl. 1. The intrinsic times of SA panel elements deployment are the following:

– boom (hinge 1) (25–59.8) s;

– root panel (hinge 2) (25.7–60) s;

– intermediate panel (hinge 3) (23.9–59.2) s;

– end panel (hinge 4) (23.8–56.7) s;

– lateral panel 1 (hinge 5) (8.1–8.5) s;

– lateral panel 2 (hinge 6) (6.8–9.0) s;

The total time of SA panels deployment is (31.9–65.7) as per tabl. 1.

The result of computation of maximum moments in the hinges of the structure deployable elements are given in tabl. 2.

For the panels the total bending moment is given for two hinges.

The maximum force in the synchronization system for hinge 1 – hinge 2 (SA boom) is 1750 N, for hinge 2 – hinge 3 (root panel) is 2000 N, for hinge 3 – hinge 4 (intermediate panel) is 1200 N.

Tabl. 3 gives forces and moments impacting SA drive mechanism during SA panels deployment.

Table 1

Time of SA panels deployment

Hinge	Deployment time, s	
	M_c = 0, $\omega_{пр}$ = 7 °/s	M_c = max, $\omega_{пр}$ = 3 °/s
Boom root hinge (hinge 1)	25.0	59.8
Boom end hinge (hinge 2)	25.7	60.0
Boom end hinge (hinge 2)	23.9	59.2
Intermediate panel hinge (hinge 3)	23.8	56.7
End panel hinge (hinge 4)	31.9	65.2
Lateral panel hinge (hinge 5, hinge 6)	30.4	65.7

Table 2

Maximum bending moments in hinges during deployment

Hinge	M_y, N·m
Boom root hinge	300
Boom end hinge	290
Intermediate panel hinge	160
End panel hinge	90
Lateral panel hinge	200

Table 3

Forces and moments impacting SA drive mechanism

F_x, N	F_y, N	F_z, N	M_x, N·m	M_y, N·m	M_z, N·m
±100	±45	±50	±200	±300	0

The SA wing frequency in deployed configuration is 0.12 Hz (according to SA wing finite-element model computation with MSC.Nastran).

Conclusion. Calculation and reliability validation methodology for large-sized foldable solar array at GEDT has been developed.

The developed methodology of numeric testing allowed to confirm reliability of all constituent parts of large Solar Arrays structure under the impact of all extreme conditions having both static and dynamic nature considering ground test equipment available. Such approach allows to perform experimental development test of any large Solar Arrays being developed for new advanced spacecrafts.

The calculations performed have allowed to define errors introduced to the movement parameters by the support equipment, and to find the ways to reduce these errors.

The results of the study have been implemented in JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information satellite systems” during ground experimental development test of large foldable SA structures of “Express-AM5” and “Yamal-401” spacecrafts type and other types.

References

1. [Express-AM6. Replenishment of the telecom satellite orbital constellation]. *Sibirskii sputnik ISS-Reshetnev*. 2014, No. 15 (369), P. 1 (In Russ.).

2. [Second Siberian “Yamal”]. *Sibirskii sputnik ISS-Reshetnev*. 2014, No. 19 (373), P. 3 (In Russ.).

3. Testoyedov N. A., Popov B. B., Jakovlev A. V., Zakharov S. A. *Apparat kosmicheski* [Spacecraft]. Patent RF, No. 92619, 2013.

4. Testoyedov N. A., Popov B. B., Jakovlev A. V., Zakharov S. A. *Platforma kosmicheskaya* [Space platform]. Patent RF, No. 92570, 2013.

5. Suajnerd G., Stark D. *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov* [System engineering of Spacecraft]. Moscow, Alpina Publ., 2015, 765 p.

6. Afanas’ev V. G., Verkhoturov V. I. *Proektirovanie nadezhnykh sputnikov svyazi* [Design of reliable communication satellites]. Tomsk, RASKO Publ., 1993, 221 p.

7. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications. Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. Available at: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf (accessed 08.10.2014).

8. Testoedov N. A. *Eksperimental’naya otrabotka kosmicheskikh apparatov na mekhanicheskie vozdeystviya* [Spacecraft mechanical development verification]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2008, 152 p.

9. Mikhalkin V. M., Romanenko I. V. [Analysis of the applicability of a passive 0g system for a large solar array wing]. *Reshetnevskie chteniya: materially XVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Proceedings of the XVII Intern. scientific conference Reshetnev readings]. Krasnoyarsk, 2013, P. 88–89 (In Russ.).

10. Romanenko I. V., Dvirnyj V. V., Kuklin V. A. et al. [Deployment dynamics mathematical models used for the oversized transformable mechanical systems during on-ground complex functional tests]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No. 6(52), P. 132–137 (In Russ.).

11. Kovalev I. V., Kikot’ Yu. O. [On the question of improving the accuracy and reliability of the test and simulate weightlessness for spacecraft]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 2(54), P. 106–109 (In Russ.).

12. Zimin V. N., Krylov A. V., Churilin S. A., Fajzullin F. R. [To the calculation on deployment of oversized transformable space structures]. *Reshetnevskie chteniya: materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Proceedings of the XVII Intern. scientific conference Reshetnev readings]. Krasnoyarsk, 2013, P. 68–69 (In Russ.).

13. Zimin V. N., Krylov A. V., Meshkovskij V. E. et al. [Features of the calculation deployment large transformable structures of different configurations]. *Ehlektronnyy zhurnal Nauka i obrazovanie. MGTU imeni N. Eh. Baumana*. 2014, No. 10, P. 179–191 (In Russ). Available at: http://engjournal.ru/catalog/machin/ 468.html (accessed 01.08.2015). Doi: 10.7463/1014.0728802.

14. Borzyh S. V., Il’yasova I. R. [Simulation and experimental development of deployment of large-sized multi-link solar arrays of spacecrafts]. *Inzhenernyy zhurnal: Nauka i innovatsii*. 2012, No. 8 (In Russ). Available at: http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/ 447.html (access date is 01.09.2014).

15. Uaj B., Furumoto N., Benerzhdi Eh. K. [Modelling and Simulation of Spacecraft Solar Array Deployment]. *Aehrokosmicheskaya tekhnika*. 1987, No. 5, P. 161–169 (In Russ.).

16. Shchiblev Yu. N., Ososov N. S., Borzyh S. V. [Simulation of Solar Array Deployment Dynamics]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 1999, No. 1, P. 35–41 (In Russ.).

17. Borzyh S. V., Bakulin V. N., Il’yasova I. R. [Mathematical modelling of deployment of multi-link solar array]. *Vestnik MAI*. 2011, Vol. 18, No. 3, P. 266–273 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. «Экспресс-АМ6»: пополнение орбитальной группировки России // Сибирский спутник / ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». 2014. № 15 (369). С. 1.

2. Второй сибирский «Ямал» // Сибирский спутник / ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». 2014. № 19 (373). С. 3.

3. Пат. на промышленный образец № 92619 Российская Федерация. Аппарат космический / Тестоедов Н. А., Попов В. В., Яковлев А. В., Захаров С. А. и др. ; заявитель и патентообладатель АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Опубл. 30.12.2013.

4. Пат. на промышленный образец № 92570 Российская Федерация. Платформа космическая / Тестоедов Н. А., Попов В. В., Яковлев А. В., Захаров С. А. и др. ; заявитель и патентообладатель АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». Опубл. 30.12.2013.

5. Суайнерд Г., Старк Д. Разработка систем космических аппаратов : пер. с англ. / под ред. П. Фортескью, М. : Альпина Паблишер, 2015. 765 с.

6. Проектирование надежных спутников связи / В. Г. Афанасьев [и др.] ; под ред. М. Ф. Решетнева. Томск : МГП «РАСКО», 1993. 221 с. Сер. «Космическая связь».

7. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications : doctoral thesis [Электронный ресурс]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf.

8. Тестоедов Н. А. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия / Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2008. 152 с.

9. Михалкин В. М., Романенко И. В. Анализ применимости системы обезвешивания пассивного типа для крупногабаритного крыла батареи солнечной // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 88–89.

10. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых механических систем при комплексных проверках функционирования на этапе НЭО / И. В. Романенко [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 6(52). С. 132–137.

11. Ковалев И. В., Кикоть Ю. О. К вопросу повышения точности и надежности системы испытания и имитации невесомости для космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 2(54). С. 106–109.

12. К расчету раскрытия крупногабаритных трансформируемых космических конструкций / В. Н. Зимин [и др.] // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 68–69.

13. Особенности расчета раскрытия крупногабаритных трансформируемых конструкций различных конфигураций / В. Н. Зимин [и др.] // Наука и образование / МГТУ имени Н. Э. Баумана. 2014. № 10. С. 179–191. Doi: 10.7463/1014.0728802.

14. Борзых С. В., Ильясова И. Р. Моделирование и экспериментальная отработка процесса раскрытия крупногабаритных многозвенных солнечных батарей космических аппаратов [Электронный ресурс] // Наука и инновации : инженерный журнал. 2012. № 8. URL: http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/447.html (дата обращения: 01.09.2014).

15. Уай Б., Фурумото Н., Бенержди Э. К. Моделирование и расчет динамики развертывания панелей солнечных батарей космического аппарата // Аэрокосмическая техника. 1987. № 5. С. 161–169.

16. Щиблев Ю. Н., Ососов Н. С., Борзых С. В. Моделирование динамики раскрытия солнечных батарей // Авиакосмическая техника и технология. 1999. № 1. С. 35–41.

17. Борзых С. В., Бакулин В. Н., Ильясова И. Р. Математическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Вестник МАИ. 2011. Т. 18, № 3. С. 266–273.

© Zakharov S. A., 2016

УДК 621.396

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 975–982

ИССЛЕДОВАНИЕ ОДНОЧАСТОТНОГО МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ ЗАДЕРЖКИ СИГНАЛА В ИОНОСФЕРЕ

А. С. Курносов*, Ю. Л. Фатеев

Сибирский федеральный университет, Институт инженерной физики и радиоэлектроники
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 28
*E-mail: kurnosov89@gmail.com

Приведено описание одночастотного метода определения задержки сигнала в ионосфере. Одночастотный метод основан на однослойной модели ионосферы, поэтому используется приближение, что вертикальная задержка сигнала в ионосфере в зоне радиовидимости для каждого НКА будет одинакова. В основе алгоритма, реализующего одночастотный метод, приращения прямых измерений кодовой и фазовой псевдодальности. Использование приращений измерений позволяет определять задержку сигнала в ионосфере без компенсации погрешности, возникающей в радиочастотной части навигационной аппаратуры и НКА,а также без разрешения фазовой неоднозначности. На малых интервалах шумовая погрешность будет превышать полезный сигнал, для компенсации данного недостатка реализовано накопление измерений с помощью фильтра. Накопление измерений необходимо ограничить статическим интервалом измерений. При выборе интервала для накопления необходимо руководствоваться следующими требованиями: минимум шума измерений и при этом неизменность тренда вертикальной задержки сигнала.

Целью данной работы является обоснование выбора коэффициента фильтрации для одночастотного метода. Представлены результаты экспериментальных исследований одночастотного метода определения задержки сигнала в ионосфере и модели Клобучара. В ходе экспериментальных исследований алгоритма, реализующего одночастотный метод, были приведены основные причины нарушения работоспособности алгоритма и механизмы их устранения. Главными составляющими бюджета погрешности одночастотного метода являются погрешность многолучевого распространения сигнала и шумовая погрешность кодовых измерений. В результате экспериментальных исследований было установлено, что изменения вертикальной задержки сигнала в ионосфере на интервале 60 мин при дискретности измерений в 30 с сопоставимы с шумом кодовых измерений.

Ключевые слова: ионосфера, одночастотный метод, задержка сигнала в ионосфере, вертикальная задержка.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 975–982

SINGLE-FREQUENCY METHOD OF INVESTIGATION FOR DETERMINATION OF VERTICAL IONOSPHERIC SIGNAL DELAY

A. S. Kurnosov*, Y. L. Fateev

Siberian Federal University, Institute of Engineering Physics and Radioelectronics
28, Kirenskogo Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation
*E-mail: kurnosov89@gmail.com

The article describes the single-frequency method for determination of vertical ionospheric signal delay. The single-frequency method is based on the single-layer model of the ionosphere. Therefore, it assumed that the ionospheric signal delays in radio visibility zone for each satellite are the same. To verify the functionality of the single-frequency method was created the single-frequency algorithm for determination of vertical ionospheric signal delay. The single-frequency algorithm is based on the increment code and phase pseudorange at the carrier frequency. Using the increments of measurements allows determining signal delay without compensation of instrumental delays and ambiguities without permission. At short intervals, noise error will exceed the useful signal. To exclude this deficiency it is necessary to accumulate measurements. The single-frequency method is realized in real time. To decrease the amount of storage space, the algorithm uses cumulative sum. Interval accumulation is chosen by minimizing of the random error and immutability of trend vertical signal delay in the ionosphere.

The purpose of this paper is justification of choice the interval accumulation or filtration coefficient for the single-frequency method. The paper presents results of experimental investigations the single-frequency method for determina-

tion of vertical ionospheric signal delay and Klobuchar model. In experimental investigations of the single-frequency algorithm for determination of vertical ionospheric signal delay were considered the main reasons of failure of the algorithm and the ways to solve them. The main component of the budget error of the single-frequency method is the multipath effect and the noise error code measurements. The result of the experiment it was determined that the change in vertical ionospheric signal delay in the interval of 60 minutes at the measurement resolution of 30 seconds are comparable with the noise of the code measurement.

Keywords: ionosphere, single-frequency method, ionospheric delay.

Введение. В настоящее время одной из главных составляющих бюджета погрешности при определении координат потребителей спутниковых радионавигационных систем является задержка сигнала, вызванная рефракцией сигнала в ионосфере. Поэтому задача компенсации задержки сигнала в ионосфере является одной из актуальных задач для повышения точности навигационной аппаратуры.

Для компенсации задержки сигнала в ионосфере в режиме реального времени используется двухчастотный кодовый метод. Данный метод содержит систематические погрешности, что снижает точность данного метода. В работах [1; 2] представлен одночастотный метод определения задержки сигнала в ионосфере, разработанный авторами, который лишен систематической погрешности вследствие использования приращений измерений.

На основании результатов моделирования [1] был сделан вывод, что одночастотный метод позволяет определять вертикальную задержку сигнала в ионосфере с более высокой точностью в сравнении с существующими методами. Целью данной работы является обоснование выбора коэффициента фильтрации для одночастотного метода.

Одночастотный метод определения задержки сигнала в ионосфере. Одночастотный метод использует модель ионосферы, согласно которой ионосфера представляет собой тонкий равномерный слой на некоторой высоте *h*. Используя данную модель ионосферы, а также предполагая, что вертикальная задержка сигнала в ионосфере в зоне радиовидимости будет мало различаться для каждого отдельного НКА, вертикальную задержку навигационного спутникового сигнала можно найти из следующего выражения [3–5]:

$$I_{\text{в}}(i) = I_{\text{н}}^{j}(i) \big/ OF^{j}\left(\gamma(i)\right), \qquad (1)$$

где $I_{\text{н}}^{j}(i)$ – наклонная задержка сигнала в ионосфере, м;

$$OF^{j}\left(\gamma(i)\right) = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\frac{R_{\text{е}}}{R_{\text{е}}+h}\cdot\cos\left(\gamma^{j}(i)\right)\right)^{2}}}$$ – наклонный фактор; $R_{\text{е}}$ – радиус Земли, м; *h* – средняя высота ионосферного слоя, м; $\gamma^{j}(i)$ – угол места *j*-го НКА, град; *i* – текущий момент времени, с; *j* – номер навигационного космического аппарата, *j* = 1, 2, …, *n*.

Наклонную задержку сигнала в ионосфере на несущей частоте f_1 можно определить из следующего выражения [4]:

$$I_{\text{н}}^{j}(i) = \frac{P^{j}(i) - L^{j}(i)}{2}, \qquad (2)$$

где $P^{j}(i)$ – кодовая псевдодальность, измеренная на несущей частоте f_1, м; $L^{j}(i)$ – фазовая псевдодальность, измеренная на несущей частоте f_1, м; f_1 – несущая частота для частотного диапазона *L*1, Гц.

Приведем известные выражения для кодовой и фазовой псевдодальности на текущий момент времени на несущей частоте f_1 [6]:

$$P^{j} = \rho^{j} + c\cdot\left(\Delta t - \Delta t^{j}\right) + I^{j} + T^{j} + R^{j} + K^{j} + M^{j} + \varepsilon^{j}, \qquad (3)$$

$$L^{j} = \rho^{j} + c\cdot\left(\Delta t - \Delta t^{j}\right) + I^{j} + T^{j} + R^{j} + \lambda^{j}B^{j} + m^{j} + \xi^{j}, \qquad (4)$$

где ρ^{j} – дальность до *j*-го НКА, м; *c* – скорость распространения сигнала в вакууме, м/с; Δt – смещение часов НАП относительно системной шкалы времени (СШВ), с; Δt^{j} – смещение часов *j*-го НКА относительно СШВ, с; I^{j} – задержка сигнала *j*-го НКА в ионосфере, м; T^{j} – задержка сигнала *j*-го НКА в тропосфере, м; R^{j} – задержка из-за неточности предсказания эфемерид, м; K_d^{j} – суммарная задержка кодового сигнала *j*-го НКА в радиочастотной части НАП и НКА, м; M^{j} – задержка кодового сигнала *j*-го НКА из-за многолучевости, м; λ^{j} – длина волны *j*-го НКА, м; B^{j} – неоднозначность фазовых измерений *j*-го НКА, включая погрешности в радиочастотной части НАП и НКА; m^{j} – задержка фазового сигнала *j*-го НКА из-за многолучевости, м; ε^{j} – шумовая составляющая измерения кодовой псевдодальности для *j*-го НКА, м; ξ^{j} – шумовая составляющая измерения фазовой псевдодальности для *j*-го НКА, м.

Перепишем уравнение (2), разделив измеренные величины и погрешности:

$$I_{\text{н}}^{j}(i) = \frac{\left(P^{j}(i) - L^{j}(i)\right) + M^{j}(i) + m^{j}(i) + K^{j}(i) + \lambda^{j}B^{j}(i) + \varepsilon^{j}(i) + \xi^{j}(i)}{2}. \qquad (5)$$

Из выражения (5) видно, что при разности кодовой и фазовой псевдодальности сокращаются все частотно независимые величины, но при этом остаются частотно зависимые. В конечном счете, определение задержки сигнала из прямых измерений кодовой и фазовой псевдодальности не представляется возможным из-за наличия фазовой неоднозначности, а также из-за необходимости исключения погрешности многолучевости и погрешности, возникающей в радиочастотной части НАП и НКА [7–9].

На малом временном интервале данные погрешности можно считать постоянными, соответственно, в приращениях прямых измерений можно считать, что данные погрешности отсутствуют.

Запишем выражение для приращения наклонной задержки для *j*-го НКА:

$$\Delta I_{\text{н}}^{j}(i) = \Delta OF^{j}\left(\gamma(i)\right)\cdot I_{\text{в}}(i) + OF^{j}\left(\gamma(i)\right)\cdot \Delta I_{\text{в}}(i), \quad (6)$$

где $\Delta OF^{j}(\gamma(i))$ – приращение наклонного фактора; $I_{\text{в}}(i)$ и $\Delta I_{\text{в}}(i)$ – вертикальная задержка и ее приращение; i – момент времени.

Вертикальная задержка является медленно меняющейся функцией во времени, соответственно, приращения данной функции будут очень малы, и, как следствие, можно пренебречь вторым слагаемым правой части уравнения (6):

$$\Delta I_{\text{н}}^{j}(i) = \Delta OF^{j}\left(\gamma(i)\right)\cdot I_{\text{в}}(i). \quad (7)$$

Из выражения (7) можно определить значение вертикальной задержки сигнала в ионосфере, но стоит учесть тот факт, что при использовании малых временных интервалов наклонный фактор и наклонная задержка сигнала изменяются незначительно, но при этом шум измерений остается неизменным.

Для исключения данного недостатка необходимо увеличивать длительность интервала измерений. Длительность интервала можно увеличить за счет накопления приращений, при этом необходимо учитывать ограничения, накладываемые на функцию вертикальной задержки. Ограничения заключаются в том, что нельзя увеличивать до бесконечности интервал измерений, иначе условие о медленно меняющейся функции перестанет выполняться. Таким образом, интервал для накопления приращений выбирается из условия минимума шума измерений и неизменности тренда вертикальной задержки сигнала.

Измерения кодовой и фазовой псевдодальности поступают непрерывно, поэтому при применении постоянного интервала для накопления измерений алгоритм, во-первых, потребует больших затрат памяти на хранение всего массива измерений, а во-вторых, результат нельзя получить раньше, чем наберется необходимое количество измерений. Поэтому для исключения ограничений, указанных выше, необходимо воспользоваться рекуррентным алгоритмом.

Запишем выражение для накопления измерений наклонной задержки:

$$I_{\text{ф}}^{j}(i) = (1-k)\cdot I_{\text{ф}}^{j}(i-1) + \Delta I_{\text{н}}^{j}(i), \quad (8)$$

где $I_{\text{ф}}$ – накопленное значение наклонной задержки; k – коэффициент фильтрации ($0 < k < 1$); $\Delta I_{\text{н}}$ – приращение наклонной задержки.

Аналогично выражению (8) можно записать выражение для накопленного значения наклонного фактора:

$$OF_{\text{ф}}^{j}\left(\gamma(i)\right) = (1-k)\cdot OF_{\text{ф}}^{j}\left(\gamma(i-1)\right) + \Delta OF^{j}\left(\gamma(i)\right). \quad (9)$$

Анализируя поведение НКА на высоких углах места, можно сделать вывод, что приращения наклонного фактора при положении НКА, близком к зениту, будут незначительны по сравнению с приращениями вертикальной задержки. Для того чтобы избежать данного недостатка, необходимо, во-первых, при определении задержки сигнала в ионосфере использовать все видимое созвездие НКА, а во-вторых, уменьшать вес НКА с высоким углом места.

Предполагая, что вертикальная задержка сигнала в зоне радиовидимости будет мало различаться для отдельного НКА, выполним подстановку выражений (8) и (9) в (1) и получим переопределенную систему линейных уравнений. Для решения данной системы применим метод наименьших квадратов и представим выражение для нахождения вертикальной задержки сигнала в ионосфере на текущий момент времени [1]:

$$I(i) = \frac{\sum_{j=1}^{N(i)}\left(OF_{\text{ф}}^{j}\left(\gamma(i)\right)\cdot I_{\text{ф}}^{j}(i)\right)}{\sum_{j=1}^{N(i)}\left(\left[OF_{\text{ф}}^{j}\left(\gamma(i)\right)\right]^{2}\right)}, \quad (10)$$

где $N(i)$ – количество НКА, видимых в текущий момент времени i.

Анализ работы фильтра. Проанализируем работу фильтра в одночастотном способе определения задержки сигнала в ионосфере. Для этого рассмотрим выражение (8), из которого следует, что кратковременный уход НКА из зоны радиовидимости не оказывает влияние на накопленное значение наклонной задержки, поскольку в момент ухода НКА приращение наклонной задержки равняется нулю. После появления НКА в зоне радиовидимости накопление значений наклонной задержки возобновляется. После ухода НКА из зоны радиовидимости на длительный промежуток времени накопленное значение наклонной задержки постепенно деградирует и уменьшается до нуля.

При наблюдении НКА нередко встречаются выбросы измерений, связанные со сбоем аппаратуры или перерывом в наблюдении НКА. В обоих случаях необходимо до накопления измерений детектировать и исключать выбросы измерений.

В случае перерыва в наблюдении НКА выброс будет на границах интервала видимости, для детектирования данного выброса можно применить приращения измерений угла места, поскольку данные измерения не содержат погрешности. Для исключения выбросов измерений, связанных с перерывом в наблюдении НКА, необходимо задать пороговое значение для приращения измерений угла места. Пороговое значение для приращения измерений угла места с дискретностью тридцать секунд экспериментально выбрано величиной в один градус.

В случае сбоя аппаратуры возможен пропуск измерений кодовой или фазовой псевдодальности, в результате пропуска измерений будет наблюдаться выброс в приращениях наклонной задержки сигнала в ионосфере. Приращение наклонной задержки сигнала в ионосфере определяется из следующего выражения:

$$\Delta I_{\text{н}}^{j}(i) = \frac{\Delta P^{j}(i) - \Delta L^{j}(i)}{2}. \quad (11)$$

В качестве примера на рис. 1 представлено накопленное значение наклонной задержки сигнала в ионосфере, полученной в ходе экспериментальных исследований.

На рис. 1 виден выброс в промежутке между 6 и 9 часами, что свидетельствует о пропуске измерений кодовой либо фазовой псевдодальности. Выбросы в исходных данных препятствуют работе алгоритма и подлежат исключению. Данные исследований показали, что аномальные измерения, как правило, возникают на низких углах места. Для исключения выбросов измерений, связанных с пропуском измерений кодовой или фазовой псевдодальности в исходных данных, в ходе экспериментальных исследований был выбран порог – один метр.

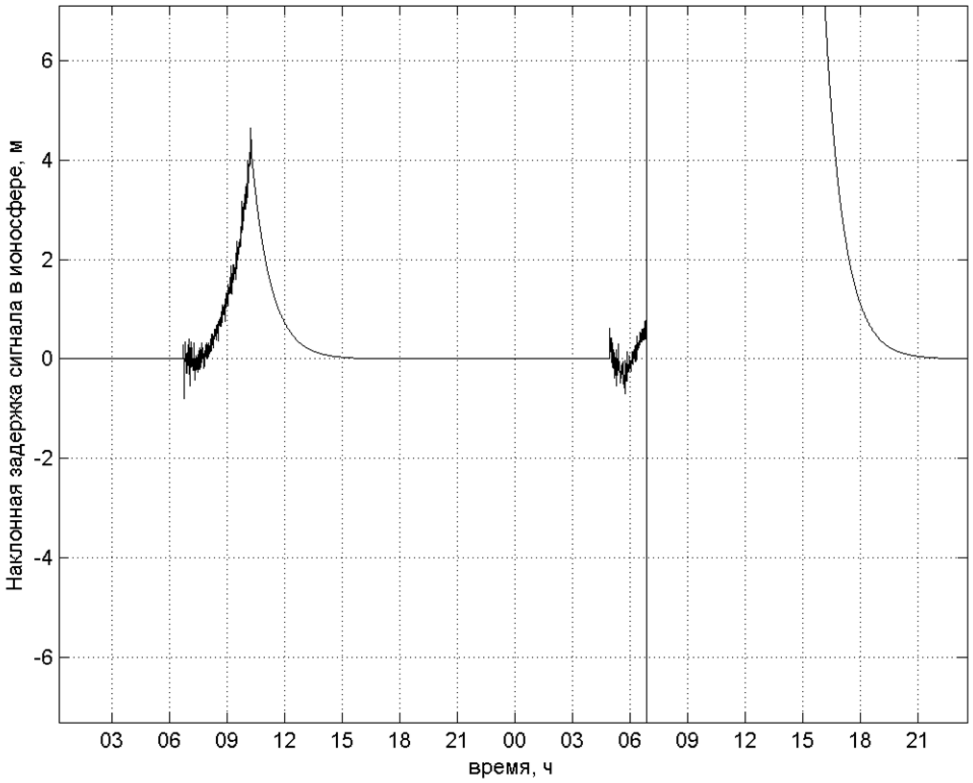


Рис. 1. Накопленное значение наклонной задержки
по результатам экспериментальных исследований

Стоит отметить, что указанные пороговые значения будут верны для экспериментальных данных с дискретностью 30 с.

Выбор коэффициента фильтрации. Для экспериментальных исследований вертикальной задержки сигнала в ионосфере с помощью одночастотного метода [1; 2] на основании индексов геомагнитной активности в ноябре 2015 года были выбраны 2 дня с наиболее спокойными геомагнитными условиями. Исходными данными для исследований были выбраны данные станции STHL за период с 24.11.2015 г. по 25.11.2015 г. Данные станции хранятся в открытом доступе и были получены в центре Scripps Orbit and Permanent Array Center (SOPAC) [10]. Эксперимент проводился по данным созвездия НКА спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС.

Выбор станции STHL обусловлен низким уровнем аномальных измерений кодовой псевдодальности P на несущей частоте f_1, а также величиной среднеквадратической погрешности шума кодовых измерений, которая составляет 0,6 м для кодовой псведодальности P [11].

В данной работе рассмотрим выбор коэффициента фильтрации. Коэффициент фильтрации k выбирается таким образом, чтобы уменьшить влияние шумовой погрешности на вертикальную задержку, но при этом оставить неизменным исходный ряд вертикальной задержки сигнала в ионосфере.

Коэффициент фильтрации имеет линейную зависимость от постоянной времени фильтра τ:

$$k = 1/\tau, \tag{12}$$

где τ – постоянная времени фильтра.

В данном случае постоянная времени фильтра определяется периодом квазистационарности ионосферы и может быть экспериментально определена. Построим задержку сигнала в ионосфере при разных коэффициентах фильтрации. В качестве постоянных времени фильтра были выбраны следующие временные отрезки: 20, 60, 240 мин. На рис. 2–4 представлены вертикальные задержки сигнала в ионосфере для указанных постоянных времени фильтра.

При вычислении коэффициента фильтрации постоянную времени необходимо делить на дискретность измерений. Для эксперимента были использованы навигационные данные в формате RINEX, предоставляемые с дискретностью в 30 с.

Анализируя выражение (2), можно сделать вывод, что при коэффициенте фильтрации, равном одному, накопление значений наклонной задержки не происходит, и, как следствие, алгоритм в данном случае неработоспособен.

При увеличении коэффициента фильтрации наблюдается уменьшение шумовой погрешности вертикальной задержки сигнала в ионосфере. Заметное уменьшение шумовой погрешности наблюдается в промежутке при постоянной времени фильтра, равной 20 и 60 мин (рис. 2 и 3). При последующем увеличении постоянной времени фильтра заметны искажения тренда вертикальной задержки, что сигнализирует о выходе за пределы допустимых значений.

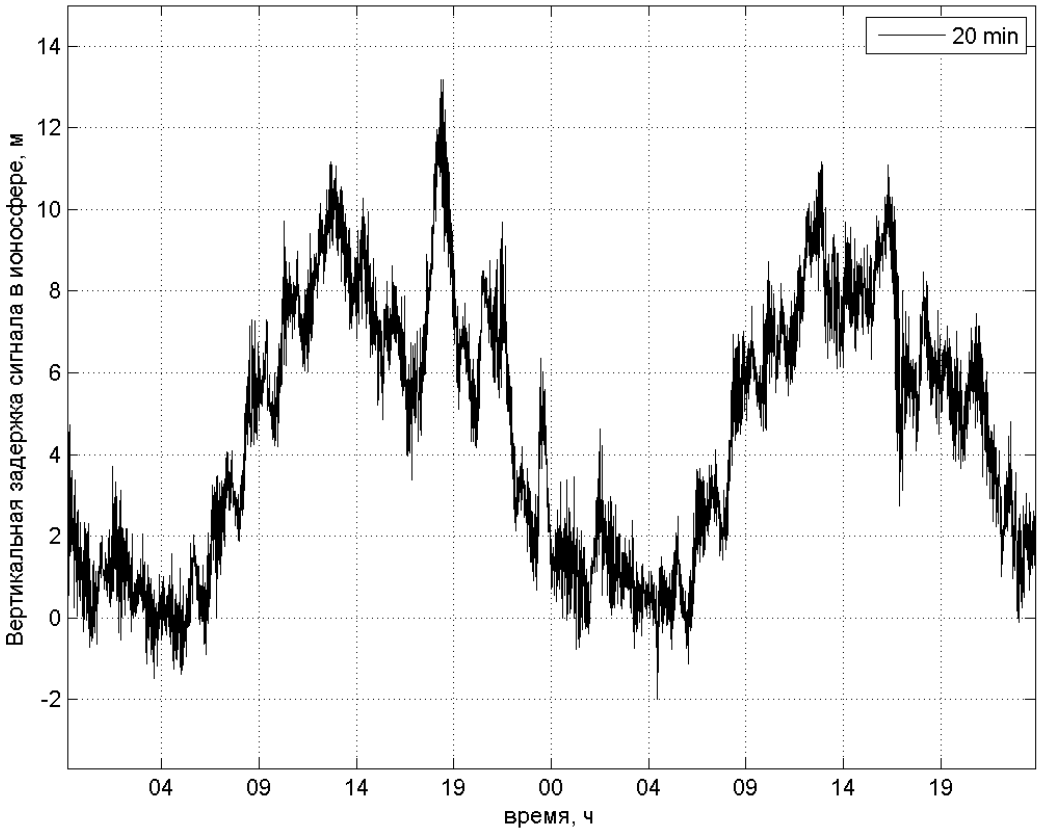


Рис. 2. Вертикальная задержка сигнала в ионосфере для τ = 20 мин

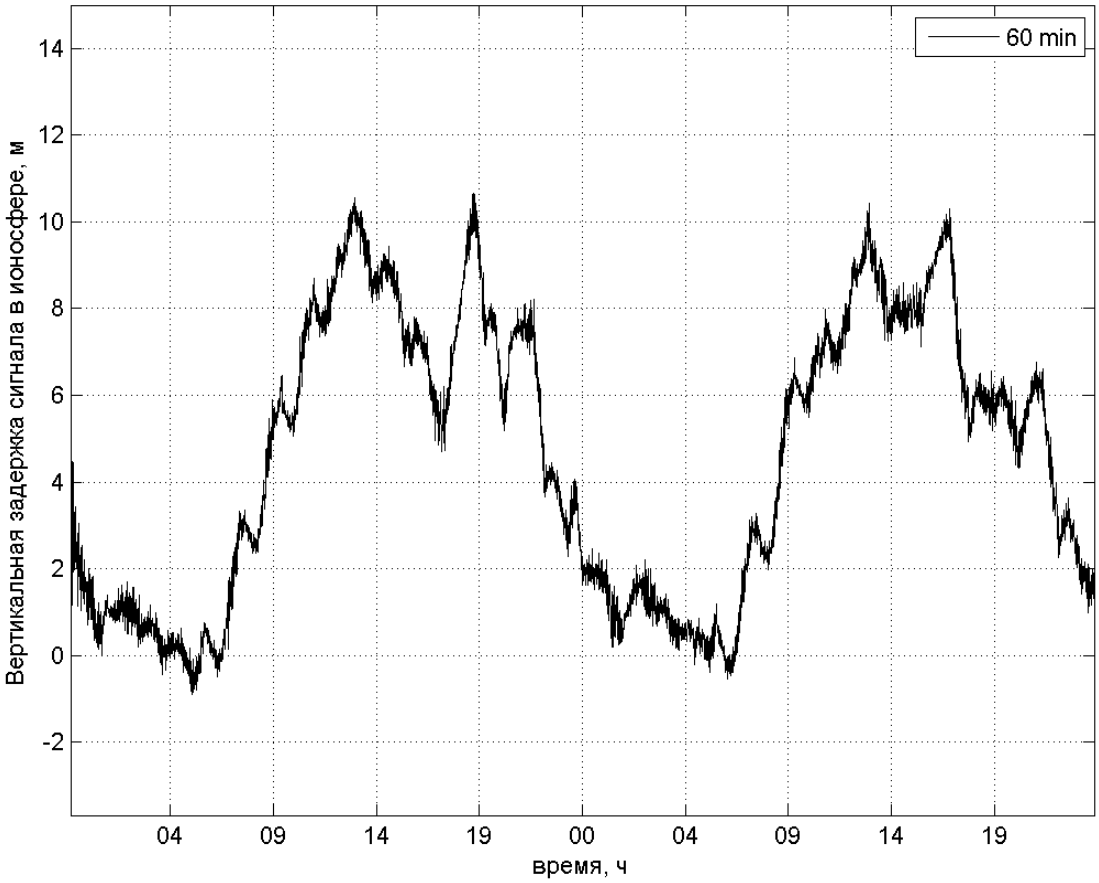


Рис. 3. Вертикальная задержка сигнала в ионосфере для τ = 60 мин

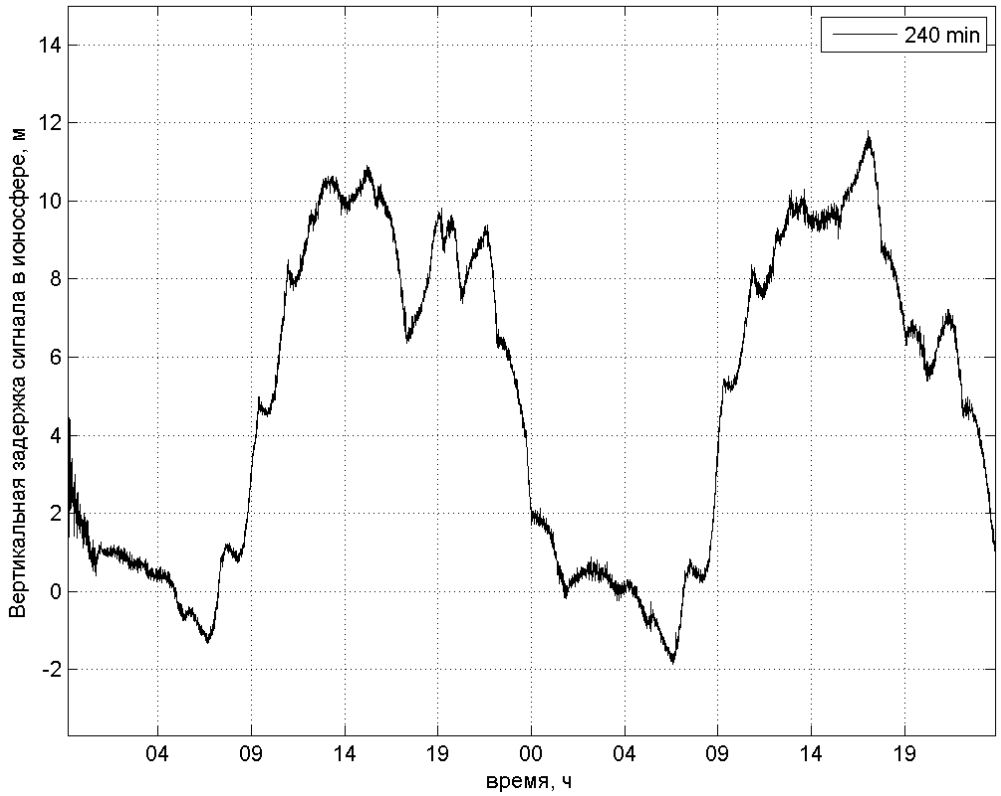


Рис. 4. Вертикальная задержка сигнала в ионосфере для τ = 240 мин

Анализ зависимости задержки сигнала в ионосфере от времени. Для анализа зависимости задержки сигнала в ионосфере от времени рассмотрим модель Клобучара. Данная модель применяется преимущественно в одночастотной аппаратуре и позволяет учесть до 50 % задержки сигнала в ионосфере. Модель основана на исследованиях полного электронного содержания (ПЭС), которые показали, что во многих частях мира ПЭС имеет суточный максиммум вблизи 14 часов местного времени, со среднеквадратическим отклонением около 20–25 % от среднего значения ПЭС за месяц [12–14].

На рис. 5 и 6 представлены данные задержки сигнала, полученные с помощью модели Клобучара и с помощью одночастотного метода. Для эксперимента были использованы данные станции STHL с координатами (354,3 E; –15,9 N) за период с 24.11.2015 г. по 25.11.2015 г.

Из описания одночастотного метода [1; 2] видно, что в конечном счете на точность метода будет оказывать влияние погрешность многолучевого распространения сигнала и шумовая погрешность кодовых измерений. Шумовая погрешность фазовых измерений тоже будет вносить вклад в общий бюджет погрешности метода, но данная величина составляет единицы сантиметров, и в сравнении с шумовой погрешностью кодовых измерений ею можно пренебречь [6; 15]. Для компенсации многолучевости используются измерения с углом места свыше 20 градусов.

Согласно данным [11], вариации СКП шума кодовой псевдодальности P на несущей частоте f_1 для различных станций лежат в пределах 0,2–1,7 м. Из рис. 4 видно, что изменение ионосферы на интервале 60 мин не превышает указанные выше пределы вариаций СКП шумовой погрешности, на основании чего можно сделать вывод, что изменения задержки сигнала в ионосфере на интервале 60 мин сопоставимы с шумом кодовых измерений. Следовательно, накопление данных на интервале 60 мин не приведет к увеличению погрешности одночастотного метода определения задержки сигнала в ионосфере.

Полученный результат подтверждает гипотезу, что ионосфера является медленно меняющейся функцией от времени.

Заключение. В основе одночастотного метода лежит однослойная модель ионосферы, поэтому используется приближение, что вертикальная задержка сигнала в ионосфере в зоне радиовидимости будет одинакова для каждого отдельного НКА.

Главными составляющими бюджета погрешности одночастотного метода являются погрешность многолучевого распространения сигнала и шумовая погрешность кодовых измерений. В результате экспериментальных исследований было установлено, что изменения вертикальной задержки сигнала в ионосфере на интервале 60 мин при дискретности измерений в 30 с сопоставимы с шумом кодовых измерений.

Благодарности. Работа поддержана федеральным государственным бюджетным учреждением «Фонд содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере».

Acknowledgments. This work was supported by the Federal State Institution “The Foundation for Assistance to Small Innovative Enterprises in Science and Technology”.

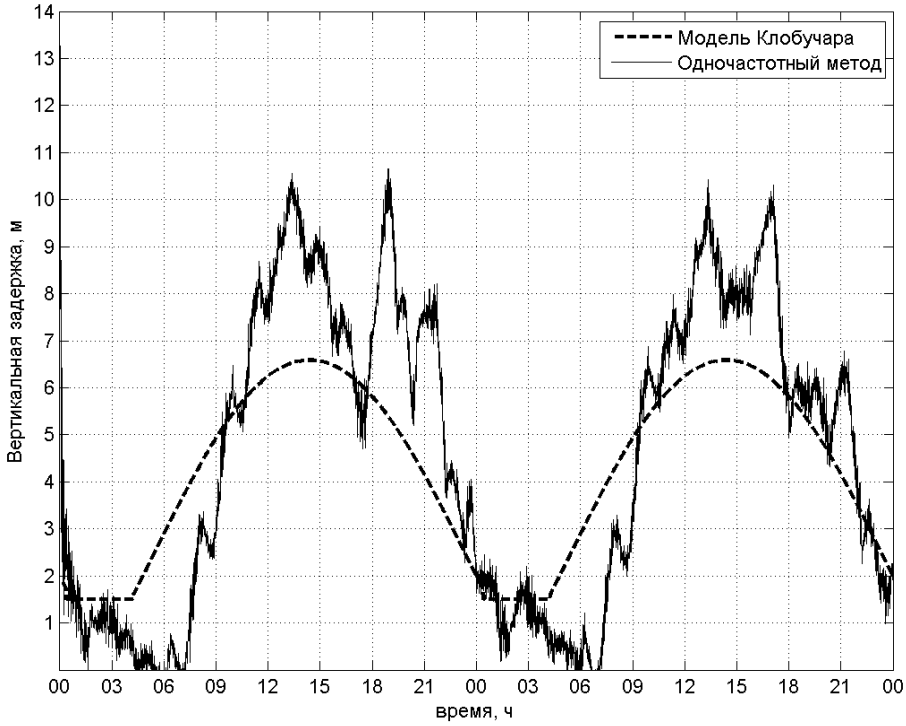


Рис. 5. Зависимость вертикальной задержки сигнала в ионосфере от времени за период с 24.11.2015 г. по 25.11.2015 г.

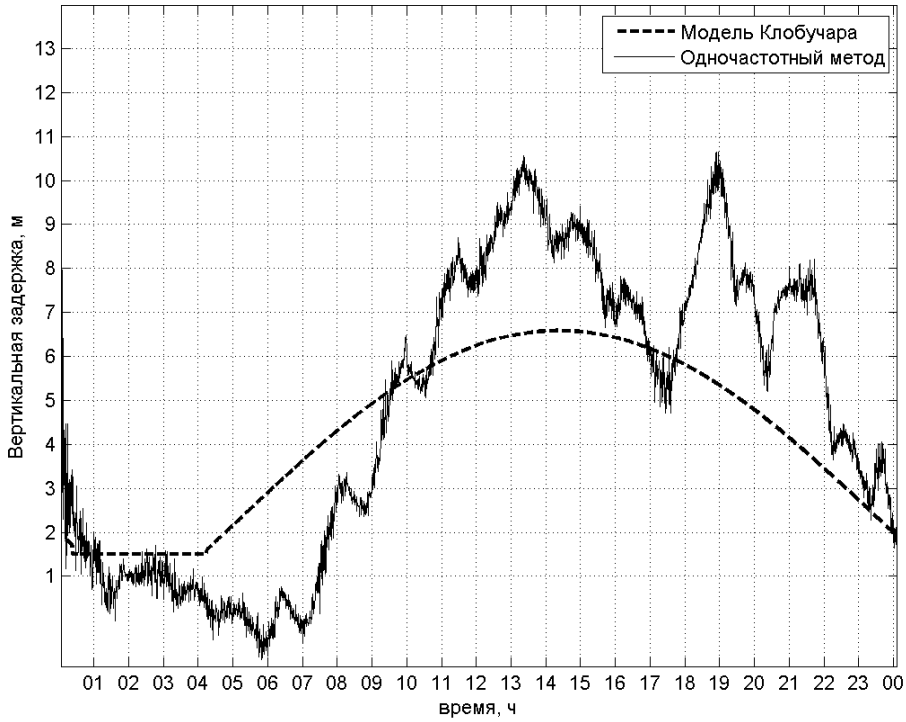


Рис. 6. Зависимость вертикальной задержки сигнала в ионосфере по состоянию на 24.11.2015 г.

Библиографические ссылки

1. Курносов А. С., Фатеев Ю. Л. Моделирование одночастотного метода определения вертикальной задержки сигнала в ионосфере // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 1. С. 91–96.

2. Kurnosov A. S. The single-frequency algorithm of determining ionospheric // 2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). Omsk, 2015. IEEE Catalog Number: CFP13794-CDR. Doi: 10.1109/SIBCON.2015.7147118.

3. Антонович К. М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии : монография. В 2 т. Т. 1 / ГОУ ВПО «Сибирская государственная геодезическая академия». М. : ФГУП «Картгеоцентр», 2005. 334 с.

4. Афраймович Э. Л., Перевалова Н. П. GPS-мониторинг верхней атмосферы Земли. Иркутск : ГУ НЦ РВХ ВСНЦ СО РАМН, 2006. 480 с.

5. Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. В. Н. Харисова [и др.] // М. : Радиотехника, 2010. 800 с.

6. Aragon-Angel A. Contributions to ionospheric electron density retrieval : Ph. D. Thesis Doctoral Program in Aerospace Science & Technology. Polytechnic University of Catalonia, 2010. 174 p.

7. Демьянов В. В. Коррекция глобальной модели полного электронного содержания по текущим измерениям ионосферной задержки сигналов спутниковых радионавигационных систем : дис. … канд. техн. наук. : 01.04.03. Иркутск, 2000. 136 с.

8. Interface Control Document (IS-GPS-200). 2000. Revision E, 12 April, 185 p.

9. Дымович Н. Д. Ионосфера и ее исследование. М. : Энергия, 1964. 40 с.

10. Данные международного центра сбора и обработки данных ГНСС в формате RINEX (Scripps Orbit and Permanent Array Center) [Электронный ресурс]. URL: ftp://garner.ucsd.edu/pub/rinex/2015/ (дата обращения: 20.12.2015).

11. Бюллетень ЦА ПСАГП № 47/15 [Электронный ресурс]. М. : ИАЦ КВНО, 2015. 22 с. URL: ftp://ftp.glonass-iac.ru/MCC/BULLETIN/2015/weekly/C/Bulletin_N2_№47_151127.docx (дата обращения: 20.12.2015).

12. Klobuchar J. A. Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users. // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 1987. Vol. AES-23, No. 3, Pp. 325–331.

13. Перевалова Н. П. Исследование ионосферных возмущений методом трансионосферного GPS-зондирования : дис. … д-ра физ.-мат. наук : 25.00.29. Иркутск, 2014. 286 с.

14. Полякова А. С. Исследование ионосферных возмущений, связанных с источниками в нижней нейтральной атмосфере, по данным GPS/ГЛОНАСС-радиозондирования : дис. … д-ра. физ.-мат. наук. 25.00.29. Иркутск, 2014. 199 с.

15. Чипига А. Ф., Слюсарев Г. В. Шумовая погрешность определения псевдодальности в спутниковой радионавигационной системе при возмущениях // Фундаментальные исследования. 2014. № 12-2. С. 263–268.

References

1. Kurnosov A. S., Fateev Y. L. [Single-frequency method simulation for determining vertical ionospheric delay]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 1. P. 91–96 (In Russ.).

2. Kurnosov A. S. The single-frequency algorithm of determining ionospheric. 2015 *International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON)*. Omsk, 2015. IEEE Catalog Number: CFP13794-CDR. DOI: 10.1109/SIBCON.2015.7147118.

3. Antonovich K. M. *Ispol'zovanie sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem v geodezii* [Satellite navigation systems in geodesian application]. Moscow, FGUP "Kartgeotsentr" Publ., 2005, 334 p.

4. Afraymovich E. L., Perevalova N. P. *GPS-monitoring verkhney atmosfery Zemli* [GPS - monitoring of the Earth's upper atmosphere]. Irkutsk, GU NTs RVKh VSNTs SO RAMN Publ., 2006, 480 p.

5. Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A., *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya.* [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p.

6. Aragon-Angel A., *Contributions to ionospheric electron density retrieval.* Ph.D. Thesis Doctoral Program in Aerospace Science & Technology. Polytechnic University of Catalonia. 2010, 174 p.

7. Dem'yanov V. V. *Korrektsiya global'noy modeli polnogo elektronnogo soderzhaniya po tekushchim izmereniyam ionosfernoy zaderzhki signalov sputnikovykh radionavigatsionnykh sistem. Diss. kand. tekhn. nauk.* [Global total electron content model correction according to current measurements of GNSS signal ionospheric delay. Cand. of techn. sciences diss.]. Irkutsk, 2000, 136 p.

8. Interface Control Document (IS-GPS-200). Revision E., 12 April 2000, 185 p.

9. Dymovich N. D. *Ionosfera i ee issledovanie* [Ionosphere and its investigation]. Moscow, Energiya Publ., 1964, 40 p.

10. Scripps Orbit and Permanent Array Center. Available at: ftp://garner.ucsd.edu/pub/rinex/2015/ (accessed 20.12.2015).

11. Bulletin № 47/15. 2015. 22 p. Available at: ftp://ftp.glonass-iac.ru/MCC/BULLETIN/2015/weekly/C/Bulletin_N2_№47_151127.docx (accessed 20.12.2015).

12. Klobuchar J. A., Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 1987, Vol. AES-23, No. 3, P. 325–331.

13. Perevalova N. P. *Issledovanie ionosfernykh vozmushcheniy metodom transionosfernogo GPS-zondirovaniya. Dokt. Diss.* [The research of ionospheric disturbances by transionospheric GPS-radiosonde. Doct. Diss.]. Irkutsk, 2014, 286 p.

14. Polyakova A. S. *Issledovanie ionosfernykh vozmushcheniy, svyazannykh s istochnikami v nizhney neytral'noy atmosfere, po dannym GPS/GLONASS-radiozondirovaniya. Dokt. Diss.* [The research of ionospheric disturbances connected with the sources at the bottom of a neutral atmosphere, according to the GPS / GLONASS-radiosonde. Doct. Diss.]. Irkutsk, 2014, 199 p.

15. Chipiga A. F., Slyusarev G. V. [Noise error in determining the pseudorange satellite radio navigation system at ionospheric disturbances]. *Fundamental'nye issledovaniya*. 2014, No. 12-2, P. 263–268 (In Russ.).

© Курносов А. С., Фатеев Ю. Л., 2016

УДК 629.78.001.5

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 983–988

ПОВЫШЕНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ц. Г. Надараиа[1], И. Я. Шестаков[2], А. А. Фадеев[2], К. Н. Виноградов[2*], Д. Н. Михалев[2]

[1]ООО «Конструирование, внедрение образцов новой техники»
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 75
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: V1nogradov-KN@yandex.ru

Актуальность проблем выработки и накопления энергии на борту космических аппаратов повышается очень быстро. При этом постоянно повышаются требования к космическим аппаратам: увеличение информационной пропускной способности и сроков активного существования, снижение времени разработки и изготовления, уменьшение стоимости спутников. Имеющиеся публикации по данной тематике носят обзорный характер или посвящены отдельным частным вопросам, таким как повышение эффективности солнечных батарей.

Система генерирования электроэнергии – одна из важнейших бортовых систем космических аппаратов. Конструкция и характеристики системы во многом определяют конструктивный облик, срок активного существования спутника на орбите, его функциональные возможности, надежность, массогабаритные и экономические показатели. Масса бортовой системы электропитания отечественных спутников составляет до 25 % от массы, объема и стоимости космического аппарата. Выход из строя данной системы влечет за собой выход из строя всего аппарата.

Представлен краткий обзор состояния современных систем электропитания космических аппаратов с позиции энергообеспечения и надежности. Рассмотрены факторы, влияющие на бесперебойное снабжение электроэнергией потребителей на борту аппарата.

Анализируется состояние разработок по литий-ионным аккумуляторам в части улучшения их удельных характеристик, а также увеличения циклов заряда-разряда.

Для повышения энерговооружённости космических аппаратов предложено устройство, включающее в себя химический и кинетический накопители энергии. Данный комбинированный накопитель совместно с системой электропитания спутника позволит поддержать необходимое электропитание бортовой аппаратуры и компенсировать пиковое потребление энергии на борту спутника.

Описан принцип работы данной установки в режиме накопления энергии и в режиме отдачи ее в систему потребителям. Кинетическая энергия вращающихся масс с помощью вентильного электродвигателя, работающего в режиме генератора, и блоков электроники преобразуется в электрическую энергию.

Ключевые слова: литий-ионный аккумулятор, накопитель энергии, перспективный космический аппарат, система электропитания, маховик, энерговооруженность.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 983–988

IMPROVING ENERGY EFFICIENCY OF POWER SYSTEM SUPPLY OF THE PERSPECTIVE SPACE VEHICLES

C. G. Nadaraia[1], I. Ja. Shestakov[2], A. A. Fadeev[2], K. N. Vinogradov[2*], D. V. Mikhalev[2]

[1]LLC “Design, implementation of new equipment”
75, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: V1nogradov-KN@yandex.ru

The importance of the problems of generation and energy storage on Board of space vehicles increases very quickly. In such a case, demands on spacecraft are constantly increasing: increasing information bandwidth and active lifetime, reducing development time and manufacturing, reducing the cost of satellites. Available publications on the subject are of a survey nature, or dedicated to individual issues such as, improving the efficiency of solar panels.

The system of power generation is one of the most important on Board systems of the space vehicles. Design and characteristics of the system largely determine the appearance constructive, active lifetime in orbit, functionality, reliability, weight and size and economic performance. The mass of the onboard power supply system of domestic satellites is up to 25 % by weight, volume and cost of the space vehicle. The failure of the system entails failure of the space vehicle.

This article presents a brief review of modern power supply systems of the space vehicles from a position of power and reliability. The factors affecting the availability of energy consumers on Board of the spacecraft are considered.

Also the state of development of lithium-ion batteries which can improve their specific characteristics, as well as the increase of cycles of charge-discharge is examined.

To increase the supply of space vehicles, the proposed device, including chemical and kinetic energy storage is offered. The combined storage together with the power supply system of the satellite allows maintaining the necessary supply of onboard equipment and compensating peak consumption on Board of the satellite.

The principle of operation of this storage in the mode of accumulation of energy in the mode of bestowal it into the system to consumers is described. The kinetic energy of the rotating masses with brushless motor operating in generator mode and oscillators is converted into electrical energy.

Keywords: rechargeable lithium-ion battery, energy storage device, perspective space vehicle, the power supply system, the flywheel, power.

Введение. Малые космические аппараты (КА) являются одним из перспективных направлений космической деятельности. Они широко применяются для организации систем связи, навигации, телевидения, изучения погодных условий и природных ресурсов Земли, предоставления интернет-услуг, а также освоения и изучения дальнего космоса [1].

Любой космический аппарат представляет сложную автономную электротехническую систему, состоящую из модуля полезной нагрузки и модуля служебных систем. Полезная нагрузка – аппаратура или средства, непосредственно реализующие решение задачи, поставленной перед спутником. Модуль служебных систем обеспечивает функционирование КА в процессе полета (управление, контроль, электроснабжение, телеметрия, температурный режим и т. д.) [2; 3]. Каждая подсистема выполняет свою функцию и характеризуется параметрами, общими для всего аппарата. Это масса и габариты, потребление электроэнергии, тепловыделение и надежность [4].

Высокая конкуренция со стороны ведущих космических корпораций и их стремление к снижению затрат на разработку и эксплуатацию КА при одновременном увеличении качества и эффективности использования орбитальных спутниковых группировок выдвигают одно из главных условий, предъявляемых к современным аппаратам – снижение массы служебных систем. Это значительно повышает требования к системе электроснабжения аппарата в целом. Выход из строя системы электроснабжения влечет за собой выход из строя всего спутника [5].

Выбор энергоустановки зависит от потребляемой мощности на борту и времени службы аппарата [6].

Производство высоконадежных и конкурентоспособных на мировом рынке спутников различного назначения требует использования перспективных типов аккумуляторов, отвечающих всем требованиям систем электроснабжения КА и средств для их технической подготовки к запуску. Поэтому проблемы энерговооруженности космических аппаратов, особенно разработки новых источников электроэнергии, имеют первостепенное значение.

Целью работы является повышение эффективности снабжения электроэнергией различных потребителей на борту космических аппаратов путем совершенствования энергоустановки.

Система электропитания КА. Как правило, на большинстве современных КА реализуется следующая схема СЭП [2; 7; 8]:

– генератор или первичный источник энергии;

– вторичный источник энергии (аккумуляторные батареи, накапливающие энергию для сеансных нагрузок и коррекции орбиты);

– коммутирующие устройства для передачи энергии на нагрузку или на аккумуляторные батареи;

– преобразователи постоянного тока для обеспечения качества электропитания, преобразования напряжения, коммутации вторичного питания;

– электрические сети;

– бортовая кабельная сеть всей системы, высокая надежность которой сочетается с большой массой;

– комплекс автоматики, стабилизации и защиты.

В качестве генераторов используются:

– солнечные батареи (СБ);

– топливные элементы;

– радиоизотопные источники энергии;

– ядерные реакторы.

На рис. 1 представлена типовая система энергопитания КА. Система создается с помощью аккумуляторной батареи *2*, подключенной через релейно-контакторный аппарат и соответствующую кабельную систему к солнечной батарее *1*. Так как поступление энергии от солнечной батареи не является непрерывным, и по мере захода космического аппарата в тень Земли и выхода из нее процесс подзарядки то возникает, то исчезает, в системе электропитания установлен специальный автомат, исключающий возможность перезарядки батареи и тем самым вывода ее из строя или недозарядки, при которой можно лишиться необходимого количества энергии. Для космического аппарата система автомата зарядки и разрядки рассчитана на движение спутника по орбите с периодическим чередованием теневых и солнечных участков [9; 10].

Накопители электроэнергии. Важное место при решении задач энергосбережения, обеспечения необходимого качества и эффективного преобразования энергии для потребителей на борту КА занимают накопители энергии. Накопители энергии запасают энергию, получаемую из системы электроснабжения, хранят ее и выдают по мере необходимости обратно в энергосистему. Поэтому накопители энергии являются важным промежуточным звеном между генераторами и системами распределения и потребления электроэнергии.

Существующие накопители различаются [11]:

– по характеру протекания физических, химических и других процессов;

– принципу действия;

– конструктивному исполнению;

– технологии изготовления.

В таблице представлены характерные показатели накопителей энергии [11].

Из данных таблицы следует, что наилучшими удельными параметрами обладают химические и механические накопители, поэтому для повышения энерговооружённости КА предложено устройство, включающее в себя химический и кинетический накопители энергии [12; 13].

Комбинированный накопитель энергии. Данный комбинированный накопитель (рис. 2) в составе системы электропитания спутника позволит поддержать необходимое электропитание бортовой аппаратуры во время нерасчетных режимов работы КА для поддержания его «живучести», снятия телеметрии и выдачи команд радиоуправления в случаях возможных аварийных ситуаций генератора электроэнергии.

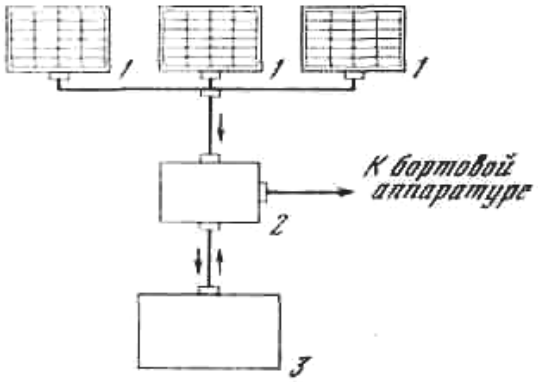


Рис. 1. Система энергопитания спутника:
1 – солнечная батарея; *2* – коммутирующее устройство; *3* – буферная батарея

Показатели накопителей энергии

Накопитель		Удельная энергия, Дж/г	Время вывода энергии, с
Со статической активной зоной	Химический	10^2–10^3	1–10^5
	Индуктивный	1–10	10^3–10
	Емкостный	0,1–0,5	10^{-6}–10^{-2}
С динамической активной зоной	Механический	10–10^3	1–10^3
	Электромеханический	1–10	10^{-2}–10
	Электродинамический	0,05–1	10^{-3}–10^{-2}

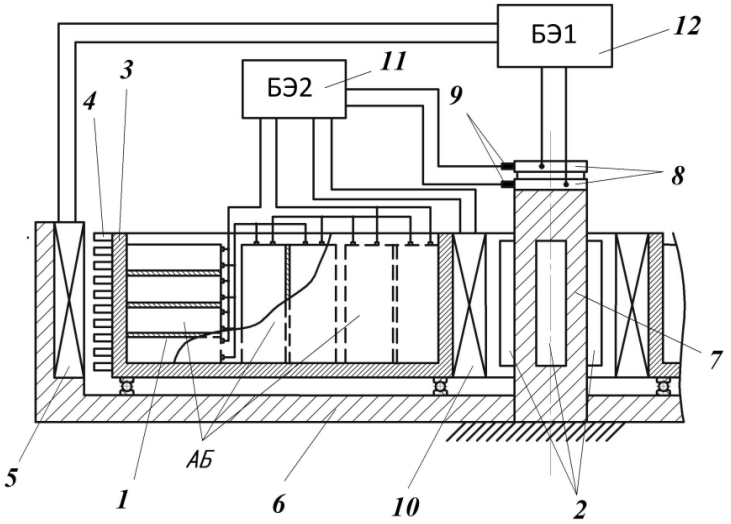


Рис. 2. Комбинированный накопитель энергии

Один вентильный электродвигатель установлен по периферии устройства, а второй – в центре. Центральный вентильный электродвигатель, работая в режиме генератора, преобразует кинетическую энергию вращающихся масс в электрическую, пополняя запасы энергии в аккумуляторных батареях.

Устройство состоит из подвижной и неподвижной части *6*. На неподвижной части закреплены обмотка статора *5* вентильного электродвигателя ($ВД_1$ – внешний двигатель), блок электроники $БЭ_1$ *12* (рис. 3), магниты *2* ротора вентильного электродвигателя ($ВД_2$ – внутренний двигатель) и кольца *8*. Подвижная часть состоит из диска *3*, на котором установлены литий-ионные аккумуляторные батареи АБ *1*, блок электроники $БЭ_2$ *11* (рис. 4) и магнитные кольца *4* вентильного электродвигателя $ВД_2$ [14]. Применяемые аккумуляторы ГУП «НИИ электроугольных изделий» имеют индекс ЛИА-8. Они призматической формы, размерами 105×45×25 мм, расположены вертикально. Каждый аккумулятор имеет емкость 8 А·ч, рабочее напряжение 2,8 В, массу 0,27 кг [15].

Аккумуляторная батарея состоит из N последовательно соединенных аккумуляторных ячеек. Каждая ячейка содержит M литий-ионных аккумуляторов, соединенных параллельно:

$$K = N \cdot M \tag{1}$$

где K – общее число аккумуляторов, определяемое конструктивными особенностями диска *3*.

В предлагаемом комбинированном накопителе энергии реализовано $N = 4$ ячейки, $M = 11$ аккумуляторов, $K = 44$ – общее число аккумуляторов.

В момент подключения $БЭ_1$ к питающей сети запускается $ВД_1$ и начинается раскрутка диска *3* до угловой скорости ω_{ST}. При этом кинетическая энергия вращающихся масс определяется по известной формуле

$$E_{\text{кин}} = \frac{1}{2} J_Z \cdot \omega_{ST}^2, \tag{2}$$

где J_Z – момент инерции вращающегося диска.

Количество извлекаемой энергии из аккумулятора без полного разряда:

$$E_{\text{АБ}} = C \cdot U_{\text{АБ}} \cdot 0,7. \tag{3}$$

Подставляя в (3) известные данные, получим $E_{\text{АБ}} = 56,5$ кДж.

Тогда энергия всей аккумуляторной батареи $E_{\Sigma\text{АБ}} = 2,5 \cdot 10^6$ Дж.

Общая энергия E_P системы с полностью зараженной аккумуляторной батареей и вращающимся маховиком равна

$$E_P = K \cdot C \cdot U_{\text{АБ}} \cdot 0,7 + \frac{1}{2} J_Z \cdot \left(\omega_{ST} - \omega_{KR}\right)^2. \tag{4}$$

По мере расходования энергии АБ, $БЭ_2$, используя $ВД_2$ в качестве генератора, заряжает аккумуляторную батарею и одновременно контролирует скорость вращения диска *3*. При снижении скорости вращения диска *3* ниже критического значения ω_{KR} происходит запуск двигателя $ВД_2$, и скорость вращения восстанавливается и поддерживается на уровне ω_{ST}.

Учитывая $\omega = \frac{\pi n}{30}$, а также n_{KR} = 500 об/мин и n_{ST} = 6500 об/мин, определим значение энергии $E_{\text{кин}}$ по крайнему правому выражению формулы (4): $E_{\text{кин}} = 0,6 \cdot 10^6$ Дж.

Кинетическая энергия маховика по отношению к энергии аккумуляторной батареи составит:

$$\frac{E_{\text{кин}}}{E_{\Sigma\text{АБ}}} \cdot 100\ \% = 24\ \%. \tag{5}$$

В случае отключения питания устройства $БЭ_1$ переключает $ВД_1$ в режим генератора и преобразует полученное напряжение до необходимого значения, пригодного для питания потребителей, при этом происходит торможение диска *3*.

$БЭ_2$ (рис. 4) устанавливается на аккумуляторном диске и служит для управления двигателем $ВД_2$, а также контроля заряда аккумуляторной батареи.

Блок электроники $БЭ_2$ состоит из трехфазного инвертора, собранного на транзисторах MOSFET IRFH7004, к которому подключается электродвигатель $ВД_2$, драйверов управления затвором силовых транзисторов инвертора, датчика тока (ДТ), микроконтроллера STM32F103 и трансивера FRM12B. В режиме зарядки, когда диск приводится во вращение двигателем $ВД_1$, микроконтроллер, измеряя напряжения на фазах *A*, *B*, *C*, генератора $ВД_2$, а также ток с помощью ДТ, формирует последовательность коммутаций транзисторов инвертора в соответствии с алгоритмом синхронного выпрямления. Сдвиг фазы управляющего сигнала синхронного выпрямителя формирует пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД), сигнал обратной связи которого является значением тока ДТ, а управляющее воздействие формируется программой микроконтроллера на основе данных о напряжении на аккумуляторной батарее. Заряд аккумуляторной батареи проходит в 2 этапа. Первый этап – заряд постоянным током I_{ch} до напряжения U_{ch}:

$$I_{ch} = M \cdot I_{\text{в}ch}, \tag{6}$$

$$U_{ch} = N \cdot 4,2\ \text{В}, \tag{7}$$

где $I_{\text{в}ch}$ – максимальный ток заряда аккумуляторного элемента.

После достижения напряжения U_{ch} на аккумуляторной батарее начинается второй этап заряда – заряд постоянным напряжением, равным U_{ch}. Процесс заряда завершается при снижении тока заряда I_{ch} меньше заданной величины $I_{ch\text{MIN}}$.

В случае отключения электроснабжения $БЭ_1$ дает команду переключения режима $БЭ_2$ посредством радиопередатчика RF. Приняв команду переключения, $БЭ_2$ останавливает процесс синхронного выпрямления и зарядки аккумуляторной батареи. Как только частота вращения диска снижается ниже ω_{KR}, микроконтроллер формирует управляющую последовательность управления инвертором для раскрутки диска до значения ω_{ST}, после чего питание двигателя $ВД_2$ отключается и цикл повторяется.

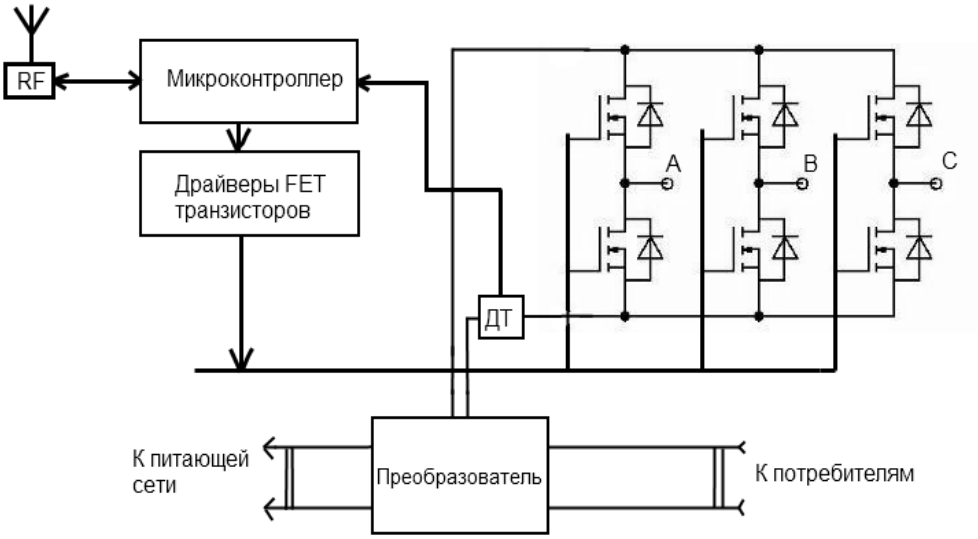


Рис. 3. Блок электроники БЭ$_1$

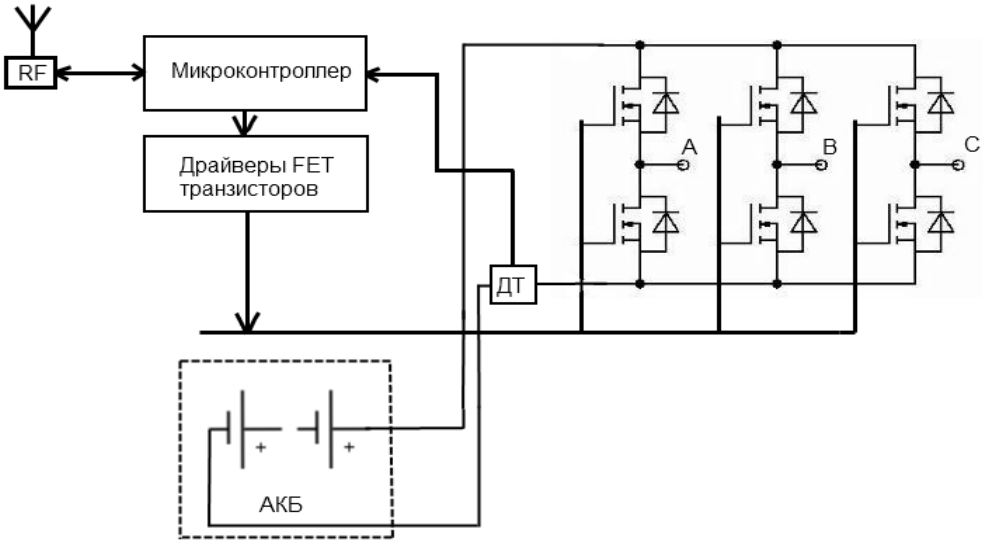


Рис. 4. Блок электроники БЭ$_2$

БЭ$_1$ устанавливается на неподвижную часть прибора. Его структурная схема практически идентична БЭ$_2$, за исключением той разницы, что добавлен преобразователь, необходимый для формирования внутреннего питающего напряжения, а также для повышения напряжения, полученного с двигателя ВД$_1$, работающего в режиме генератора, до значения, необходимого потребителям, в частном случае – 220 В, 50 Гц.

Заключение. В статье представлено устройство для повышения энергетической эффективности системы электропитания перспективных КА. Описан принцип работы данной установки в режиме накапливания энергии и в режиме отдачи ее в систему потребителям. Ориентировочная оценка показала, что использование комбинированного накопителя позволит улучшить массогабаритные характеристики СЭП КА в пределах 24 %. При учёте влияния центробежных сил, возникающих при вращении установки, на ионы в электролите аккумуляторных батарей, вышеуказанное значение возрастёт. Применение современных материалов для диска и аккумуляторных батарей позволит уменьшить массу накопителя при той же самой энергоёмкости.

Библиографические ссылки

1. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005. 168 с.

2. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов : учебник для средних специальных учебных заведений / Н. И. Паничкин [и др.]. М. : Машиностроение, 1986. 344 с.

3. Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учебник для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.

4. Хромов А. В. Разработка методического аппарата повышения эффективности использования электроракетных двигательных установок в системах коррекции орбиты малых низкоорбитальных космических аппаратов : автореф. дис. … канд. техн. наук : 05.09.03, 05.07.05. М., 2013. 24 с.

5. Энергетическая установка космического аппарата с вращающимися аккумуляторными батареями / К. Н. Виноградов [и др.] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : тезисы IX Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи (8–12 апр. 2013, г. Красноярск). В 2 т. Т. 1. Технические науки. Информационные технологии. Сообщения школьников / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 175–177.

6. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л. А. Квасников [и др.] 2-е изд., перераб. и доп. М. : Изд-во МАИ, 2001. 480 с.

7. Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 344 с.

8. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

9. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей : учеб. пособие / Н. В. Белан [и др.]. Харьков : ХАИ, 1992. Ч. 1. 191 с.

10. Космические аппараты / под общ. ред. К. П. Феоктистова. М. : Воениздат, 1983. 319 с.

11. Накопители энергии : учеб. пособие для вузов / под ред. Д. А. Бута. М. : Энергоатомиздат, 1991. 400 с.

12. Химико-кинетический накопитель энергии / Ц. Г. Надараиа [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 2(54). С. 56–61.

13. Особенности работы химико-кинетического накопителя энергии / К. Н. Виноградов [и др.] // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск). В 3 ч. Ч. 1. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 125–126.

14. Зиновьев Г. С. Основы силовой электроники : учеб. пособие. 2-е изд., испр. и доп. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. 664 с.

15. Химические источники тока : справочник / под ред. Н. В. Коровина и А. М. Скундина. М. : МЭИ. 2003. 740 с.

References

1. Chebotarev V. E. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov sistem informatsionnogo obespecheniya: v 2 kn. Kn. 2. Vnutrennee proektirovanie kosmicheskogo apparata* [The design of space vehicles of information support systems: in 2 books. Book. 2. The internal design of the space vehicle]. Krasnoyarsk, SibSAU Pabl., 2005, 168 p.

2. Panichkin N. I., Slepushkin Yu. V., Shinkin V. P., Yatsynin N. A. *Konstruktsiya i proektirovanie kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [The design and engineering of space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 344 p.

3. Gushchin V. N. *Osnovy ustroystva kosmicheskikh apparatov* [The basics of the device for space vehicles]. Moscow, Mashinovtroenie Publ., 2003, 272 p.

4. Khromov A. V. *Razrabotka metodicheskogo apparata povysheniya effektivnosti ispol'zovaniya elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok v sistemakh korrektsii orbity malykh nizkoorbital'nykh kosmicheskikh apparatov. Autoref. dis. k-ta tekhn. nauk* [The development of the methodological apparatus of increasing efficiency in the use of electric rocket propulsion systems orbit correction of small low earth orbit satellites. Abstract of Cand. techn. sci. diss.]. Moscow, 2013, 24 p.

5. Vinogradov K. N., Vinogradova E. K., Fadeev A. A., Nadaraia Ts. G., Shestakov I. Ya. [Power plant of a space vehicle with rotating batteries]. *Tezisy IX Vseros. nauch.-prakt. konf. tvorcheskoy molodezhi "Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki"* [Abstracts of IX National Scientific. Conf. "Actual problems of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2013, P. 175–177 (In Russ.).

6. Kvasnikov L. A., Latyshev L. A., Ponomarev-Stepnoy N. N., Sevruk D. D., Tikhonov V. B. *Teoriya i raschet energosilovykh ustanovok kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Theory and design of power installations of space vehicles]. Moscow, MAI Publ., 2001, 480 p.

7. Tumanov A. V., Zelentsov V. V., Shcheglov G. A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [The basis of the layout of the onboard equipment of space vehicles]. Moscow, MGTU im. N. E. Baumana, 2010, 344 p.

8. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of space vehicles design information support]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2011, 488 p.

9. Belan N. V., Bezruchko K. V., Eliseev V. B., Kovalevskiy V. V., Letin V. A., Postanogov V. P., Fedorovskiy A. N. *Bortovye energosistemy kosmicheskikh apparatov na osnove solnechnykh i khimicheskikh batarey. Ch. 1* [Onboard power systems of space vehicles based on solar and chemical batteries]. Khar'kov, KhAI Publ., 1992, 191 p.

10. Feoktistov K. P. *Kosmicheskie apparaty* [Spacecrafts]. Moscow, Voenizdat, 1983, 319 p.

11. But D. A., Alievskiy B. L., Mizyurin S. R., Vasyukevich P. V. et al. *Nakopiteli energii* [Energy storage]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1991, 400 p.

12. Nadaraia Ts. G., Babkina L. A., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A. [Chemical-kinetic energy storage device]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 2(54), P. 56–61 (In Russ.).

13. Vinogradov K. N., Shestakov I. Ya., Fadeev A. A., Nadaraia Ts. G. [Work features of chemical-kinetic energy storage device]. *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceedings of XVIII Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2014, Vol. 1, P. 125–126 (In Russ.).

14. Zinov'ev G. S. *Osnovy silovoy elektroniki* [Fundamentals of power electronics]. Novosibirsk, NGTU Publ., 2003, 664 p.

15. Korovin N. V., Skundin A. M. *Khimicheskie istochniki toka: spravochnik* [Chemical current sources]. Moscow, MEI Publ., 2003, 740 p.

© Надараиа Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Виноградов К. Н., Михалев Д. Н., 2016

УДК 629.7.064.5

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 989–996

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ И ПАРАМЕТРОВ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ БОЛЬШОЙ ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ

Ю. А. Новиков[1*], В. И. Ермолаев[2]

[1]Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3
[2]Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова
Российская Федерация, 190005, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1
[*]E-mail: geo4ever@ya.ru

Энергодвигательные системы космических аппаратов (КА) оказывают существенное влияние на возможность и эффективность решения целевых задач. В последние годы наблюдается тенденция к увеличению энерговооруженности КА. Это связано с существенным повышением энергопотребления целевых систем. Кроме того, широкое применение для выведения КА и коррекции его орбиты получили электроракетные двигательные установки, которые в процессе работы потребляют значительную электрическую мощность.

Для создания КА с высокой энерговооруженностью возможно использование энергодвигательных систем с различными структурами, в том числе на базе ядерных энергетических установок (ЯЭУ). Помимо хорошо известных ЯЭУ на основе термоэмиссионных преобразователей, интерес представляют ЯЭУ с газотурбинным преобразователем энергии. Данный тип энергоустановок обладает значительно большим КПД преобразования тепловой энергии в электрическую. В связи с наличием большого числа альтернативных вариантов энергетических установок, двигательных установок и накопителей электрической энергии возникла необходимость определения областей рационального использования различных структур энергодвигательных систем.

Предложена методика расчета и получены области рационального использования энергодвигательных систем различного типа. В процессе исследований установлено, что при высоких значениях затрат характеристической скорости, высокой периодичности маневрирования и большой мощности целевой системы целесообразно применение ЯЭУ на базе газотурбинного преобразователя.

Для ЯЭУ с газотурбинным преобразователем предложена математическая модель, которая позволяет оценить основные проектные параметры и провести оптимизацию по интересующему критерию. На основе полученной математической модели установлено, что требуемый диапазон температур на теплообменнике-холодильнике практически не изменяется с увеличением подводимой мощности. Кроме того, установлено, что КПД цикла в большей степени зависит от температуры на входе в турбину и температуры на входе в компрессор.

Ключевые слова: ядерные энергетические установки, электроракетные двигательные установки, энергодвигательные системы.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 989–996

STRUCTURE OPTIMIZATION AND PARAMETERS OF LARGE ENERGY PROPULSION SYSTEMS

Y. A. Novikov[1*], V. I. Ermolaev[2]

[1]Design Bureau “Arsenal” named after M. V. Frunze
1-3, Komsomol Str., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation
[2]Baltic State Technical University
1, 1 Krasnoarmeiskaya Str., Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation
[*]E-mail: geo4ever@ya.ru

Energy propulsion spacecraft systems have a significant impact on the capabilities and effectiveness of the target solution. In recent years there is a tendency to increase electric power consume of spacecraft. It is connected with the significant increase of power of target systems. In addition, electric propulsion systems, which consume a lot of power in progress of working, are widely used for deducing satellites and correction of its orbit nowadays.

To create a high specific power satellite it may be used energy propulsion spacecraft systems with different structures, including nuclear power plants (NPP). In addition to well-known nuclear power on the basis of thermionic con-

verters, there is an interest in NPP with a gas turbine power converter. This type of power plants has a significantly higher efficiency of converting thermal energy into electrical energy. Due to the large number of alternative power systems, propulsion and electric energy storage there is a need to identify areas of rational use of the various structures of energy propulsion systems.

The authors proposed a calculation procedure and obtained the areas of rational use of energy propulsion systems of various types. During the research it was found that the use of turbine based NPP expedient at high speeds characteristic costs, high frequency and high power maneuvering target system.

For the NPP with a gas turbine power converter the authors propose a mathematical model which allows us to evaluate the basic design parameters and optimize on interesting criterion. On the basis of the mathematical model it is shown that the required temperature range for the heat exchanger-cooler practically does not change with the increase of input power. Also it has been found that the cycle efficiency largely depends on the temperature at the turbine entrance, and temperature at the compressor entrance.

Keywords: nuclear power plants, electric propulsion system, energy propulsion systems.

Введение. Современный этап развития отечественной космонавтики характеризуется значительным увеличением энерговооруженности космических аппаратов. Данное обстоятельство связано с существенным повышением энергопотребления целевых систем космических аппаратов (КА). Кроме того, наблюдается тенденция к переходу от маршевых жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) к электроракетным двигательным установкам (ЭРДУ), которые в процессе работы потребляют значительную электрическую мощность.

В качестве энергетических установок КА в настоящее время используются каскадные солнечные батареи (СБ) с повышенным коэффициентом полезного действия (КПД) [1]. Среди накопителей помимо химических аккумуляторных батарей интерес представляют накопители иного рода – маховичные (инерционные) накопители энергии (МН) [2]. Вновь возобновился интерес к ядерным энергетическим установкам (ЯЭУ) [3; 4]. Помимо хорошо известных термоэмиссионных ядерных энергетических установок большое внимание уделяется ЯЭУ на базе замкнутого газодинамического цикла газотурбинного преобразования. Данный тип энергоустановок (ЭУ) обладает значительно большим КПД преобразования тепловой энергии в электрическую [5; 6].

В связи с наличием большого числа альтернативных вариантов энергетических установок, двигательных установок и накопителей энергии для КА с высокой энерговооруженностью, возникла необходимость определения областей рационального использования различных структур энергодвигательных систем (ЭДвС) и оптимизации их параметров.

Математическая модель для расчета ЭДвС КА. Модель для расчета солнечной энергетической установки с накопителем энергии подробно рассмотрена в [1].

На рис. 1 представлены графики энергопотребления КА при отсутствии в составе ЭДвС накопителя (рис. 1, *а*) и при наличии в составе ЭДвС накопителя (рис. 1, *б*). Мощность, потребляемая целевой системой, обозначена N_0.

В первом случае мощность $N_п$, потребляемая целевой системой и ЭРДУ, полностью обеспечивается мощностью $N_{ЭУ}$, генерируемой ЭУ. Во втором случае мощность энергоустановки ниже максимальной потребляемой мощности. Недостаток мощности в пиковых режимах обеспечивается накопителем, заряд которого происходит на участках полета, где не требуется включение ЭРДУ. В этом случае мощность солнечной батареи определяется соотношением

$$N_{СБ} = \frac{N_п \cdot t_{ЭРДУ} + N_0 t_т n_m}{(t_с \cdot n_m - t_{ЭРДУ})\eta_н + t_{ЭРДУ}}, \qquad (1)$$

где $N_{СБ}$ – мощность солнечной батареи; $t_{ЭРДУ}$ – время работы ЭРДУ при выполнении единичного маневра; $t_с$ – время освещенного участка орбиты; $\eta_н$ – КПД накопителя.

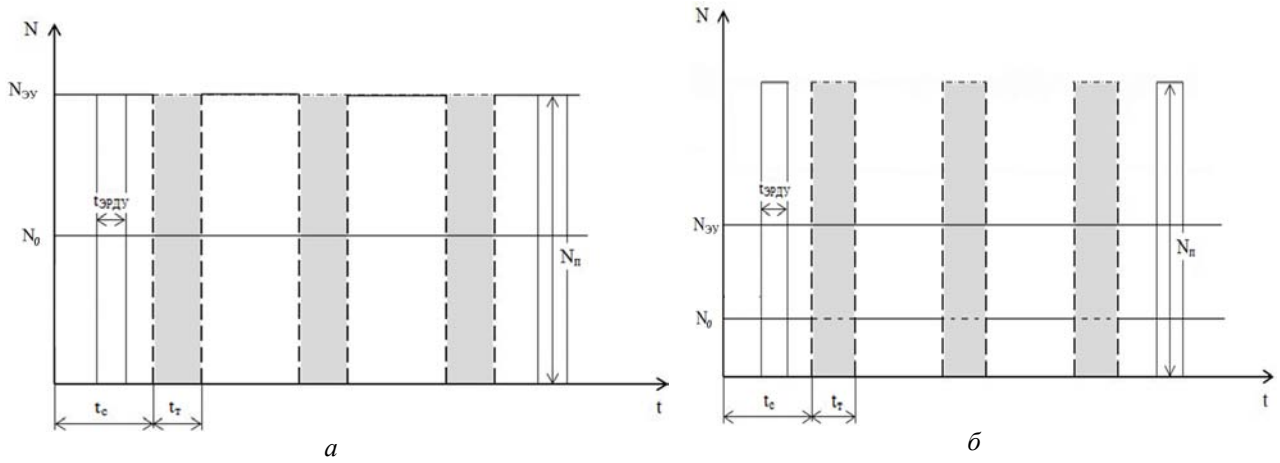


Рис. 1. График энергопотребления: без накопителя (*а*), с накопителем (*б*)

Мощность, потребляемая ЭРДУ, определяется тяговооруженностью КА и удельным импульсом двигательной установки:

$$N_{\text{п}} = \frac{a_0 \cdot M_{\text{КА0}} \cdot I_{\text{уд}}}{2 \cdot \eta_{\text{ДВ}} \cdot \eta_{\text{СПУ}}}, \quad (2)$$

где a_0 – тяговооруженность КА; $M_{\text{КА0}}$ – начальная масса КА; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс ЭРДУ; $\eta_{\text{ДВ}}$ – КПД ЭРД; $\eta_{\text{СПУ}}$ – КПД системы преобразования и управления ЭРДУ.

Время работы ЭРДУ при выполнении единичного маневра можно определить через затраты характеристической скорости на выполнение единичного маневра:

$$t_{\text{ЭРДУ}} = \frac{I_{\text{уд}}}{a_0} \cdot \left[1 - \exp(-\frac{V_{\text{х}}}{I_{\text{уд}}}) \right], \quad (3)$$

где $V_{\text{х}}$ – затраты характеристической скорости на выполнение единичного маневра.

Суммарные затраты характеристической скорости на выполнение маневров определяются следующим образом:

$$V_{\text{х}\Sigma} = \frac{V_{\text{х}} \cdot t_{\text{АС}}}{n_{\text{м}} \cdot T}, \quad (4)$$

где $t_{\text{АС}}$ – время активного существования КА; $n_{\text{м}}$ – периодичность выполнения маневров (количество витков, через которое выполняются маневры коррекции орбиты КА); T – период обращения КА по орбите.

Масса солнечной батареи определяется из следующего соотношения:

$$M_{\text{СБ}} = \frac{N_{\text{СБ}}}{N_{\text{СБ}_{\text{уд}}}}, \quad (5)$$

где $N_{\text{СБуд}}$ – удельная мощность солнечной батареи.

Масса накопителя определяется из условий обеспечения требуемой мощности разряда, требуемой энергии разряда и требуемого количества циклов заряда/разряда:

$$M_{\text{НАК}} = \max\left(\frac{N_{\text{п}} - N_{\text{ЭУ}}}{N_{\text{уд}}}, \frac{(N_{\text{п}} - N_{\text{ЭУ}}) \cdot t_{\text{ЭРДУ}} + N_0 \cdot t_{\text{т}}}{E_{\text{уд}}} \right) \cdot ceil\left(\frac{n}{n_{\text{доп}}} \right), \quad (6)$$

где n – количество циклов заряда/разряда накопителя за время активного существования КА; $n_{\text{доп}}$ – допустимое количество циклов заряда/разряда накопителя; $N_{\text{ЭУ}}$ – мощность, генерируемая энергоустановкой; $N_{\text{уд}}$ – удельная мощность накопителя; $E_{\text{уд}}$ – удельная энергоемкость накопителя.

Общее количество циклов заряда/разряда накопителя за время активного существования КА определяется выражением:

$$n = \frac{t_{\text{АС}}}{T}. \quad (7)$$

Масса ядерной энергетической установки находится исходя из удельной мощности – $N\text{уд}_{\text{ЯЭУ}}$, значение которой определяется на основе статистических данных:

$$M_{\text{ЯЭУ}} = \frac{Nn}{N\text{уд}_{\text{ЯЭУ}}}. \quad (8)$$

Методика расчета массовых характеристик ЖРДУ и ЭРДУ описана в [7].

Области рационального использования различных структур ЭДвС. Рассматривались следующие компоненты ЭДвС. В качестве основной энергоустановки рассматривались СБ с каскадными фотоэлементами и ЯЭУ с газотурбинным преобразователем энергии. Для проведения оценок температура на входе в турбину принималась равной 1500 К, что соответствует КПД цикла 25 %. В качестве накопителя энергии рассматривались литий-ионные и никель-водородные аккумуляторные батареи и маховичный (инерционный) накопитель энергии на основе супермаховика, удельные характеристики которых были получены на основе анализа современной и перспективной элементной базы [8–10]. Альтернативными вариантами маршевой двигательной установки являлись ЖРДУ, работающая на азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине, и ЭРДУ, работающая на ксеноне.

Основное влияние на оптимальную структуру энергодвигательной системы оказывают требования к энергообеспечению целевой системы КА и требования к маневренным возможностям КА. Поэтому при проведении исследований в качестве исходных варьируемых параметров рассматривались мощность, потребляемая целевой системой КА, затраты характеристической скорости на выполнение единичного маневра и периодичность выполнения маневров, представляющая собой количество витков по орбите между выполнением маневров.

В результате разработанной расчетной модели были получены области рационального использования различных структур ЭДвС, представленные на рис. 2. Области представлены в зависимости от периодичности выполнения маневров $n_{\text{м}}$ и затрат характеристической скорости на выполнение единичного маневра $V_{\text{х}}$ при мощности целевой системы 25 и 40 кВт. Критерием оптимальности выступает минимизация массы ЭДвС.

При малых затратах характеристической скорости на выполнение единичного маневра целесообразно использовать ЖРДУ с СБ, мощность которой полностью покрывает пик энергопотребления. В качестве накопителя можно использовать как МН так и Li–ion АБ, так как отличие по массе составляет не более 5 %. Преимущество ЖРДУ объясняется тем, что в данной области преобладающее влияние имеет низкая удельная масса сухой ЖРДУ, а основной недостаток, связанный с низкими значениями удельного импульса, не приводит к существенному возрастанию массы двигательной установки. При этом накопитель электрической энергии необходим только для энергообеспечения бортовых систем на теневых участках полета.

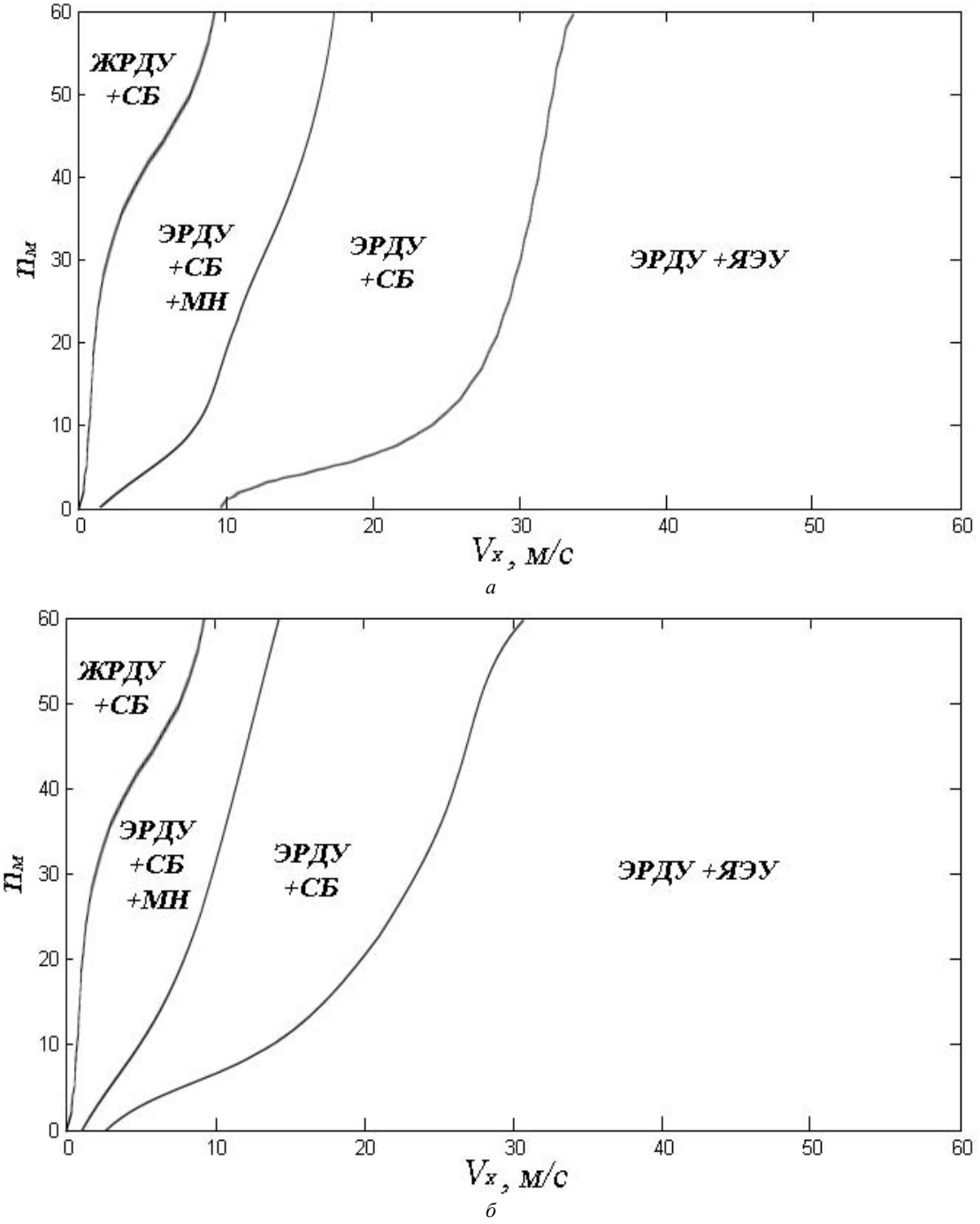


Рис. 2. Области рационального использования различных структур ЭДвС при мощности целевой системы: 25 кВт (*а*); 40 кВт (*б*)

При увеличении затрат характеристической скорости на выполнение единичного маневра и снижении периодичности маневрирования целесообразно использовать ЭДвС, включающую СБ, ЭРДУ и накопитель. Потребная мощность солнечных батарей в данном случае пик не покрывает, а недостаток мощности обеспечивается накопителем, заряд которого происходит на пассивных участках полета. При этом в качестве накопителя наиболее предпочтительным оказалось использование маховичного накопителя. Преимущество данной структуры ЭДвС обусловлено высоким удельным импульсом ЭРДУ и высокой удельной мощностью маховичных накопителей. Вариант конструктивного исполнения ЭДвС с маховичным накопителем энергии рассмотрен в [11; 12].

При дальнейшем увеличении затрат характеристической скорости и частых маневрах целесообразно использовать ЭДвС, содержащую СБ и ЭРДУ, при этом мощность солнечной батареи полностью покрывает пиковое энергопотребление. Это обусловлено тем, что при таких режимах работы ЭДвС протяженность пассивных участков полета становится небольшой. Эффект от применения накопителей в этих условиях оказывается меньше, чем увеличение массы ЭДвС, связанное с потерями при заряде-разряде накопителя. Накопитель используется для обеспечения

работы бортовых систем на теневых участках орбиты, при этом, как и в случае с ЖРДУ, масса МН и Li–ion АБ примерно одинаковая. Данное обстоятельство обусловлено тем, что при продолжительном разряде решающим оказывается не удельная мощность накопителя, а его удельная энергоемкость, которая для указанных типов накопителей примерно одинаковая.

При высоких требованиях к маневренным возможностям КА целесообразно использовать ЭДвС, содержащую ЭРДУ и ЯЭУ на базе газотурбинного преобразователя энергии. Данное обстоятельство обусловлено тем, что удельная мощность ЯЭУ при высоких значениях энергопотребления значительно ниже удельной мощности СБ.

Сравнивая между собой представленные графики, можно сделать вывод о том, что с увеличением мощности, потребляемой целевой системой, области рационального использования ЭДвС на основе ядерной энергоустановки с газотурбинным преобразователем (ГТП) энергии значительно расширяются. Это объясняется снижением удельной массы ЯЭУ с ростом генерируемой мощности.

Математическая модель рабочих процессов ГТП. Наибольшую сложность представляет расчет параметров газотурбинного цикла на ранних этапах проектирования [13; 14]. В связи с этим возникла необходимость разработки математической модели рабочих процессов ГТП, позволяющей оценить основные проектные параметры таких преобразователей и исследовать возможности их использования для энергоснабжения перспективных КА с большой энерговооруженностью.

Среди прочих наибольшего внимания заслуживает замкнутый цикл Брайтона с использованием теплообменника-рекуператора, так как он обладает наибольшим термическим КПД [15]. Структурная схема рассматриваемой энергетической установки с ГТП и диаграмма рабочего цикла представлены на рис. 3.

Энергетическая установка работает следующим образом. Рабочее тело, попадая в реакторную установку (РУ), нагревается до максимальной температуры в цикле и поступает на турбину. Вал турбины кинематически связан с валом генератора и компрессора. Совершив работу на лопатках турбины, газ поступает в теплообменник-рекуператор (ТР), где частично охлаждается, после чего охлаждается до минимальной температуры в цикле на теплообменнике-холодильнике (ТХ) при помощи системы отвода тепла (СОТ). Компрессор поднимает давление рабочего тела до максимального в цикле и прокачивает его через холодный тракт ТР, где газ дополнительно подогревается и вновь поступает в РУ.

Основным преимуществом представленной схемы является наличие теплообменника-рекуператора, который позволяет значительно снизить потребную отводимую мощность в систему обеспечения теплового режима, а следовательно, снизить площадь и массу панельных холодильников-излучателей КА. Кроме того, использование генератора позволяет получить на борту КА электрический ток высокого напряжения, что приводит к существенному снижению массы кабельной сети по сравнению с термоэмиссионными энергетическими установками.

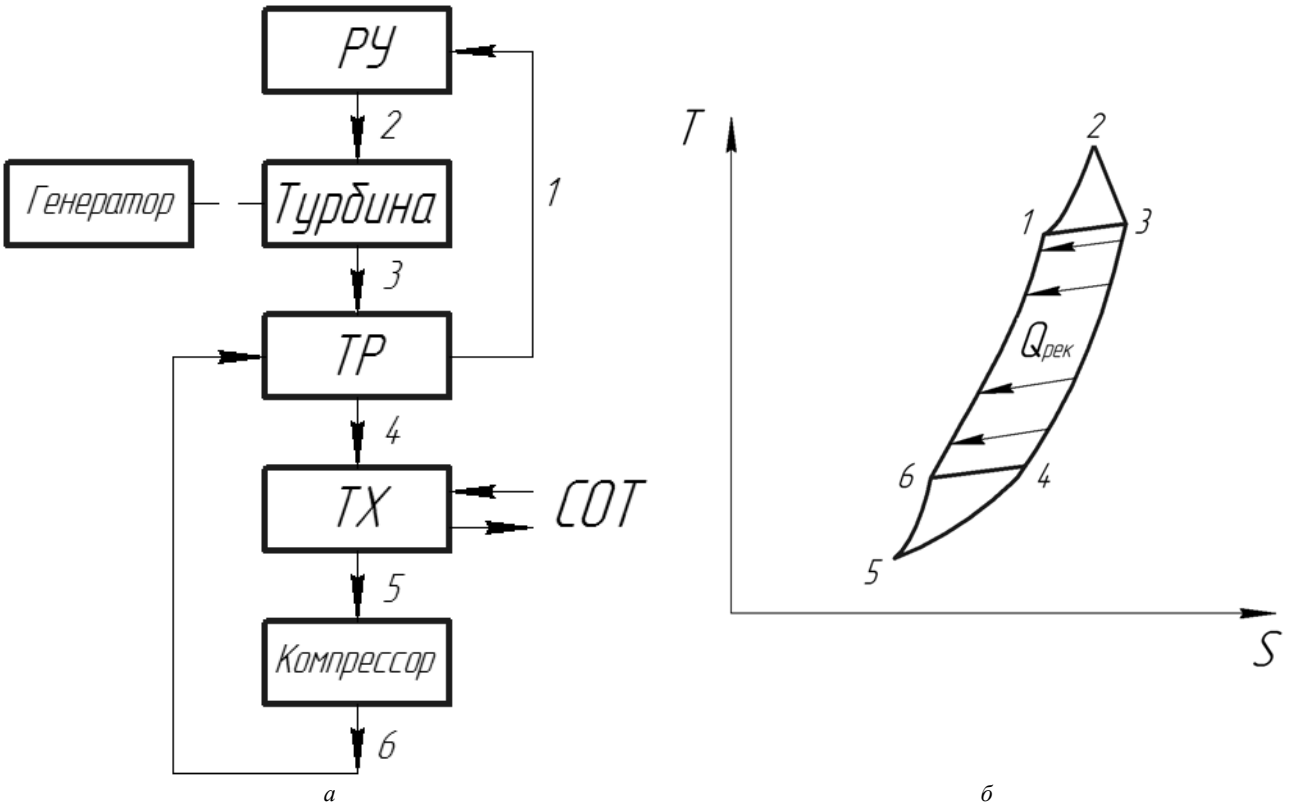


Рис. 3. Структурная схема энергетической установки на основе цикла Брайтона (*а*); диаграмма цикла Брайтона (*б*)

Для расчета параметров ГТП была получена система уравнений, описывающая рабочие процессы в системе.

Исходя из структурной схемы (рис. 3), можно записать уравнение баланса мощностей:

$$N\text{т} - N\text{к} = N\text{п} + N\text{с}\,, \qquad (9)$$

где Nт – мощность турбины; Nк – мощность компрессора; Nп – мощность внешних потребителей; Nс – мощность собственных потребителей.

Мощности турбины и компрессора соответственно равны:

$$N\text{т} = G\text{т} \cdot L \cdot \eta_{\text{т}}\,, \qquad (10)$$

$$N\text{к} = \frac{1}{\eta_{\text{к}}} \cdot Cp \cdot T\text{ок} \cdot G\text{к} \cdot \left(\frac{1}{\varepsilon^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right), \qquad (11)$$

где Gт – расход через турбину; L – адиабатическая работа газа на турбине; $\eta_{\text{т}}$ – КПД турбины; $\eta_{\text{к}}$ – КПД компрессора; Cp – удельная теплоемкость газа; Tок – температура газа на входе в компрессор; Gк – расход через компрессор; ε – степень сжатия компрессора; k – показатель адиабаты.

В принятой схеме расход через турбину и реактор равны. В случае если в схеме применяется система перепуска для охлаждения ротора турбины, расход через компрессор будет равен

$$G\text{к} = a \cdot G\text{р}, \qquad (12)$$

где a – коэффициент запаса мощности турбокомпрессорного агрегата (отношение массового расхода через компрессор к массовому расходу через турбину); Gр – расход через реакторную установку.

Адиабатическая работа газа на турбине равна

$$L = \frac{k}{k-1} \cdot RT\text{т} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \right), \qquad (13)$$

где R – газовая постоянная; π – степень расширения газа на турбине.

Степень расширения и сжатия газа на турбине и компрессоре соответственно равны

$$\pi = \frac{P\text{т}}{P\text{кв}}\,, \qquad (14)$$

$$\varepsilon = \frac{P\text{ок}}{P\text{к}}\,, \qquad (15)$$

где Pкв – давление на выходе из турбины; Pт – давление на входе в турбину; Pк – давление на входе в компрессор; Pок – давление на выходе из компрессора.

Давление на выходе из турбины определяется последовательным переходом состояний 3–4–5 (см. рис. 3), а давление на входе в турбину определяется потребным перепадом давления при последовательном переходе состояний 6–1–2:

$$P\text{кв} = P\text{к} + \Delta P\text{рр} + \Delta P\text{тх} + \Delta P\text{мкв}, \qquad (16)$$

$$P\text{т} = P\text{ок} - \Delta P\text{ро} - \Delta P\text{ру} - \Delta P\text{мт}, \qquad (17)$$

где ΔPро – перепад давления в холодном тракте ТР; ΔPтх – перепад давления в ТХ; ΔPмк – перепад давления в магистралях после турбины; ΔPрр – перепад давления в горячем тракте ТР; ΔPру – перепад давления в РУ; ΔPмт – перепад давления в магистралях перед турбиной; ΔPмкв – перепад давления в магистралях перед компрессором.

Температура газа на выходе из компрессора определяется из следующего соотношения:

$$T\text{ок} = T\text{к} \cdot \left[1 + \left(\frac{1}{\varepsilon^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \right) / \eta_{\text{к}} \right], \qquad (18)$$

где Tк – температура газа на входе в компрессор.

Температура на выходе из турбины определяется степенью расширения газа на турбине и температурой на входе:

$$T\text{кв} = T\text{т} \cdot \left[1 - \eta_{\text{т}} \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} \right) \right], \qquad (19)$$

где Tт – температура на входе в турбину.

Теплообменник-рекуператор удобно разделить на два тракта – горячий и холодный. Под горячим трактом будем понимать переход из состояния 3 в состояние 4. Под холодным трактом – переход из состояния 6 в состояние 1. Тогда:

$$\Delta T\text{рн} = \frac{T\text{кв} + (a-1) \cdot T\text{к}}{a} - (T\text{к} + \Delta T\text{мт})\,, \qquad (20)$$

$$\Delta T\text{ро} = \frac{1}{a} \cdot \Delta T\text{рр}\,, \qquad (21)$$

где ΔTрр – изменение температуры в горячем тракте ТР; ΔTро – изменение температуры в холодном тракте ТР.

Температура на теплообменнике-холодильнике определяется расходом рабочего тела и изменением температуры на теплообменнике-рекуператоре:

$$T\text{тх} = \frac{G\text{т} \cdot T\text{кв} + (a-1) \cdot G\text{к} \cdot T\text{к}}{G\text{к}} - \Delta T\text{ро}\,, \qquad (22)$$

где Tтх – температура на выходе из ТХ.

Для проведения оценок будем полагать, что перепуск через турбину отсутствует, и примем, что температура на входе в турбину равна температуре на выходе из реактора:

$$T\text{т} = T\text{р}\,. \qquad (23)$$

Решение представленной системы уравнений (9)–(23) необходимо производить итерационно. При этом расчет можно считать завершенным при условии выполнения баланса мощностей (1).

Анализ параметров рабочих процессов ГТП. В ходе работы была разработана программа для расчета характеристик представленной системы преобразования энергии в среде MatLab. В качестве оптимизируемого параметра использовался КПД цикла (отношение мощности потребителей к подводимой тепловой мощности). Рассмотрим два варианта:

1) температура на выходе из реакторной установки (на входе в турбину) составляет 1100 К, мощность внешних потребителей – 80 кВт;

2) температура на выходе из реакторной установки (на входе в турбину) составляет 1500 К, мощность внешних потребителей – 200 кВт.

Результаты расчета представлены в таблице.

Результаты расчета контура ГТП

Параметр	Вариант 1	Вариант 2
КПД цикла	0,18	0,25
Температура на входе в ТХ, К	620	714
Температура на выходе из ТХ, К	392	389
Подводимая тепловая мощность РУ, кВт	515	830
Отводимая тепловая мощность в СОТ, кВт	423	639
Расход рабочего тела через РУ, кг/с	2,786	3,832
Давление на выходе компрессора, МПа	2,302	3,390

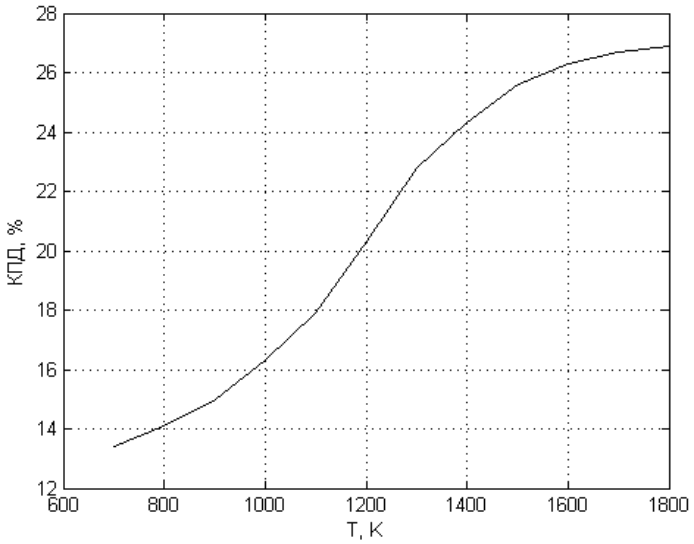


Рис. 4. Зависимость КПД цикла от температуры на входе в турбину

Из представленных результатов видно, что температура на входе в компрессор в обоих случаях практически одинакова и не превышает 400 К. Данное обстоятельство объясняется тем, что с увеличением температуры рабочего тела на входе в компрессор значительно увеличивается работа на сжатие РТ до максимального давления в цикле.

Существенным является потребный перепад температур на теплообменнике-холодильнике. Повышение температуры позволило бы значительно уменьшить потребную площадь панельных холодильников излучателей, однако температура на входе в компрессор ограничивается условием максимизации КПД цикла.

С увеличением температуры и тепловой мощности на входе в турбину КПД всего цикла увеличивается. Это обусловлено расширением участка рекуперации энергии и повышением степени расширения газа на турбине. На рис. 4 представлен график зависимости КПД цикла от температуры на входе в турбину.

Как видно из представленного графика, КПД цикла в пределе не превышает 27 %. При температуре ниже 1000 К КПД значительно падает и не превышает 16 %, что сопоставимо с термоэмиссионными энергетическими установками. Наиболее оптимальной представляется область с температурами от 1300 до 1600 К, где КПД цикла составляет порядка 21–25 %.

Дальнейшее повышение мощности внешних потребителей ограничивается возможностью создания материалов для лопаток турбины, способных работать при температурах свыше 1500 К. В связи с этим оптимальным представляется использование нескольких контуров ГТП, объединенных одной реакторной установкой.

Заключение. В результате проведенного анализа областей рационального использования установлено, что при требованиях к ЭДвС, характерных для перспективных КА, оптимальными являются системы, содержащие СБ или ЯЭУ. При этом ЯЭУ целесообразно использовать при высоких энергопотреблениях целевой системы или при высоких требованиях к маневренным возможностям КА.

Для маневрирования перспективных КА предпочтительно использование ЭРДУ. Использование ЖРДУ ограничивается относительно небольшой областью, для которой характерны очень малые маневренные возможности КА или высокая оперативность маневрирования.

Разработанная математическая модель системы преобразования энергии позволяет на этапе эскизного проектирования оценить проектные параметры КА с ЯЭУ. Предварительные расчеты показывают, что наиболее критичными параметрами являются перепад температур на теплообменнике-холодильнике и температура на входе в компрессор, в связи с чем предлагается проводить дальнейшую оптимизацию совместно с СОТ. При необходимости дальнейшего увеличения мощности внешних потребителей предлагается в дальнейшем исследовать вариант увеличения количества контуров газотурбинных преобразователей, объединенных одной реакторной установкой. Целесообразность данного решения обусловлена наличием ограничений на температуру рабочего тела на входе

в турбину и снижением интенсивности роста КПД турбины.

Библиографические ссылки

1. Ермолаев В. И., Новиков Ю. А. Исследование оптимальных структур энергодвигательных систем на основе солнечных батарей для перспективных космических аппаратов // Инновационный арсенал молодежи : Тр. пятой науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2014. С. 106–109.

2. Кунин В. Н., Дорожков В. В., Сергеева М. В. Инерционный копровый накопитель для получения электрических импульсов высоких энергий // Приборы и техника эксперимента. 1981. № 3. С. 27–39.

3. Космическая ядерная энергетика: перспективы и направления развития / П. В. Андреев [и др.] // Полет. 2006. № 4. С. 19–25.

4. Казанский Ю. А., Матусевич Е. С. Экспериментальные методы физики реакторов. М. : Энергоатомиздат, 1984. С. 93–95.

5. Ермолаев В. И., Аскеров Ф. А. Исследование характеристик и способов применения средств межорбитальной транспортировки // Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки. СПб. : Агентство «РДК-принт», 2002. С. 7–64.

6. Карпов В. А. Топливные циклы и физические особенности высокотемпературных реакторов. М. : Энергоатомиздат, 1985. 128 с.

7. Ермолаев В. И., Чилин Ю. Н., Наркевич Н. Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов : учебник. СПб. : Рубин, 2003. 585 с.

8. Химические источники тока : справочник / под. ред. Н. В. Коровина, А. М. Скундина. М. : МЭИ, 2003. 740 с.

9. Средства заряда аккумуляторов и аккумуляторных батарей : справочник / А. И. Бухаров [и др.]. М. : Энергоатомиздат, 1988. 288 с.

10. Кедринский И. А., Яковлев В. Г. Литий-ионные аккумуляторы. Красноярск : ИПК «Планета», 2002. 266 с.

11. Электроракетная двигательная установка: пат. на изобретение № 2591972 / Ермолаев В. И., Новиков Ю. А.. 2016.

12. Ермолаев В. И., Новиков Ю. А. Электроракетная двигательная установка с маховичным накопителем энергии // Лазерная и ракетно-космическая техника XXI века : сб. науч. тр. / Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016. С. 68–76.

13. Status of Cea Reactor Studies for a 200 K We turboelectric space power system / F. Carre [et al.]. Albuquerque, New Mexico, 1984, 63 с.

14. Нигматулин И. Н., Нигматулин Б. И. Ядерные энергетические установки. М. : Энергоатомиздат, 1986. 168 с.

15. Trunzo V. J. Space power. Garrett fluid systems division. 1991, 128 с.

References

1. Ermolaev V. I., Novikov Yu. A. [Study of optimal structures of energy propulsion systems based on the solar panels for advanced spacecraft]. *Innovatsionny arsenal molodezhi: trudy pyatoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. of 5th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014, P. 106–109 (In Russ.).

2. Kunin V. N., Dorozhkov V. V., Sergeeva M. V. [Inertia hoisting drive for high-energy electrical pulses]. *Pribory i tekhnika eksperimenta*. 1981, No. 3, P. 27–39 (In Russ.).

3. Andreev P. V., Vasil'kovskiy B. C., Zaritskiy G. A., Galkin A. Ya. [Space nuclear power: prospects and development trends]. *Polet*. 2006, No. 4, P. 19–25 (In Russ.).

4. Kazanskiy Yu. A., Matusevich E. S. *Eksperimental'nye metody fiziki reaktorov* [Experimental methods for reactor physics]. Moscow. Energoatomizdat Publ., 1984, P. 93–95 (In Russ.).

5. Ermolaev V. I., Askerov F. A. [Investigation of the characteristics and uses of funds-orbit transportation]. *Kosmonavtika XXI veka i yadernye termoemissionnye energeticheskie ustanovki* [Cosmonautics of the XXI century and thermionic nuclear power plants]. St. Petersburg, 2002, P. 7–64 (In Russ.).

6. Karpov V. A. *Toplivnye tsikly i fizicheskie osobennosti vysokotemperaturnykh reaktorov* [The fuel cycle and the physical characteristics of high-temperature reactors]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1985, 128 p. (In Russ.).

7. Ermolaev V. I., Chilin Yu. N., Narkevich N. N. *Dvigatel'nye i energeticheskie ustanovki kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Propulsion and power systems for spacecraft]. St. Petersburg, Rubin Publ., 2003, 585 p.

8. Korovina N. V. Skundina A. M. *Khimicheskie istochniki toka: spravochnik* [Chemical current sources: a directory]. Moscow, MEI Publ., 2003, 740 p.

9. Bukharov A. I. *Sredstva zaryada akkumulyatorov i akkumulyatornykh batarey: spravochnik* [Means of a charge of accumulators and batteries: a directory]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1988, 288 p.

10. Kedrinskiy I. A., Yakovlev V. G. *Litiy-ionnye akkumulyatory* [Lithium-ion batteries]. Krasnoyarsk, Planeta Publ., 2002, 266 p.

11. Ermolaev V. I., Novikov Yu. A. *Elektroraketnaya dvigatel'naya ustanovka* [Electric propulsion system]. Patent RF, No. 2591972, 2016.

12. Ermolaev V. I., Novikov Yu. A. [Electric propulsion system with flywheel energy storage]. *Lazernaya i raketno-kosmicheskaya tekhnika XXI veka: sbornik nauchnykh trudov* [Laser, rocket and space technology of the XXI century: a collection of scientific works]. St. Petersburg, 2016, P. 68–78 (In Russ.).

13. Carre F. et al. Status of Cea Reactor Studies for a 200 K We turboelectric space power system. Albuquerque, New Mexico, USA, 1984, 63 p.

14. Nigmatulin I. N., Nigmatulin B. I. *Yadernye energeticheskie ustanovki.* [Nuclear power plants]. Moscow, Energoatomizdat Publ., 1986, 168 p.

15. Trunzo V. J. Space power. Garrett fluid systems division. 1991, 128 p.

© Новиков Ю. А., Ермолаев В. И., 2016

УДК 004.42

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 997–1004

ПРОГРАММНАЯ ПОДДЕРЖКА ИСПЫТАНИЙ ПРИЕМА-ПЕРЕДАЧИ КОМАНД И АНАЛИЗА ТЕЛЕМЕТРИИ В КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЕ

Л. Ф. Ноженкова[1*], О. С. Исаева[1], Р. В. Вогоровский[2], Е. А. Грузенко[1]

[1]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44
[2]Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
[*]E-mail: expert@icm.krasn.ru

Описывается создание программного обеспечения для подготовки и проведения испытаний бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата. Командно-измерительная система выполняет информационный обмен между наземным и бортовым комплексами управления при помощи двух типов данных: телекоманд и телеметрии. Программное обеспечение решает задачи передачи команд и контроля их отработки по значениям телеметрических кадров. Оно расширяет возможности внедренного в АО «ИСС» программно-аппаратного комплекса контрольно-проверочной аппаратуры.

Выполнена постановка задачи и выделены основные функции подготовки и проведения испытаний, которые требуют программной поддержки. Для этого построена имитационная модель функционирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в процессе приема-передачи команд. Имитационная модель содержит набор программных имитаторов подсистем, демонстрирующих логику работы командно-измерительной системы и алгоритмы информационного взаимодействия с бортовыми системами и наземным комплексом управления. Описана реализация функций программного обеспечения, выделенных на основе исследования имитационной модели: формирование базы команд и структур телеметрии, задание способов отображения полей, создание списка команд, контрольных значений и параметров передачи, проведение испытаний и выполнение анализа отработки команд по телеметрическим кадрам.

Созданное программное обеспечение позволяет выполнять подготовку и проведение испытаний. Для подготовки испытаний конструктор бортовой аппаратуры в графическом редакторе формирует базу команд, на основе созданной базы команд создает различные испытательные процедуры, выбирая команды, выполняя настройки передачи, задавая коммутационные интерфейсы, время ожидания реакции на команды, количество повторений, способы передачи, контролируемые поля и значения телеметрии.

Программное обеспечение выполняет сформированные испытательные процедуры как в автоматическом, так и в ручном режиме. При проведении испытаний программное обеспечение ведет контроль параметров телеметрии по заданным граничным условиям и отображает результаты анализа. Для визуализации хода выполнения испытаний авторы разработали окно мониторинга приема-передачи команд. Окно показывает перечень команд, время отправки и получения реакции на их отработку, а также контрольные значения заданных параметров телеметрии. Данные в окне мониторинга непрерывно обновляются в соответствии с текущим состоянием испытательных действий и поступающих пакетов телеметрии.

Разработанные программные подсистемы обеспечивают наглядность построения сложных последовательностей испытательных процедур приема-передачи команд, а также удобство и корректность отображения результатов.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая аппаратура, командно-измерительная система, автоматизация испытаний, пакеты телекоманд, телеметрия.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 997–1004

SOFTWARE SUPPORT FOR TESTING COMMAND RECEPTION AND TRANSMISSION AND TELEMETRY ANALYSIS IN THE COMMAND-AND-MEASURING SYSTEM

L. F. Nozhenkova[1*], O. S. Isaeva[1], R. V. Vogorovskiy[2], E. A. Gruzenko[1]

[1]Institute of Computational Modeling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[2]Siberian Federal University
79, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
[*]E-mail: expert@icm.krasn.ru

In this article, the authors describe creation of software for spacecraft's command and measuring system of onboard equipment test preparation and conduction. The command and measuring system performs data exchange between the Earth and onboard control complexes with the help of two data types: telecommands and telemetry. The software is designed to solve the task of the command transmission and their execution control in accordance with the telemetry frame values. It expands the possibilities of the control and measuring equipment's software complex implemented in JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev".

The authors have the set of tasks and identified the main functions of test preparation and conduction that require software support. For this purpose, we have built a simulation model of the onboard equipment's command and measuring system function during command reception and transmission. The model contains a set of subsystems' software simulators demonstrating the logics of the command and measuring system's work and the algorithms of data interaction between the onboard systems and the Earth control complex. The authors have described realization of the software functions identified on the basis of the simulation model: creation of the telemetry command and structure base, setting of the ways to display fields, creation of the list of commands, reference values and parameters of transmission, test conduction and analysis of command execution in accordance with the telemetry frames.

Our software allows preparing and conducting tests. In order to prepare tests, the onboard equipment designer creates a command base in a graphic editor. On the basis of the command base, he creates different test procedures, choosing commands, tuning transmission, setting commutation interfaces, command respond waiting time, number of repetitions, ways of transmission, the controlled fields and telemetry values.

The software performs the formulated test procedures both in auto and manual mode. While conducting tests, the software controls the telemetry parameters by the set limit conditions and demonstrates the results of the analysis. For the purpose of test visualization, the authors have designed a command reception and transmission monitoring window. The window displays the list of commands, time of their transmission and execution response, as well as the reference values of the set telemetry parameters. The data are constantly updated in accordance with the current condition of tests and the incoming telemetry packages.

The designed software subsystems provide clarity of building complex sequences of test procedures of command reception and transmission, as well as simplicity and correctness of the results display.

Keywords: spacecraft, onboard equipment, command and measuring system, testing automation, telecommand packages, telemetry.

Введение. Современные подходы к автоматизации испытаний бортовой аппаратуры являются основой развития наукоемкого производства космических аппаратов. Испытания направлены на подтверждение соответствия параметров функционирования бортовых устройств заданным техническим требованиям. Результаты испытаний в наземных условиях должны гарантировать работоспособность бортовой аппаратуры в течение срока активного существования в условиях космического пространства. Применение компьютерных технологий позволяет повысить качество, снизить себестоимость и сократить сроки проведения испытаний [1]. Повышенной сложностью отличаются автономные испытания, которые призваны исследовать широкий круг физических параметров устройства и проводить анализ логики функционирования объекта контроля без подключения сопряженных систем. В этом случае в процессе испытаний требуется имитировать работу устройств, взаимодействующих с объектом контроля, формировать необходимые для передачи потоки данных и выполнять анализ телеметрии, поступающей в программное обеспечение с реального оборудования.

Правила проведения проверок различных объектов контроля определяются базовыми или отраслевыми стандартами, а также методиками отдельных предприятий. Например, стандарт ISO/IEC 9646 [2] задает методологию проведения функциональных испытаний коммуникационных систем, стандарты Европейского космического агентства определяют правила и порядок испытаний бортовой аппаратуры космического аппарата [3; 4]. Разрабатываются принципы проведения функциональных проверок на основе формальных методов описания испытательных процедур и спецификации испытываемых систем [5]. Создаются технологии, позволяющие для выполнения задач имитации, верификации, проведения испытаний интегрировать программные модули различных производителей, например, программная архитектура OPEN/CAESAR [6]. На предприятиях-изготовителях космических систем разрабатываются собственные подходы и программы испытаний. Перед авторами была поставлена задача создания программного обеспечения для расширения возможностей программно-аппаратного комплекса контрольно-проверочной аппаратуры, который внедрен в АО «ИСС» и предназначен для анализа функционирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата [7]. Проведенные исследования существующих методов и технологических подходов к проведению испытаний сложных технических систем позволили авторам построить собственные программные решения.

Командно-измерительная система предназначена для информационного обмена между наземным и бортовым комплексами управления [8]. С наземного комплекса управления выполняется прием телекоманд, их первичная обработка и передача для отработки в бортовой комплекс управления. В обратном направлении командно-измерительная система осуществляет передачу пакетов телеметрии с информацией о состоянии бортовых систем космического

аппарата и результатами отработки телекоманд [9]. Для передачи данных используются стандарты Европейского космического агентства: ESAPSS-04-107 [10] описывает формат телекоманд, а стандарт ESAPSS-04-106 [11] – формат телеметрии.

Программное обеспечение должно расширить возможности программно-аппаратного комплекса контрольно-проверочной аппаратуры и проводить испытания приема-передачи телекоманд, мониторинга и анализа телеметрии командно-измерительной системы космического аппарата.

Задача приема-передачи команд. Создание программных инструментов, предназначенных для проведения испытаний приема, передачи и отработки команд, потребовало детального изучения методов информационного взаимодействия командно-измерительной системы с наземным и бортовым комплексами управления. Исследование особенностей и логики взаимодействия выполнялось в программном обеспечении «Программно-математическая модель бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата» [12]. Программное обеспечение позволяет строить имитационные модели, задавать пакеты команд и телеметрии произвольной структуры, реализовывать логику их передачи и отработки бортовыми системами.

В простом случае имитационная модель представляет собой набор подсистем: передатчик, приемник и интерфейсный модуль командно-измерительной системы, а также логические имитаторы наземного комплекса и бортовых устройств, позволяющие отрабатывать информационное взаимодействие элементов модели. В процессе имитационного моделирования программное обеспечение формирует пакеты данных имитаторов систем, выполняет и визуализирует передачу, прием и отработку команд, а также формирование и анализ телеметрии. Программный имитатор наземного комплекса управления выполняет передачу команд в заданной последовательности в командно-измерительную систему, которая после приема телекоманды добавляет квитанцию о ней в передаваемый пакет телеметрии. Далее выполняется передача команды в программный имитатор бортового комплекса управления. Для контроля отработки команды имитатор программно формирует ответ и передает его в командно-измерительную систему. Контроль отработки осуществляется по получаемой телеметрии. Программное обеспечение визуализирует состояние и активность элементов имитационной модели и отображает все обрабатываемые потоки данных. Структуры команд и методы их отработки в имитационной модели могут меняться, что позволяет выявлять различные особенности функционирования командно-измерительной системы и служит наглядным примером для формирования методик проведения испытаний. Имитационные модели могут усложняться включением в них дополнительных элементов и резервных блоков. Пример графического представления имитационной модели функционирования командно-измерительной системы показан рис. 1.

Подробнее о функциях и применении программных инструментов имитационного моделирования написано в [13; 14].

Проведение имитационных экспериментов позволило выделить основные задачи, которые требуют программной поддержки в процессе подготовки и проведения испытаний приема-передачи команд и анализа телеметрии в командно-измерительной системе. Программное обеспечение должно осуществлять поддержку решения следующих задач:

– формирование базы команд и структур телеметрии;

– задание списка команд и контрольных значений телеметрии;

– настройка передачи команд и приема телеметрии;

– выполнение передачи команд и приема телеметрии;

– анализ отработки команд.

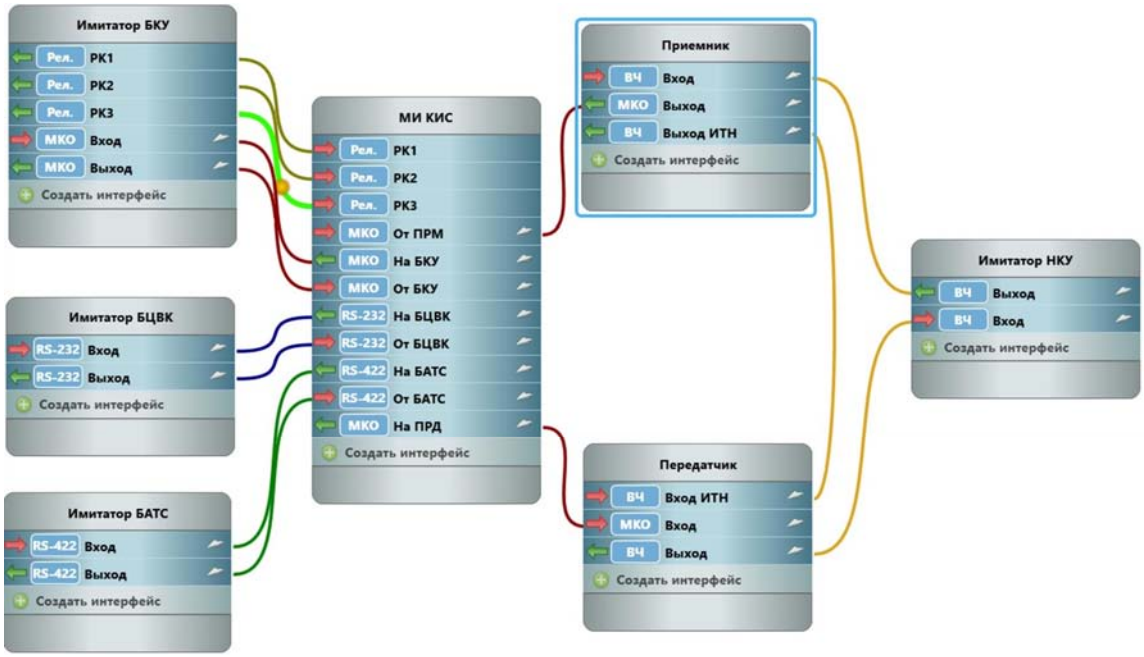


Рис. 1. Графическая модель объекта испытаний

Передача команд должна осуществляться как в автоматическом режиме, так и под управлением пользователя. Такой подход позволит использовать программное обеспечение как инструмент исследователя на начальных этапах проведения испытаний для подготовки и апробации элементов испытательных процедур.

Авторами выполнена программная реализация, позволяющая решать все указанные задачи и осуществлять информационную и программно-инструментальную поддержку подготовки и проведения испытаний. Новые программные решения являются расширением функций существующих подсистем программного обеспечения контрольно-проверочной аппаратуры ПО КПА КИС «Редактор пакетов данных», «Подсистема подготовки испытаний», «Подсистема выполнения испытаний» [15; 16]. Кроме того, создана дополнительная подсистема, позволяющая формировать последовательность команд для отправки и задать настройки их передачи:

– интерфейс передачи (RS422 первый и второй канал, ВЧ);

– время ожидания реакции на команду в телеметрии;

– количество повторения отправки команды;

– способ передачи (ручной, автоматический);

– контролируемые поля и контрольные значения пакета телеметрии (в соответствии со структурой пакета телеметрии, созданной с помощью редактора пакетов данных).

Взаимодействие между программным обеспечением и оборудованием командно-измерительной системы выполняется посредством контрольно-проверочной аппаратуры. Библиотеки программ, обеспечивающих взаимодействие, разработаны специалистами Сибирского федерального университета. Для библиотек используется технология виртуальных приборов, реализованная в программной среде LabVIEW [17]. Программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры выполняет интеграцию различных виртуальных приборов и осуществляет управление процессом проведения испытаний [18].

Программное обеспечение для подготовки и проведения испытаний приема-передачи команд. Подготовка к проведению испытаний приема-передачи команд начинается с определения структур пакетов данных телекоманд, задания назначения и свойств отображения полей телеметрии. Все настройки выполняются в графическом редакторе и могут изменяться в процессе работы.

На рис. 2 показан интерфейс редактора пакетов данных. Окно редактора содержит панель инструментов и формы для отображения структур и пакетов данных. Редактор позволяет создавать структуры пакетов данных, заполнять структуры данными, сохранять их в файл или в базу данных для последующего использования сохраненных структур.

Пример заполненной структуры для приема и анализа телеметрии показан на рис. 3. Для полей телеметрии могут быть заданы ограничения на значения, реакции при выходе за граничные условия и способы отображения значений.

На основе созданной базы команд выполняется настройка их передачи для проведения испытаний: выбирается команда, коммутационный интерфейс, время ожидания реакции на команду, количество повторений, способ передачи, контролируемые поля и контрольные значения пакета телеметрии (рис. 4). При формировании перечня команд определяется, будет ли действие выполняться автоматически или вручную под управлением конструктора бортовой аппаратуры.

Для каждого испытания может быть настроен собственный перечень команд и параметров их передачи и анализа отработки. На этом подготовка испытаний завершается. Далее заданная последовательность команд передается в подсистему выполнения испытаний. При проведении испытаний программное обеспечение выполняет передачу команд в программно-аппаратный комплекс контрольно-проверочной аппаратуры, посредством которого выполняется взаимодействие с бортовой аппаратурой командно-измерительной системы космического аппарата.

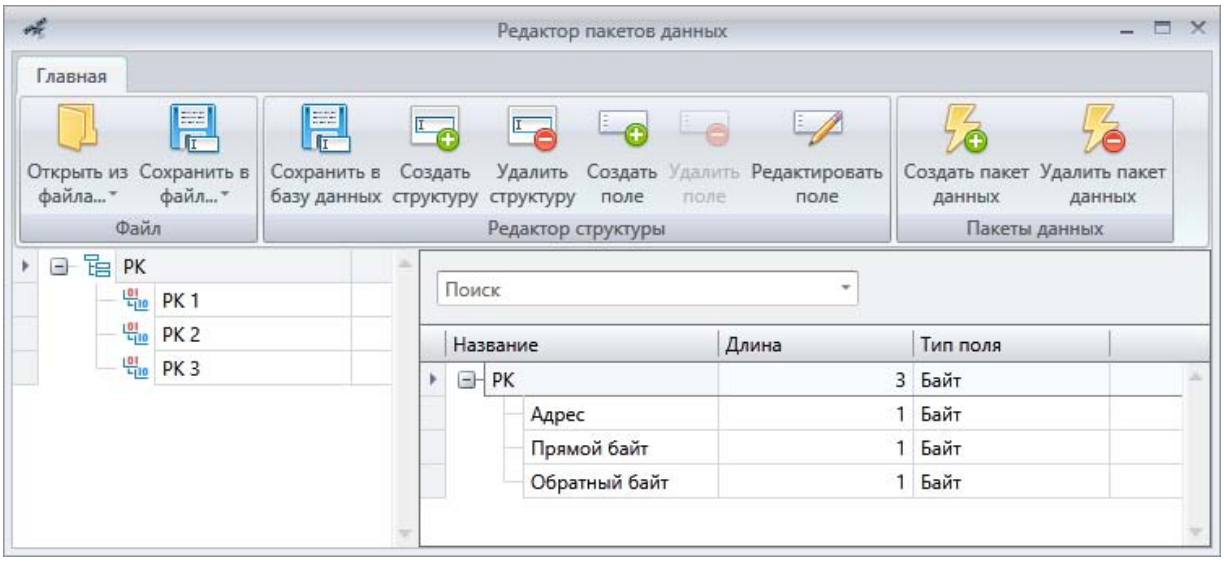


Рис. 2. Редактор пакетов данных

Название	Длина	Тип поля	Значение по умолчанию
ТМ транспортный кадр	508	Байт	00 00 00 00 00 00 00 00 (
Заголовок трансп. кадра	6	Байт	00 00 00 00 00 00
Ид. номер кадра	2	Байт	00 00
Номер версии	2	Бит	00
Ид. номер КА	10	Бит	0000000000
Ид. номер виртуального канала	3	Бит	000
Флаг рабочего контрольного п...	1	Бит	0
Счетчик кадра основного канала	1	Байт	00
Счетчик кадра виртуального канала	1	Байт	00
Состояние поля данных кадра	2	Байт	00 00
Флаг вторичного заголовка	1	Бит	0
Флаг синхронизации	1	Бит	0
Флаг порядка пакетов	1	Бит	0
Ид. номер длины сегмента	2	Бит	00
Указатель первого заголовка	11	Бит	00000000000
Поле данных транспортного кадра	496	Байт	00 00 00 00 00 00 00 00 (
Пакет БАТС/БЦВК	426	Байт	00 00 00 00 00 00 00 00 (

Рис. 3. Пример создания в редакторе пакетов данных структуры телеметрии

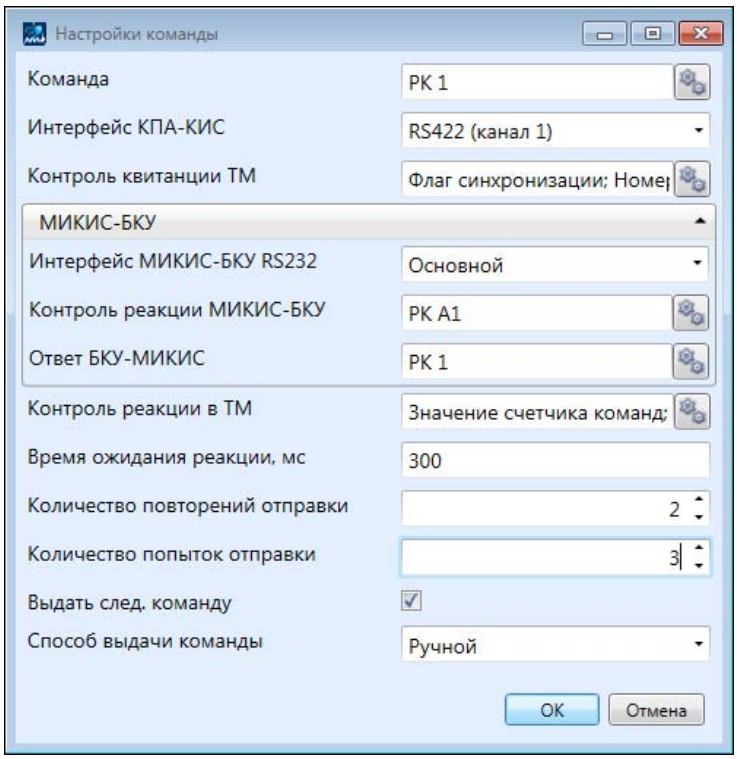


Рис. 4. Редактор настройки передачи команд

Командно-измерительная система выполняет собственные алгоритмы функционирования, получая команды, анализируя, выполняя или передавая их в программное обеспечение, формируя телеметрию и передавая ее также в программное обеспечение. Программное обеспечение передает команды, формирует ответы в соответствии с алгоритмами работы оборудования и заданными периодами ожидания. Схема информационных потоков данных, возникающих при проведении испытаний бортовой аппаратуры командно-измерительной системы, показана на рис. 5.

Программное обеспечение передает команду (стрелка 1) в командно-измерительную систему, которая после приема команды добавляет квитанцию о ней в передаваемый пакет телеметрии (стрелка 2). Командно-измерительная система анализирует команду,

и если это команда для бортового комплекса управления, то передает её в программное обеспечение, заменяющее при испытаниях место бортовых систем (стрелка 3). Для контроля отработки команды программное обеспечение формирует ответ на бортовую команду в соответствии с заданными настройками и передает его в командно-измерительную систему (стрелка 4). Командно-измерительная система добавляет полученный ответ к телеметрии и передает сформированный пакет в программный модуль отправки команд, который в нашем случае играет роль наземного комплекса управления и выполняет прием и анализ телеметрии (стрелка 5). Программное обеспечение получает телеметрию и на основании квитанции и ответа делает вывод о прохождении команды. Телеметрия принимается и обрабатывается в соответствии с алгоритмами, заданными в технической документации.

Передаваемые и получаемые пакеты данных, а также результаты их анализа визуализируются в окне мониторинга «Проверка команд», интерфейс которого показан на рис. 6. Окно мониторинга отображает параметры, время отправки и получения реакции в телеметрии, а также контрольные значения. Программное обеспечение ведет контроль параметров телеметрии по заданным граничным условиям и отображает результаты анализа. Разработанная схема визуализации, включающая условные обозначения и цветовую индикацию, позволяет конструктору, проводящему испытания, видеть процесс отправки команд и определять корректность контрольных точек. Окно мониторинга непрерывно обновляется, отображая текущее состояние испытательных действий. Конструктор может изменять последовательность команд, добавляя новые или отправляя ранее выполненные.

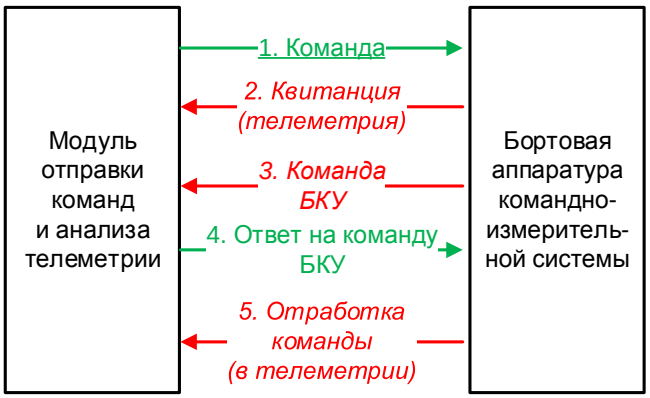


Рис. 5. Потоки данных между объектом контроля и программным обеспечением

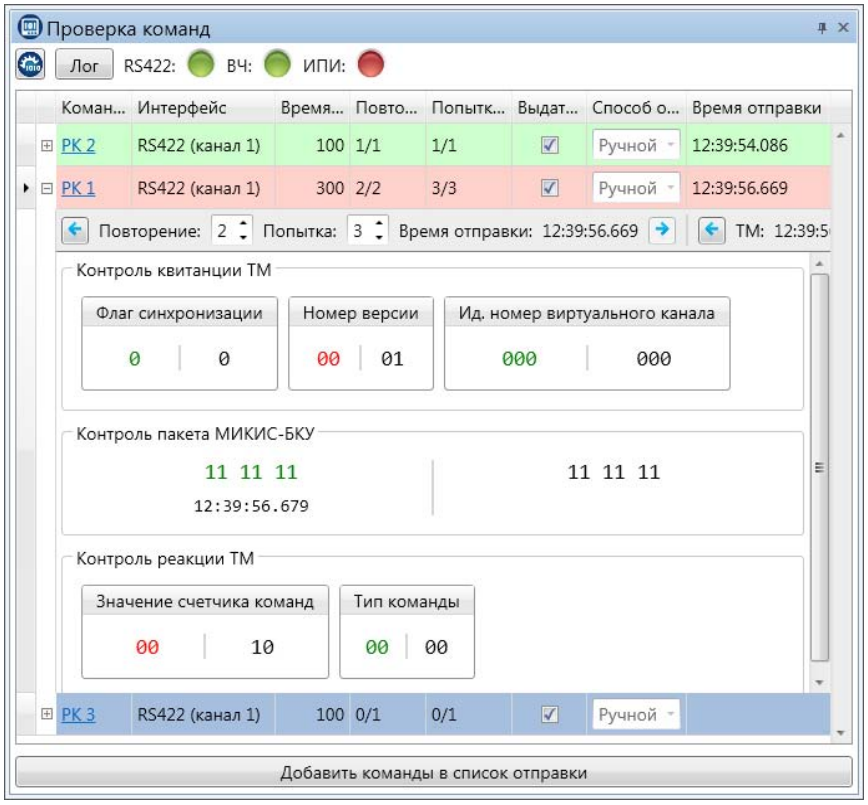


Рис. 6. Мониторинг передачи и отработки команд

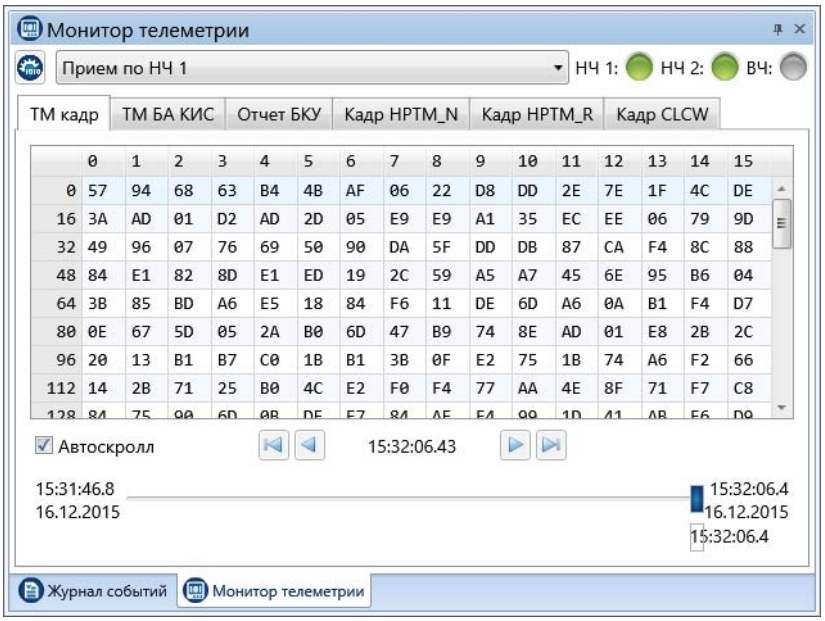


Рис. 7. Мониторинг телеметрии

Визуализация параметров, содержащихся в телеметрическом кадре, выполняется в окне «Монитор телеметрии» (рис. 7). Телеметрия начинает приниматься при старте программного обеспечения. Вся полученная телеметрия сохраняется в базе данных и доступна для просмотра и анализа. В окне телеметрии на разных закладках визуализируется телеметрический кадр в шестнадцатиричной системе исчисления и в виде отдельных отчетов по заданным группам параметров. Настройка и группировка параметров выполняется в редакторе пакетов данных. Для каждого параметра показывается полученное значение в двоичном или десятичном виде. Все изменения параметров в поступающей телеметрии отображаются в окне мониторинга. Данные окна можно сортировать, группировать, фильтровать, настраивая удобный способ отображения.

Заключение. Разработанное программное обеспечение внедрено в программно-аппаратный комплекс, предназначенный для выполнения электрических высоко- и низкочастотных испытаний на предприятии-изготовителе спутниковых систем. Использование программного обеспечения для создания испытательных процедур приема-передачи команд и анализа телеметрии расширяет возможности исследования бортовой аппаратуры и повышает качество и надежность проводимых испытаний.

Внедрение программных инструментов мониторинга телеметрии в программно-аппаратный комплекс контрольно-проверочной аппаратуры позволяет проводить тестирование физических характеристик командно-измерительной системы и методов анализа логики ее функционирования при постоянном контроле телеметрии, представляющей информацию о реальном состоянии оборудования. Разработанные программные подсистемы обеспечивают наглядность построения сложных последовательностей испытательных процедур приема-передачи команд, а также удобство и корректность отображения результатов.

Реализованный подход дает возможность использовать программное обеспечение как инструмент исследователя для подготовки и апробации элементов испытательных процедур, а также для выполнения автоматизированных испытаний бортовой аппаратуры.

Благодарности. Публикация выполнена при финансовой поддержке краевого государственного автономного учреждения «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности».

Acknowledgments. The work was financially supported by Science and Technology Support Fund of Krasnoyarsk Region.

Библиографические ссылки

1. Александровская Л. Н., Круглов В. И., Кузнецов А. Г. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М. : Логос, 2003. 736 с.

2. ISO/IEC 9646-1: Information Technology – Open Systems Interconnection – Conformance testing methodology and framework. Part 1. General concepts. 1994. 46 p.

3. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering – Testing – European Cooperation for Space Standardization (ECSS). 2012. 128 p.

4. ECSS-E-ST-10-02C. Space engineering – Verification – European Cooperation for Space Standardization (ECSS). 2009. 45 p.

5. ITU-T ITU-T Recommendation Z.500 – Framework on formal methods in conformance testing. 1997.

6. Garavel H. OPEN/CAESAR: An open software architecture for verification, simulation, and testing. Tools and Algorithms for the Construction and Analysis of Systems. Springer Berlin Heidelberg, 1998. Pp. 68–84.

7. Программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата : свидетельство об официальной регистрации в реестре программ для ЭВМ

№ 2014662250 от 26.11.2014 г. / С. А. Рябушкин, Л. Ф. Ноженкова, В. В. Сухотин и др. ; Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. 2014.

8. ГОСТ Р 53802–2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М. : Стандартинформ, 2011. 28 с.

9. Разработка командно-измерительной системы для перспективных КА на базе платформы «Экспресс-4000» : метод. указания. Железногорск, 2012.

10. Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Iss. 2. European space agency (ESA), 1992. P. 166.

11. Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Iss. 1. European space agency (ESA), 1988. P. 73.

12. Программно-математическая модель бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата : свидетельство об официальной регистрации в реестре программ для ЭВМ № 2015619028 от 13.11.2015 г. / С. А. Рябушкин, Л. Ф. Ноженкова, В. В. Сухотин и др. ; Федеральная служба по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам. 2015.

13. Nozhenkova L., Isaeva O., Gruzenko E. Computer Simulation of Spacecraft Onboard Equipment // Proceedings series Advances in Computer Science Research (ISSN 2352-538x). 2015. Vol. 18. Pp. 943–945, Doi: 10.2991/cisia-15.2015.

14. Комплексная поддержка конструирования бортовых систем контроля и управления космических аппаратов на основе интеллектуальной имитационной модели / Л. Ф. Ноженкова, О. С. Исаева, Е. А. Грузенко // Информационные технологии. 2015. № 9. С. 706–714.

15. Nozhenkova L., Isaeva O., Vogorovskiy R. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing // International Conference on Advanced Material Science and Environmental Engineering (ISSN 2352-5401). 2016. Pp. 215–217. Doi: 10.2991/amsee-16.2016.57.

16. Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В. Подготовка и проведение испытаний бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата // Исследования наукограда. 2015. № 4(14). С. 60–67.

17. LabVIEW function and VI reference manual / National Instruments Corporation. Austin, Texas, 1998.

18. Вогоровский Р. В. Организация взаимодействия с измерительным оборудованием при проведении испытаний бортовой аппаратуры КА // Молодой ученый. 2015. № 11. С. 22–27.

References

1. Aleksandrovskaya L. N., Kruglov V. I., Kuznetsov A. G. *Teoreticheskie osnovy ispytaniy i eksperimental'naya otrabotka slozhnykh tekhnicheskikh sistem* [Theoretical basis of the test and experimental development of complex technical systems]. Moscow, Logos Publ., 2003, 736 p.

2. ISO/IEC 9646-1: Information Technology. Open Systems Interconnection. Conformance testing methodology and framework. Part 1: General concepts. 1994, 46 p.

3. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering. Testing. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2012, 128 p.

4. ECSS-E-ST-10-02C. Space engineering. Verification. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2009, 45 p.

5. ITU-T Recommendation Z.500. Framework on formal methods in conformance testing, ITU, 1998, 43 p.

6. Garavel H. OPEN/CAESAR: An open software architecture for verification, simulation, and testing. Tools and Algorithms for the Construction and Analysis of Systems. *Springer Berlin Heidelberg*, 1998, P. 68–84.

7. Ryabushkin S. A., Nozhenkova L. F., Sukhotin V. V. Software test equipment spacecraft command and measuring system. Certificate of official registration in the registry of the computer programs № 2014662250 from 26.11.2014, the – the Federal Service for Intellectual Property, Patents and Trademarks. 2014 (In Russ.).

8. *GOST R 53802–2010. Sistemy i kompleksy kosmicheskie. Terminy i opredeleniya* [State Standard R 53802-2010. Space systems and complexes. Terms and Definitions]. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 28 p.

9. The development of command and measuring systems for future satellites on the basis of "Express-4000" platform. Methodical instructions. Zheleznogorsk, 2012, 60 p. (In Russ.).

10. Packet Telecommand Standard ESA PSS-04-107. Issue 2. European space agency (ESA), 1992, 166 p.

11. Packet Telemetry Standard ESA PSS-04-106. Issue 1. European space agency (ESA), 1988, 73 p.

12. Ryabushkin S. A., Nozhenkova L. F., Sukhotin V. V. Software test equipment spacecraft command and measuring system. Certificate of official registration in the registry of the computer programs № 2015619028 from 13.11.2015, the – the Federal Service for Intellectual Property, Patents and Trademarks. 2015.

13. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Gruzenko E. A. Computer Simulation of Spacecraft Onboard Equipment. *Proceedings series Advances in Computer Science Research* (ISSN 2352-538x), Vol. 18, 2015, P. 943–945, Doi:10.2991/cisia-15.2015.

14. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Gruzenko E. A., Vogorovskiy R. V., Koldyrev A. Yu., Evsyukov A. A. [Complex support of designing onboard control and management systems of spacecrafts on the basis of intellectual simulation model]. *Information Technology*. 2015, No. 9, P. 706–714 (In Russ.).

15. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Vogorovskiy R. V. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing. *International Conference on Advanced Material Science and Environmental Engineering* (ISSN 2352-5401), 2016, P. 215–217. Doi: 10.2991/amsee-16.2016.57.

16. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Vogorovskiy R. V. [Preparation and testing of onboard equipment of the spacecraft command and measuring system]. *Issledovaniya naukograda*. 2015, No. 4(14), P. 60–67 (In Russ.).

17. LabVIEW function and VI reference manual. National Instruments Corporation, Austin, Texas, 1998.

18. Vogorovskiy R. V. [Organization of interaction with the measuring equipment during testing onboard the spacecraft equipment]. *Molodoy uchenyy*, 2015, No. 11, P. 22–27 (In Russ.).

© Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С.,
Вогоровский Р. В., Грузенко Е. А., 2016

УДК 621.822.6

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1005–1014

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОНЫ ДОПУСТИМЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ РОТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА С АКТИВНЫМ МАГНИТНЫМ ПОДВЕСОМ

М. В. Поляков

АО «Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30
E-mail: info@polus-tomsk.ru

Приведены основные преимущества активных магнитных подшипников при использовании их в качестве опор роторов электродвигателей-маховиков систем ориентации и стабилизации космических аппаратов. Обоснована необходимость в устройстве арретирования, обеспечивающем жесткую механическую фиксацию ротора относительно корпуса электродвигателя-маховика не только при его транспортировке и выводе космического аппарата на орбиту, но и при возникновении нештатных ситуаций в процессе орбитальной эксплуатации. Предложено устройство арретирования, содержащее страховочные подшипники, установленные на конических фиксаторах, перемещающихся в осевом направлении под действием сил притяжения электромагнитов и постоянных магнитов. Разработана методика определения требуемого перемещения фиксаторов, при котором одновременно обеспечивается бесконтактная левитация ротора в магнитном поле в штатном режиме работы и исключается возможность контакта ротора со статорными элементами системы активного магнитного подвеса в аварийных ситуациях. Рассматриваются различные варианты смещения ротора относительно его номинального положения: поступательные перемещения, повороты вокруг поперечной оси электродвигателя-маховика, а также случаи одновременного поступательного и углового перемещения. Исходя из характера динамического поведения вращающегося ротора в активном магнитном подвесе, рассчитываются результирующие колебания ротора, представляющие собой сумму колебаний его центра масс вдоль поперечных осей, обусловленных остаточной статической неуравновешенностью, и угловых колебаний вокруг данных осей под действием моментной неуравновешенности. В ходе анализа вынужденных колебаний и частотного анализа ротора рассчитываются собственные частоты, соответствующие им моды колебаний и амплитудные значения перемещений элементов ротора с учетом коэффициента жесткости системы активного магнитного подвеса. Разработанная методика позволяет не только судить о достаточности осевого перемещения фиксаторов устройства арретирования, исключающего возможность контакта ротора и статорных элементов системы активного магнитного подвеса, но и проверить отсутствие контакта вращающегося ротора с другими элементами электродвигателя-маховика, например, статорами электродвигателя и датчиком положения ротора.

Ключевые слова: электродвигатель-маховик, устройство арретирования, страховочные опоры, активный магнитный подвес.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1005–1014

DETERMINATION OF SAFETY ROTOR DISPLACEMENT ZONE FOR ACTIVE MAGNETIC BEARING REACTION WHEEL

M. V. Polyakov

JSC “Scientific and Industrial centre “Polyus”
56v, Kirov Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
National Research Tomsk Polytechnic University
30, Lenin Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: info@polus-tomsk.ru

The article presents the general advantages of active magnetic bearings used as rotor supports for momentum/reaction wheels of spacecraft attitude control systems. The necessity of launch-lock device, providing rigid mechanical coupling of rotor and momentum/reaction wheel housing during transportation and launch of an orbiting ve-

hicle, as well in the case of emergency condition, occurring during orbital operation, are substantiated. The article proposes launch-lock device equipped with emergency bearings, conical retainers, which are moved in axial direction under the attraction forces of the electromagnets and permanent magnets. For the proposed device, the design procedure for calculation of the required axial movement of the retainer is developed. On the one hand, this axial movement must be big enough to provide contactless rotor levitation in the magnetic field during normal mode operation. At the same time, axial displacement of retainer must preclude the possibility of mechanical contact of rotor and momentum/reaction wheel stator in the emergency state. The developed procedure considers various types of rotor displacement relative to its nominal position: translational motion, rotation around the transverse axis of the momentum/reaction wheel, as well as cases of simultaneous translational and angular movement. The procedure takes into account the dynamic behavior of spinning rotor in the magnetic field. It means the calculation of rotor linear oscillation along the transverse axis, generated by residual static imbalance, angular oscillations about this axis, caused by residual dynamic imbalance, and magnitude of the resultant oscillations. Furthermore, the procedure provides carrying out of forced oscillations analysis and modal analysis to obtain the rotor natural frequencies, their corresponding mode shapes and magnitudes of elastic deformations of spinning rotor, with a glance the stiffness coefficient of the active magnetic bearing system. The developed procedure makes possible to draw the conclusion about sufficiency of the axial movement value of the launch-lock retainer, verify the absence of the mechanical contact between spinning rotor and stators of the active magnetic bearing system and stators of another momentum/reaction wheel elements, for example, drive motor, rotor angular position sensor.

Keywords: reaction wheel, launch-lock apparatus, emergency bearings, active magnetic bearing, momentum wheel.

Введение. В настоящее время активные магнитные подшипники (АМП) находят все большее применение в различных областях промышленности. АМП широко используются в газоперекачивающих агрегатах, в токарных, фрезеровальных, шлифовальных станках, в различных высокоскоростных роторных машинах [1–4]. Перспективно использование АМП и в космической технике, в частности, в качестве опор роторов электродвигателей-маховиков (ЭДМ) систем ориентации и стабилизации космических аппаратов [3; 5].

Основные преимущества АМП заключаются в отсутствии механического контакта между вращающимися и неподвижными элементами ЭДМ в штатном режиме работы, а также в возможности управления жесткостью и демпфированием системы АМП непосредственно в процессе работы ЭДМ. Бесконтактная левитация ротора в магнитном поле исключает механический износ элементов ЭДМ, снижает моменты трогания и сопротивления вращению, исключает необходимость в смазке, а также обеспечивает увеличение срока службы и возможность повышения рабочего диапазона частоты вращения ротора. Варьирование упруго-демпферными характеристиками магнитного подвеса позволяет значительно снизить вибрацию и связанные с ней помеховые силы и моменты сил, обусловленные остаточной динамической неуравновешенностью ротора ЭДМ.

Однако, несмотря на достаточно высокую надежность систем АМП, при разработке ЭДМ с магнитными подшипниками необходимо принимать во внимание возможность их отказа. Исходя из этого, любые роторные машины с магнитными опорами содержат узел страховочных подшипников (СП). В соответствии с ГОСТ Р ИСО 14839-1–2011 [6] СП представляет собой вспомогательный подшипник в системе АМП, предназначенный для ограничения перемещений ротора и предотвращения его контакта с поверхностью статора АМП. Помимо предотвращения контакта ротора со статорными элементами ЭДМ в нештатных режимах, СП обеспечивают выбег вращающегося ротора либо до его полной остановки, либо до возобновления работы системы АМП. В качестве СП преимущественно используются подшипники качения либо скольжения [3; 7].

Одним из основных параметров СП является зазор – половина разности между внутренним диаметром радиального СП и внешним диаметром цапфы ротора в этом подшипнике (радиальный зазор) или расстояние между торцевой поверхностью упорного СП и заплечиком вала (осевой зазор) [6]. Обычно зазоры в СП составляют примерно половину зазоров в АМП [8; 9]:

$$\delta_{р.СП} = 0{,}5\delta_{р.АМП};$$

$$\delta_{о.СП} = 0{,}5\delta_{о.АМП},$$

где $\delta_{р.СП}$ – зазор в радиальном СП (допустимое перемещение ротора в радиальном направлении, рис. 1); $\delta_{р.АМП}$ – зазор в радиальном АМП; $\delta_{о.СП}$ – зазор в осевом СП (допустимое перемещение ротора в осевом направлении); $\delta_{о.АМП}$ – зазор в осевом АМП.

Однако при использовании системы АМП в ЭДМ введения узла СП по ряду причин недостаточно для обеспечения надежной работы и требуемого срока службы прибора.

Во-первых, воздействие внешних механических нагрузок при транспортировке ЭДМ, выводе космического аппарата на орбиту вызывает интенсивные колебания ротора в СП, результатом которых являются ударные нагрузки, действующие на СП и приводящие к их разрушению.

Во-вторых, в процессе орбитальной эксплуатации космического аппарата возникают нештатные ситуации, обусловленные внезапным отключением напряжения питания либо потерей устойчивости системы АМП. В таком случае ротор ЭДМ ляжет на СП, в которых будет осуществлять дальнейший выбег. Режим выбега ротора в СП зависит от силы трения между СП и вращающимся ротором [9], а также от отношения k динамических P и статических Q сил, действующих на ротор [10]:

$$k = P/Q.$$

Наиболее благоприятным является режим маятниковых колебаний, который соответствует $k < 1$, т. е. случаю, когда статические силы, действующие на ротор, превышают динамические.

Вместе с тем при выбеге ротора в СП в процессе орбитального функционирования космического аппарата статические силы Q, действующие на ротор, практически отсутствуют (вследствие невесомости), следовательно, $k > 1$. При этом происходит полный обкат ротором внутренней поверхности СП в направлении, противоположном вращению. Данный режим крайне нежелателен, поскольку вызывает значительную нагрузку на элементы СП, повышенную вибрацию ротора, что в итоге приводит к интенсивному износу и повреждению ротора и СП [9; 10].

Кроме того, зазоры в СП снижают жесткость опорного узла, уменьшая значения собственных частот системы «ротор–СП», что усиливает вибрационные явления, особенно если в процессе выбега ротор проходит через критические частоты. Также вследствие отсутствия надежных методик расчета и оценки работоспособности СП при аварийных выбегах существуют значительные сложности при проектировании СП и моделировании их работы [3; 10–14].

Указанные факторы приводят к тому, что СП могут выдержать аварийный выбег ротора крайне ограниченное количество раз.

Суммируя вышесказанное, необходимо отметить, что при использовании системы АМП в ЭДМ, помимо СП требуется устройство арретирования многократного действия, осуществляющее автоматическую механическую фиксацию ротора относительно корпуса ЭДМ как при его наземной транспортировке и выводе космического аппарата на орбиту, так и при орбитальном функционировании.

Устройство арретирования. Для фиксации ротора относительно корпуса ЭДМ предложено устройство арретирования [15; 16], совмещенное с узлом СП, которые установлены на двух валах-фиксаторах, расположенных с обоих концов вала ротора. Валы-фиксаторы могут реверсивно перемещаться в осевом направлении на расстояние $\pm\delta_ф$ (рис. 2), обеспечивая либо жесткую механическую фиксацию ротора относительно корпуса ЭДМ, либо его бесконтактную левитацию в магнитном поле системы АМП.

Преимуществом такого устройства является многократная автоматическая фиксация и центрирование ротора при возникновении нештатных режимов. В арретированном состоянии ротор вращается в СП аналогично традиционным ЭДМ с шарикоподшипниковыми опорами. Вибрации и нагрузки, действующие на СП в таком режиме, значительно меньше нагрузок, действующих в процессе выбега ротора в СП с зазором.

Определение зоны допустимых перемещений ротора ЭДМ в АМП. С целью обеспечения безопасного режима работы ЭДМ с АМП необходимо определить требуемое осевое перемещение вала-фиксатора $\pm\delta_ф$. С одной стороны, данное перемещение должно быть достаточным для того, чтобы ротор ЭДМ мог совершать колебания относительно своего номинального положения, вызванные остаточной динамической неуравновешенностью и различными внешними воздействиями. С другой стороны, должна быть полностью исключена возможность механического контакта и повреждения ротора и статорных элементов системы АМП и ЭДМ в целом.

Перемещение вала-фиксатора $\pm\delta_ф$ определяется зоной возможных смещений ротора ЭДМ в активных устройствах системы АМП (радиальными $\delta_{р.АМП}$ и осевыми $\delta_{о.АМП}$ зазорами), расстояниями между данными устройствами и геометрической формой контактных поверхностей ротора и вала-фиксатора.

Простейшим случаем смещения ротора от его номинального положения является линейное перемещение в осевом δ_Z и радиальном δ_X направлении, как показано на рис. 3.

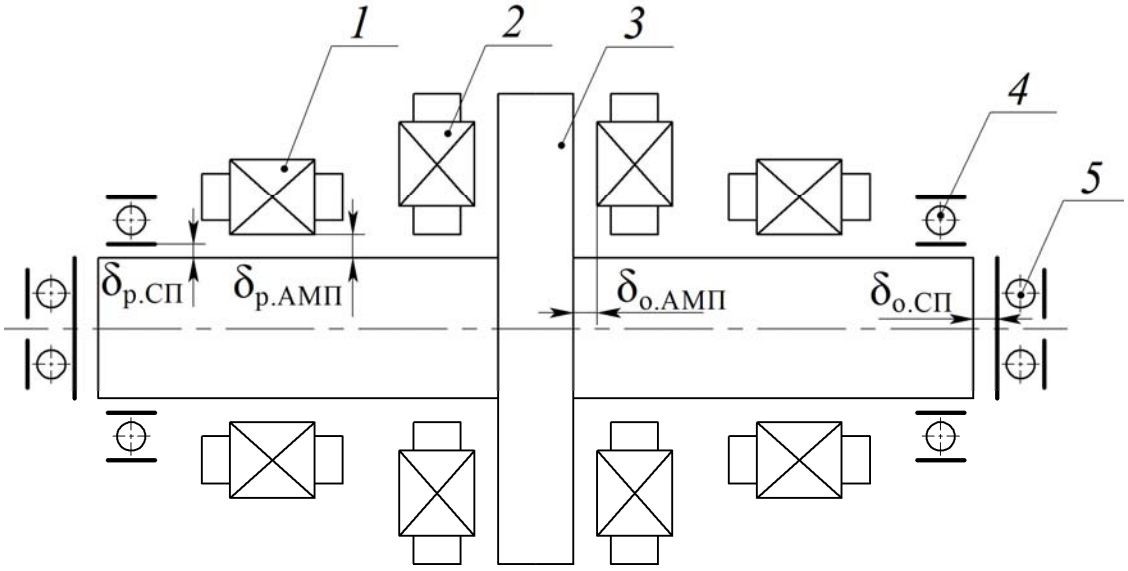


Рис. 1. Зазоры в СП и АМП:
1 – радиальный АМП; *2* – осевой АМП;
3 – ротор; *4* – радиальный СП; *5* – осевой СП

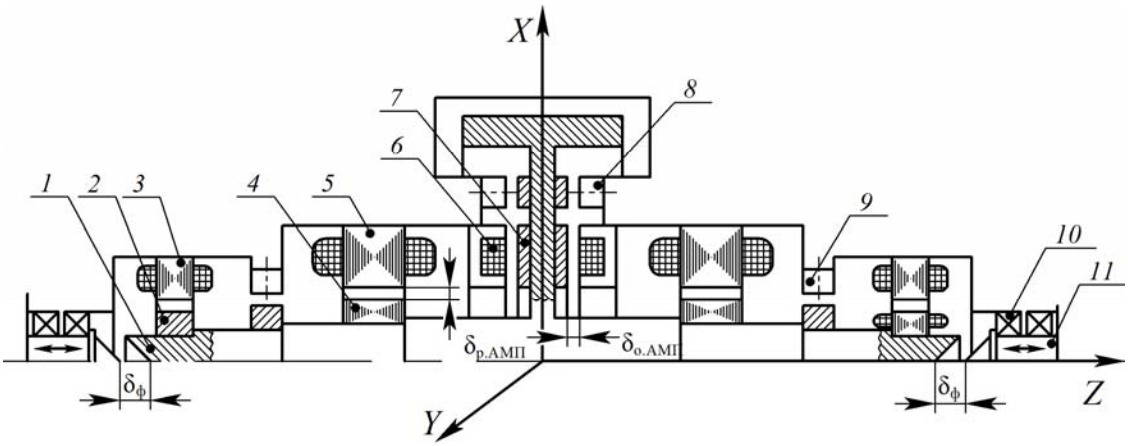


Рис. 2. Схема ЭДМ с системой АМП:
1 – ротор; *2, 3* – ротор и статор датчика положения ротора; *4, 5* – ротор и статор радиальной электромагнитной опоры; *6, 7* – статор и ротор осевой электромагнитной опоры; *8, 9* – датчики осевого и радиального зазора АМП; *10* – СП; *11* – вал-фиксатор

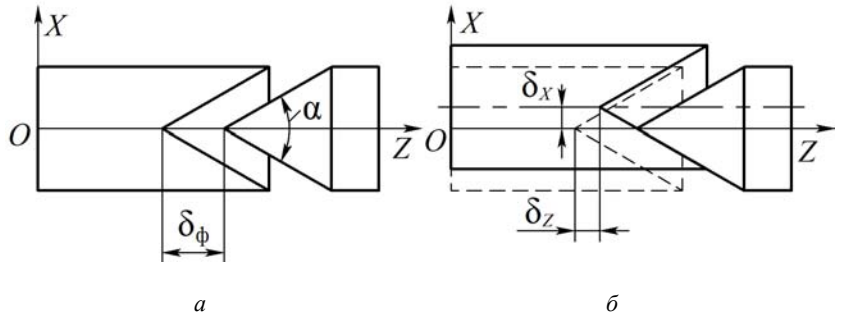


Рис. 3. Схема линейных перемещений ротора:
разарретированное номинальное положение (*а*);
радиальное δ_X и осевое δ_Z смещение ротора (*б*)

В общем случае при одновременном перемещении по координатам *X* и *Z* зазоры $\delta_{р.СП}$, $\delta_{о.СП}$ в зависимости от перемещения $\delta_ф$ и угла конуса контактной поверхности α определяются по выражению

$$\delta_Z = \delta_ф - \frac{\delta_X}{\mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)}.$$

Из данного выражения можно получить частные случаи перемещения по одной из координат. Максимальное перемещение по координате *Z* (осевой зазор в СП $\delta_{о.СП}$) при $\delta_X = 0$

$$\delta_Z = \delta_{о.СП} = \delta_ф.$$

Максимальное перемещение по координате *X* (радиальный зазор в СП $\delta_{р.СП}$) при $\delta_Z = 0$

$$\delta_X = \delta_{р.СП} = \delta_ф\,\mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right).$$

Осевые и радиальные зазоры в СП равны между собой только при α = 90°, в остальных случаях допустимое перемещение по одной из координат больше, чем по другой. Поскольку перемещение фиксатора $\delta_ф$ является максимальным осевым зазором $\delta_{о.СП}$, то целесообразно задавать его значение, выполняя условие $\delta_ф < \delta_{о.АМП}$, и рассчитывать соответствующее допустимое радиальное перемещение $\delta_{р.СП}$ для заданного угла α. Например, зазоры $\delta_{о.АМП}$ и $\delta_{р.АМП}$ в системе АМП составляют 0,4 мм, диапазон перемещения фиксатора $\delta_ф$ = 0,3 мм. Значения допустимого радиального перемещения $\delta_{р.СП}$ при различных углах α приведены на рис. 4, из которого можно сделать вывод, что углы α > 106° являются недопустимыми, поскольку радиальное перемещение в СП $\delta_{р.СП}$ превышает радиальный зазор в АМП $\delta_{р.АМП.}$

Следующим вариантом смещения ротора относительно своего номинального положения в системе АМП является его угловой поворот вокруг поперечной оси *Y*. В данном случае необходимо определить максимальный угол β, на который может повернуться ротор, а также соответствующее данному углу линейное смещение наружной поверхности ротора в радиальном направлении $\delta_{X\beta}$.

Радиус окружности, по которой перемещается точка *A*, расположенная на контактной поверхности ротора на наибольшем удалении от его геометрического центра, определяется выражением

$$R = \sqrt{L^2 + \frac{d^2}{4}},$$

где *L* – расстояние от геометрического центра ротора до торца его вала (рис. 5); *d* – диаметр вала ротора.

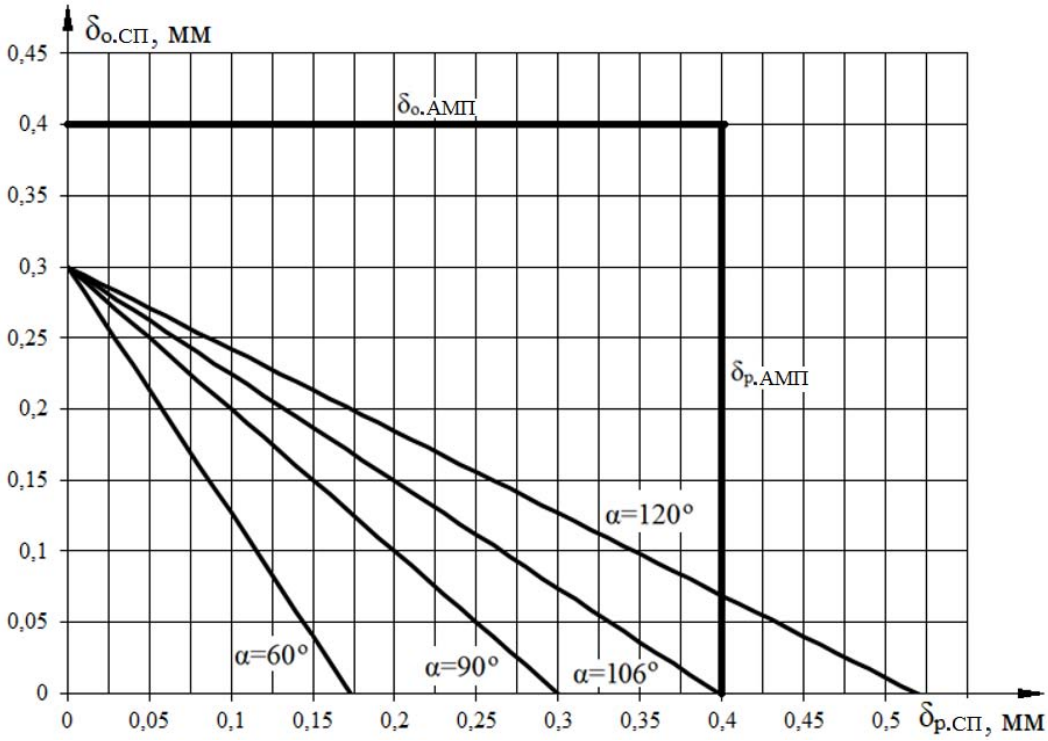


Рис. 4. Зависимость допустимого радиального перемещения $\delta_{р.СП}$ от осевого перемещения $\delta_{о.СП}$ при различных углах конуса контактной поверхности α

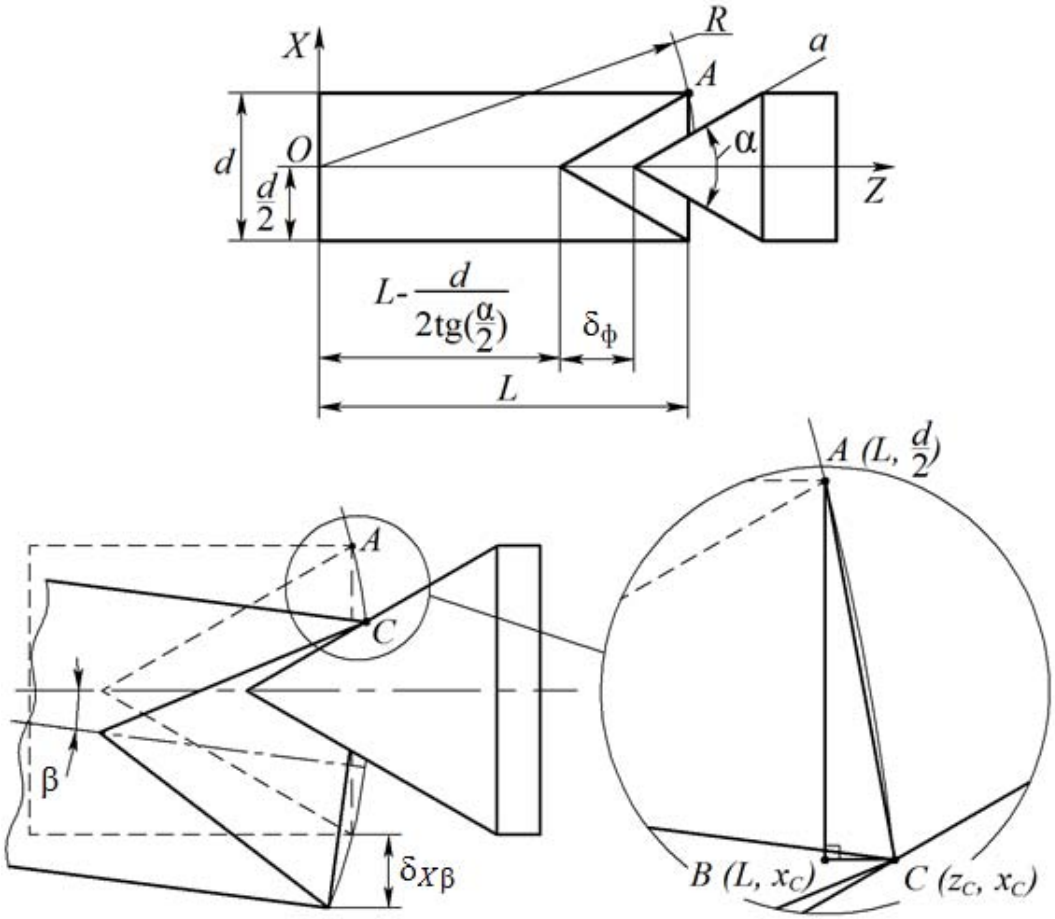


Рис. 5. Угловой поворот ротора вокруг поперечной оси

Уравнение прямой a, характеризующее контактную поверхность фиксатора, можно записать следующим образом:

$$x = \left[z - \left(L - \frac{d}{2\mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \right) + \delta_{\text{ф}} \right] \mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right). \qquad (1)$$

Координаты точки пересечения C контактной поверхности фиксатора и окружности, по которой перемещается точка A, определяются из решения уравнения

$$\sqrt{L^2 + \frac{d^2}{4}} = \sqrt{z^2 + \left[\left[z - \left(L - \frac{d}{2\mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \right) + \delta_{\text{ф}} \right] \mathrm{tg}\left(\frac{\alpha}{2}\right) \right]^2}.$$

Данное уравнение приводится к квадратному, его решением является координата z_C, соответствующая точке пересечения окружности, по которой перемещается точка A при повороте ротора, с прямой a, характеризующей контактную поверхность фиксатора. Координата x_C точки пересечения рассчитывается по уравнению (1) подстановкой z_C вместо z.

Максимальный угол поворота можно определить по дуге окружности, ограниченной начальным положением точки A и точкой пересечения C. Вследствие малости перемещений дугу AC можно считать прямой, ее длина определяется из треугольника ABC:

$$AC = \sqrt{\left(z_C - L\right)^2 + \left(\frac{d}{2} - x_C\right)^2}.$$

Максимальный угол поворота (в градусах)

$$\beta = 360\frac{AC}{2\pi R}.$$

Радиальное смещение наружной поверхности вала ротора, обусловленное его поворотом на угол β,

$$\delta_{X\beta} = \frac{d}{2} - x_C.$$

Рассмотренные варианты линейных перемещений и угловых поворотов являются частными случаями отклонения ротора от номинального положения. Естественно, в процессе работы ротор может совершать одновременно как линейные, так и угловые смещения. Однако в таком случае максимальное отклонение ротора от номинального положения не превышает значений $\delta_{\text{р.СП}}$, $\delta_{\text{о.СП}}$, β, рассчитанных ранее для частных вариантов, что возможно получить, учитывая соответствующие радиальные и осевые смещения ротора в уравнениях для расчета углового поворота вокруг поперечной оси.

Таким образом, результатом геометрического решения задачи определения зоны допустимых перемещений ротора являются максимальные линейные смещения в радиальном и осевом направлениях $\delta_{\text{р.СП}}$, $\delta_{\text{о.СП}}$, а также значение максимального угла β его поворота вокруг поперечной оси.

Динамическое поведение вращающегося ротора в магнитном подвесе. В процессе вращения главная центральная ось инерции ротора неизбежно совершает линейные и угловые колебания, основной причиной которых является его остаточная динамическая неуравновешенность, являющаяся суммой остаточных статической и моментной неуравновешенностей. Статическая неуравновешенность приводит к линейным колебаниям центра масс ротора в радиальном направлении, моментная – вызывает угловые колебания главной центральной оси инерции ротора. Для обеспечения нормальной работы ЭДМ амплитуды данных колебаний не должны превышать максимально допустимых перемещений в страховочных опорах $\delta_{\text{р.СП}}$, $\delta_{\text{о.СП}}$, β, рассчитанных при геометрическом решении задачи определения зоны допустимых перемещений ротора.

Линейные и угловые колебания симметричного ротора как жесткого тела по осям X и Y (см. рис. 2) описываются следующими уравнениями [3]:

$$\begin{cases} m\ddot{x} + 2B\dot{x} + 2Cx = me\omega^2\cos(\omega t); \\ m\ddot{y} + 2B\dot{y} + 2Cy = me\omega^2\sin(\omega t); \\ J_{\text{э}}\ddot{\varphi}_X + J_{\text{о}}\omega\dot{\varphi}_Y + R\dot{\varphi}_X + D\varphi_X = \left(J_{\text{э}} - J_{\text{о}}\right)\gamma\omega^2\cos(\omega t); \\ J_{\text{э}}\ddot{\varphi}_Y - J_{\text{о}}\omega\dot{\varphi}_X + R\dot{\varphi}_Y + D\varphi_Y = \left(J_{\text{э}} - J_{\text{о}}\right)\gamma\omega^2\sin(\omega t), \end{cases} \qquad (2)$$

где m – масса ротора; B – коэффициент демпфирования электромагнитной опоры; C – коэффициент жесткости электромагнитной опоры; e – эксцентриситет ротора; ω – угловая скорость ротора; $J_{\text{э}}$, $J_{\text{о}}$ – экваториальный и осевой моменты инерции ротора; R – коэффициент углового демпфирования электромагнитной опоры; D – коэффициент угловой жесткости электромагнитной опоры; γ – угол, характеризующий моментный дисбаланс ротора.

Решением системы уравнений (2) являются амплитуды вынужденных линейных и угловых колебаний ротора по осям X и Y. Амплитуда вынужденных колебаний геометрического центра ротора по любому из радиальных направлений, возникающих вследствие его статической неуравновешенности [3],

$$A_C = \frac{me\omega^2}{\sqrt{\left(2C - m\omega^2\right)^2 + 4B^2\omega^2}}.$$

Амплитуда вынужденных угловых колебаний геометрической оси ротора [3]

$$\Phi_C = \frac{\left(J_{\text{э}} - J_{\text{о}}\right)\gamma\omega^2}{\sqrt{\left(D - \left(J_{\text{э}} - J_{\text{о}}\right)\omega^2\right)^2 + R^2\omega^2}}.$$

Амплитуда результирующих колебаний точки ротора, максимально удаленной от его геометрического центра,

$$A_S = A_C + L\sin\Phi_C.$$

Расчетные максимальные амплитуды колебаний $A_{S\max}$ и $\Phi_{\max}$ (рис. 6) не должны превышать максимально допустимых перемещений $\delta_{\text{р.СП}}$ и β, рассчитанных при решении геометрической задачи. В противном случае необходимо либо увеличить зазоры в СП (увеличить перемещение фиксатора $\delta_{\text{ф}}$), либо изменить параметры системы магнитного подвеса.

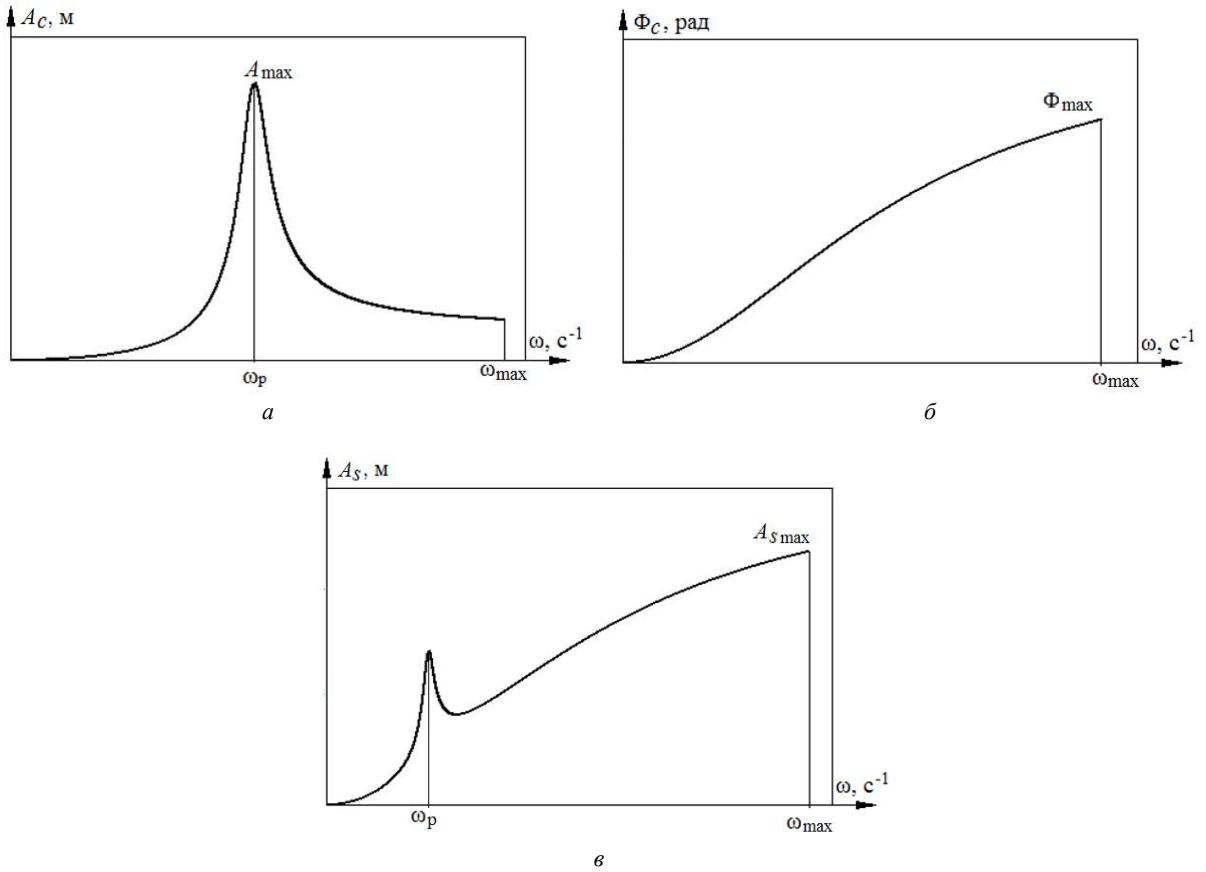


Рис. 6. Графики зависимости амплитуды радиальных (*а*), угловых (*б*) и результирующих (*в*) колебаний ротора от его угловой скорости ω

Недостатком такого расчета является рассмотрение ротора как абсолютно жесткого тела, при этом не учитываются его собственные частоты и изгибные формы колебаний, а также деформации его элементов под действием центробежных сил, возникающих в процессе его вращения.

Анализ вынужденных колебаний ротора и определение перемещений его элементов с учетом изгибных мод колебаний целесообразно проводить с помощью систем конечно-элементного анализа.

Перед этим необходим частотный (модальный) анализ исследуемого ротора с целью выявления значений его собственных частот и соответствующих им изгибных форм колебаний, а также определения областей ротора, в которых наблюдаются максимальные смещения элементов от номинального положения [17].

Например, по результатам частотного анализа ротора ЭДМ с АМП (рис. 7) установлено, что на первой собственной частоте максимальное отклонение от номинального положения наблюдается в его ободе (рис. 8).

При проведении анализа вынужденных колебаний ротора целесообразно разместить на ободе в точках максимальных смещений виртуальные датчики, регистрирующие результирующее перемещение данной точки и перемещения по отдельным координатам. Кроме того, датчики можно установить в других точках, например в области контактной поверхности вала ротора, для получения актуальной информации о смещениях ротора в выбранных областях.

Применение виртуальных датчиков позволяет по результатам анализа вынужденных колебаний автоматически формировать амплитудно-частотную характеристику, соответствующую выбранной точке ротора (рис. 9).

Максимальные перемещения A_{max} точек ротора, определенные при анализе вынужденных колебаний, не должны приводить к его касанию со статорными элементами ЭДМ. В противном случае необходимо либо скорректировать конструкцию ЭДМ (увеличить зазоры между ротором и статорами ЭДМ, изменить форму ротора с целью повышения его жесткости, увеличения собственных частот и уменьшения амплитуды его изгибных колебаний), либо изменить параметры системы магнитного подвеса.

Заключение. Таким образом, разработанная методика определения зоны допустимых перемещений ротора, устанавливающая зависимости между перемещением вала-фиксатора $\pm\delta_ф$, зазорами в страховочных подшипниках $\delta_{р.СП}$, $\delta_{о.СП.}$, зазорами в активных устройствах системы магнитного подвеса $\delta_{р.АМП}$, $\delta_{о.АМП}$, учитывает характер динамического поведения вращающегося ротора в системе АМП. Использование данной методики позволяет определить оптимальное значение перемещения фиксаторов $\delta_ф$, обеспечивающее бесконтактное вращение ротора в магнитном поле, создаваемом системой АМП в штатном режиме работы, и исключить возможность контакта ротора со статорными элементами системы АМП и другими элементами ЭДМ в аварийных ситуациях.

а *б*

Рис. 7. 3D-модель (*а*) и конечно-элементная модель (*б*) ротора ЭДМ

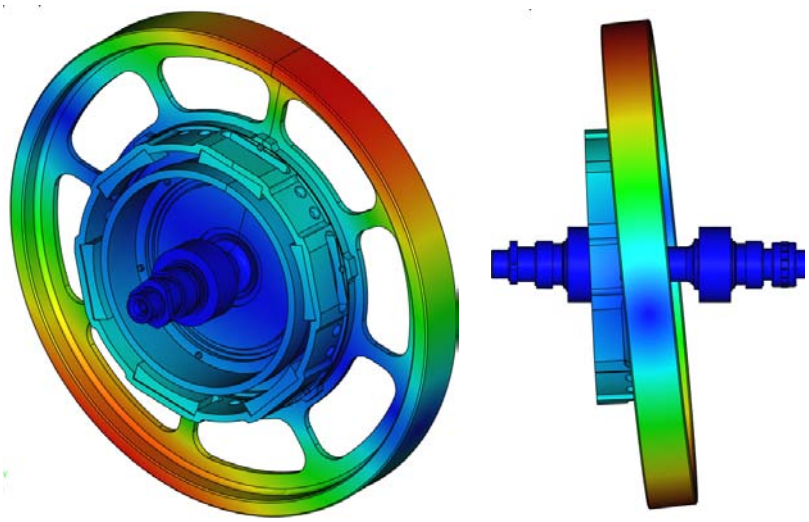


Рис. 8. Форма колебаний ротора ЭДМ, соответствующая его первой собственной частоте

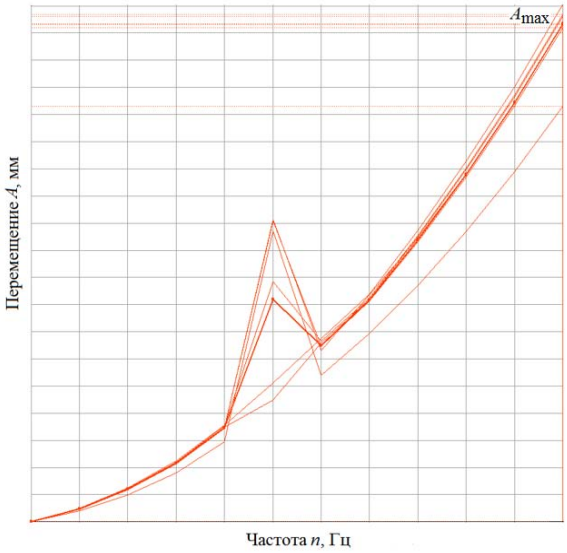


Рис. 9. Зависимость перемещения в точках на ободе ротора от частоты вращения ротора

Библиографические ссылки

1. Сарычев А. П. Разработка электромагнитных подшипников для серии компрессоров газоперекачивающих агрегатов // Вопросы электромеханики. 2009. Т. 110. С. 3–10.

2. Поляхов Н. Д., Стоцкая А. Д. Обзор способов практического применения активных магнитных подшипников // Научное приборостроение. 2012. Т. 22, № 4. С. 5–18.

3. Журавлев Ю. Н. Активные магнитные подшипники: теория, расчет, применение. СПб. : Политехника, 2003. 206 с.

4. Schweitzer G., Maslen E. Active magnetic bearings. Theory, design and application to rotating machinery. Berlin : Springer, 2009. 535 p.

5. Макриденко Л. А., Сарычев А. П., Верещагин В. П. Состояние и перспективы развития электромагнитных подшипников в ФГУП «НПП ВНИИЭМ» // Вопросы электромеханики. 2011. Т. 120. С. 3–12.

6. ГОСТ Р ИСО 14839-1–2011. Вибрация. Вибрация машин вращательного действия с активными магнитными подшипниками. Ч. 1. Термины и определения. М., 2012. 16 с.

7. Боровков М. Н., Белов С. Е., Новинский Э. Г. Разработка страховочных подшипников вертикальной турбомашины установки ГТ-МГР // Тр. Нижегородского государственного технического университета им. Р. Е. Алексеева. 2010. № 2 (81). С. 134–142.

8. Верещагин В. П., Рогоза А. В., Савинова Т. Н. Методика проектирования электромагнитных подшипников // Вопросы электромеханики. 2009. Т. 113. С. 3–12.

9. Леонтьев М. К. Давыдов А. Л., Дегтярев С. А. Динамика роторных систем, опирающихся на магнитные подшипники // Газотурбинные технологии. 2011. № 3. С. 16–22.

10. Воловик А. П., Воронкин В. А. О выбеге роторов на страховочных подшипниках // Вопросы электромеханики. 2009. Т. 108. С. 12–16.

11. Воловик А. П. Оценка работоспособности страховочных подшипников качения роторных машин на магнитном подвесе // Вопросы электромеханики. 2009. Т. 109. С. 7–14.

12. Кайдалов В. Б., Патрушев В. Л., Руин А. А. Проблемы моделирования динамики ротора при отказе электромагнитных подшипников // Тр. Нижегородского государственного технического университета им. Р. Е. Алексеева. 2011. № 3 (90). С. 135–140.

13. Белов С. Е., Кодочигов Н. Г., Патрушев В. Л. Аналитические исследования динамики вращения ротора при отказе резервных подшипников // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. 2011. № 4 (2). С. 63, 64.

14. Кочетов Д. А., Кравцова Е. В. Исследование динамики ротора на магнитных и страховочных подшипниках в аварийных режимах // Тр. ВНИИЭМ. 1989. Т. 89. С. 50–61.

15. Поляков М. В., Гладышев Г. Н., Лянзбург В. П. Устройство арретирования и страховочные опоры ротора двигателя-маховика в магнитном подвесе // Электронные и электромеханические системы и устройства : сб. науч. тр. Томск : Изд-во Том. политехн. ун-та, 2016. С. 329–336.

16. Пат. 2574497 Российская Федерация, МПК G 01 C 19/26, B 64 G 1/28. Устройство арретирования ротора электродвигателя-маховика в магнитном подвесе / Поляков М. В., Гладышев Ю. Г., Гладышев Г. Н. и др. № 2014142834/11 ; заявл. 23.10.2014 ; опубл. 10.02.2016, Бюл. № 4.

17. Снитко А. А., Корнилков Н. А., Леонтьев М. К. Роторная динамика компрессора с электромотором на АМП // Газотурбинные технологии. 2012. № 5. С. 28–34.

References

1. Sarychev A. P. [Development of active magnetic bearings for compressors of gas-compressor units]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2009, Vol. 110, P. 3–10 (In Russ.).

2. Polyakhov N. D. Stotskaya A. D. [An overview of method of application for active magnetic bearings]. *Nauchnoe priborostroenie*. 2012, Vol. 22, No. 4, P. 5–18 (In Russ.).

3. Zhuravlev Yu. N. *Aktivnye magnitnye podshipniki: Teoriya, raschet, primenenie* [Active magnetic bearings: Theory, design, application]. St.Petersburg, Politekhnika Publ., 2003, 206 p.

4. Schweitzer G., Maslen E. Active magnetic bearings. Theory, design and application to rotating machinery. Berlin, Springer, 2009, 535 p.

5. Makridenko L. A., Sarychev A. P., Vereshchagin V. P. [State and prospects of electromagnetic bearings of FSUE “NPP VNIIEM”]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2011, Vol. 120, P. 3–12 (In Russ.).

6. *GOST R ISO 14839-1–2011. Vibratsiya. Vibratsiya mashin vrashchatel’nogo deystviya s aktivnymi magnitnymi podshipnikami. Chast’ 1. Terminy i opredeleniya.* [State Standard R ISO 14839-1–2011. Vibration. Vibration of rotating machinery equipped with active magnetic bearings. Part 1. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform Publ., 2012. 16 p.

7. Borovkov M. N. Belov S. E., Novinskiy E. G. [Development of the GT-MHR vertical turbomachine catcher bearings]. *Trudy Nizhegorodskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. R. E. Alekseeva.* 2010, No. 2 (81), P. 134–142 (In Russ.).

8. Vereshchagin V. P., Rogoza A. V., Savinova T. N. [Design procedure of active magnetic bearings]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2009, Vol. 113, P. 3–10 (In Russ.).

9. Leont’ev M. K. Davydov A. L., Degtyarev S. A. [The dynamics of rotor systems supported by magnetic bearings]. *Gazoturbinnye tehnologii*. 2011, No. 3, P. 16–22 (In Russ.).

10. Volovik A. P., Voronkin V. A. [Rotor rundown on backup bearings]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2009, Vol. 108, P. 12–16 (In Russ.).

11. Volovik A. P. [Estimation of backup ball bearings for rotary machinery with magnetic suspension]. *Voprosy elektromekhaniki*. 2009, Vol. 109, P. 7–14 (In Russ.).

12. Kaydalov V. B., Patrushev V. L., Ruin A. A. [Issues of rotordynamics modelling in the case of active magnetic bearings failure]. *Trudy Nizhegorodskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. R. E. Alekseeva*. 2011, No. 3 (90), P. 135–140 (In Russ.).

13. Belov S. E., Kodochigov N. G., Patrushev V. L. [Analytical research of rotordynamics in the case of backup bearings failure]. *Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N. I. Lobachevskogo*. 2011, No. 4 (2), P. 63–64 (In Russ.).

14. Kochetov D. A., Kravtsova E. V. [Research of rotordynamics on magnetic and backup bearings in the emergency operation]. *Trudy VNIIEM*. 1989, Vol. 89, P. 50–61.

15. Polyakov M. V., Gladyshev G. N., Lyanzburg V. P. [Launch-lock apparatus and emergency bearings for rotor of magnetic bearing reaction wheel]. *Elektronnye i elektromehanicheskie sistemy i ustroistva: Sbornik nauchnyh trudov* [Collected scientific papers]. Tomsk, 2016, P. 329–336 (In Russ.).

16. Polyakov M. V., Gladyshev G. N., Gladyshev Yu. G. *Ustroystvo arretirovaniya rotora electrodvigatelya-mahovika v magnitnom podvese* [Launch-lock apparatus for rotor of magnetic bearing reaction wheel]. Patent RF, no. 2574497, 2014.

17. Snitko A. A., Kornilkov N. A., Leont'ev M. K. [Rotordynamics of compressor suspended on AMP]. *Gazoturbinnye tekhnologii*. 2012, No. 5, P. 28–34 (In Russ.).

© Поляков М. В., 2016

УДК 629.78.051:537.221

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1015–1019

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ОТ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ

Р. Е. Тихомиров*, И. А. Максимов, Д. А. Трофимчук, В. В. Иванов, Е. П. Маслов

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

Представлены результаты экспериментального определения характеристик электрических полей от источника ЭСР на диэлектрических материалах космического аппарата. С этой целью были рассмотрены различные виды воздействий, вызванных ЭСР, такие как электромагнитные помехи, помехи, вызванные емкостными связями, и прямая токовая инжекция в корпус бортовой аппаратуры. Каждый из рассмотренных факторов ЭСР имеет свои физические основы, вызванные взаимодействием диэлектрических материалов космических аппаратов с магнитосферной плазмой.

Для обеспечения необходимых уровней воздействия авторы использовали специализированый генератор с газоразрядным устройством. Это устройство может быть оснащено различными типами антенн-излучателей, которые соответствуют всем видам воздействия ЭСР, рассмотренным в данной работе. Генератор также обеспечивает необходимые характеристики первичного разряда, такие как временной фронт, амплитуда, длительность и частота разрядного импульса. С помощью рабочего места, оснащенного регистрирующими устройствами, а также средствами позиционирования для обеспечения проведения измерений в сферической системе координат, авторами были получены обширные статистические данные о флуктуациях электрического поля, вызванных протеканием электростатического разряда. Из результатов работы следует, что наибольшие изменения электрического поля вызваны протеканием токовой инжекции. Полученные характеристики электрических полей от ЭСР могут быть полезны в обеспечении излучательной электромагнитной совместимости космических аппаратов ввиду их потенциального влияния на работоспособность бортовой аппаратуры.

Ключевые слова: электризация космических аппаратов, плазма, электростатический разряд (ЭСР), электромагнитные поля.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1015–1019

INVESTIGATION OF CHARACTERISTICS OF ELECTRIC FIELD ARISING FROM ELECTROSTATIC DISCHARGE

R. E. Tikhomirov*, I. A., Maximov, D. A. Trofimchuk, V. V. Ivanov, E. P. Maslov

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
*E-mail: tikhroman@gmail.com

The paper presents the experimental results of determination of the electric fields characteristics around ESD source on dielectric materials of spacecraft. For that purpose, the authors consider different types of ESD impact factors to board the equipment such as electromagnetic interference, capacitive interference and current injection to the equipment body. Each impact factor has its own physical bases caused by the interactions between the dielectric material of spacecraft and plasma of magnetosphere. To provide necessary impact conditions the authors applied the special generator with gas discharge device as ESD source. This device can be modified by different types of antennas which correspond to all ESD impact factors considered in this work. The generator also provides necessary characteristics of primary discharge such as time front, amplitude and frequency of current pulses. Using special workplace which includes positioning device for making measurements of electric field intensity in spherical coordinate system the authors obtained extensive statistics about electric field fluctuations caused by ESD. From the results it follows that the most significant electric field fluctuations corresponds to discharge current injection. Obtained electric field characteristics from ESD could be very helpful in security for radiated electromagnetic compatibility of spacecraft because its influence can lead to anomalies in spacecraft equipment functioning. The results of investigation could be applied in electromagnetic compatibility.

Keywords: electrostatic discharge (ESD), electric field, spacecraft charging, plasma.

Введение. Современный КА и его узлы состоят из большого разнообразия материалов, обладающих различными электрофизическими характеристиками. Вследствие их взаимодействия с магнитосферной плазмой возникают локальные области, обладающие различным электрическими потенциалами, между которыми возможны высоковольтные (до нескольких десятков кВ) электростатические разряды (ЭСР), способные индуцировать паразитные токи в цепях оборудования, вызвать деградацию рабочих характеристик материалов и даже привести к их механическому повреждению и выходу из строя блоков аппаратуры.

С целью обеспечения стойкости подсистем космического аппарата (КА) и бортовой аппаратуры (БА) к факторам электризации, на этапе наземной отработки проводятся испытания ботовой аппаратуры на воздействие факторов ЭСР, включающие в себя различные виды воздействия, в том числе электромагнитные помехи, емкостные и индуктивные наводки и непосредственное воздействие тока разряда. Характеристики данных воздействий известны [1–4] и соответствуют «худшему случаю» воздействия эффектов ЭСР, зафиксированных в рамках наземных [3] и натурных данных [5].

На сегодняшний день актуальной остается задача исследования характеристик электрических полей в окрестности источника ЭСР, вызванного электризацией диэлектрических материалов КА. Решение данной задачи поможет определить влияние переходных процессов, вызванных ЭСР, на БА и КА в целом, как в условиях натурной эксплуатации, так и в условиях наземной отработки, с целью разработки дополнительных мероприятий по обеспечению стойкости.

Тематика изучения воздействия факторов ЭСР на БА КА и КА в целом широко изучена [6–9]. В контексте исследования помеховой обстановки, вызванной протеканием переходных процессов от ЭСР, существует ряд эмпирических моделей [10–14]. Однако процессы изменения электромагнитных полей во время протекания разрядных процессов на конструкционных материалах КА и их влияние на бортовую аппаратуру остаются малоизученными.

Влияние электромагнитных полей является одним из важнейших аспектов обеспечения электромагнитной совместимости (ЭМС) бортовой аппаратуры КА. В диапазоне частот, характерных для полей и токов от ЭСР (30–1000 МГц), бортовая аппаратура КА может быть восприимчива к электрическому полю [15]. Источником таких полей на борту КА является функционирующая бортовая аппаратура и антенны. При обеспечении ЭМС, ЭСР как источник электромагнитных полей, способных оказать негативное влияние на функционирование бортовой аппаратуры, ранее не рассматривался. Этим и обусловлен интерес к исследованию параметров электрического поля в окрестности источника ЭСР.

Экспериментальное определение характеристик полей от ЭСР. Объектом измерения является напряженность электрического поля в излучаемом при ЭСР импульсе от следующих видов воздействий: воздушный искровой разряд, емкостная антенна, токовый делитель, индуктивная антенна. Каждое из воздействий характеризует физический процесс, возникающий при воздействии факторов ЭСР на бортовую аппаратуру, а именно, электромагнитные помехи, емкостные и индуктивные наводки, а также непосредственный электрический разряд на поверхность прибора либо ближайший проводящий элемент конструкции КА.

Для имитации «худшего случая» воздействия факторов ЭСР в данной работе использовался генератор электростатического разряда (ГЭР), разработанный специально для проведения мероприятий по наземной отработке бортовой аппаратуры и космического аппарата в целом на стойкость к факторам ЭСР.

В качестве регистрирующих устройств использовались «ближнепольный» датчик электрического поля, подключенный к измерительной системе, находящейся в клетке Фарадея, для исключения влияния на нее воздействия факторов ЭСР (рис. 1).

Кроме того, для корректной интерпретации получаемых результатов и для построения графического представления результатов изменения поля использовалась система позиционирования, образующая сферическую систему координат вокруг источника ЭСР. Измерения проводились в ряде контрольных точек, находящихся на трех расстояниях от источника ЭСР в различных плоскостях. На рис. 1 представлена общая схема проводимых измерений.

Принцип действия ГЭР основан на генерации высоковольтного импульса с фронтом в несколько десятков наносекунд и передаче его через коаксиальный кабель к выносным антеннам, которыми имитируются различные виды помех. На рис. 2 представлена характерная форма импульса тока в режиме короткого замыкания в случае I = 100 А.

Для различных типов антенн, характеризующих различные физические механизмы воздействия факторов электростатического разряда, получены результаты измерения электрической компоненты электромагнитного поля в окрестности источника ЭСР. При наборе статистики установлено, что напряженность электрического поля может изменяться не более чем на 20 % от своей величины в одинаковых условиях эксперимента и воздействия. Поэтому для наиболее корректной интерпретации получаемых результатов было проведено порядка 3000 измерений, результаты которых были обработаны с помощью специализированного ПО. Из полученных данных была сделана выборка, характеризующая наиболее типичные значения электрической компоненты электромагнитного поля в окрестности источника ЭСР (рис. 3–5).

Установлено, что в процессе протекания разрядного явления, длительностью не более 100 нс, вокруг его источника происходит изменение электромагнитного поля, при этом максимальное значение электрической составляющей электромагнитного поля, установленное в эксперименте на расстоянии 1 см от источника, составляет величину 300 В/м (рис. 3). Данное значение получено во время воздействия токовой инжекцией, при которой ток разряда инжектируется в проводящую заземленную мишень. Примечательно, что данный фактор является наиболее сильным по способности оказывать влияние на работоспособность БА, о чем свидетельствуют результаты широкого ряда наземных испытаний БА на ЭСР [2].

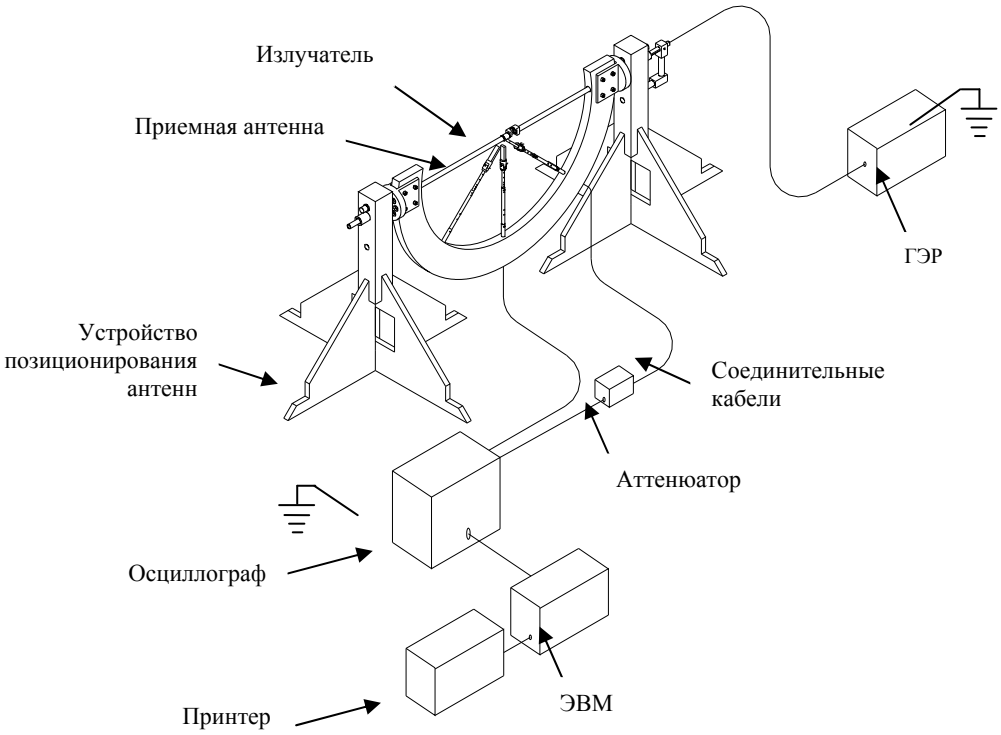
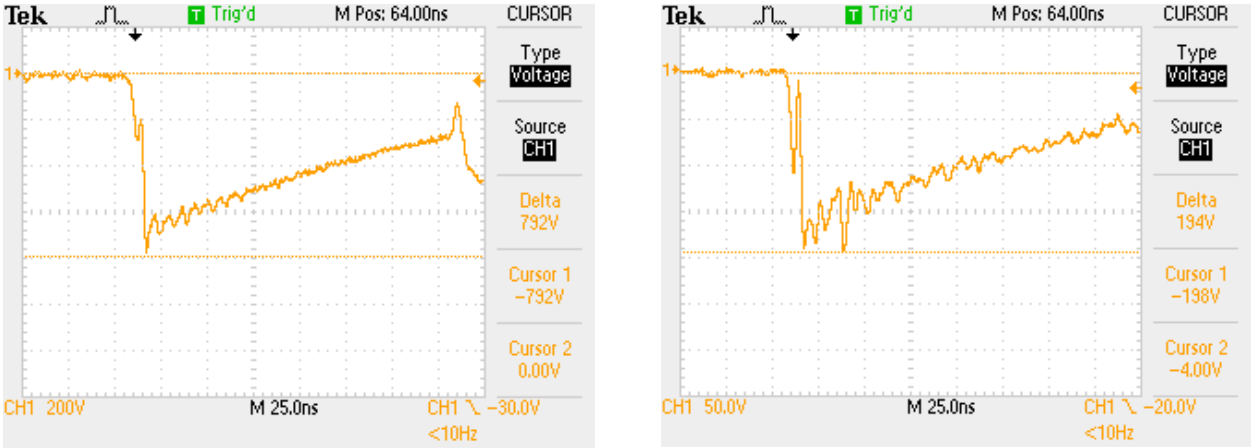


Рис. 1. Схема измерительного оборудования



а *б*

Рис. 2. Осциллограммы: *а*, *б* – характерная форма импульса

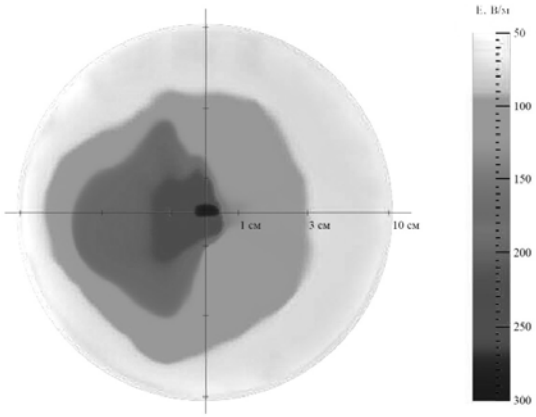


Рис. 3. Распределение электрической компоненты поля. Воздействие токовой инжекцией

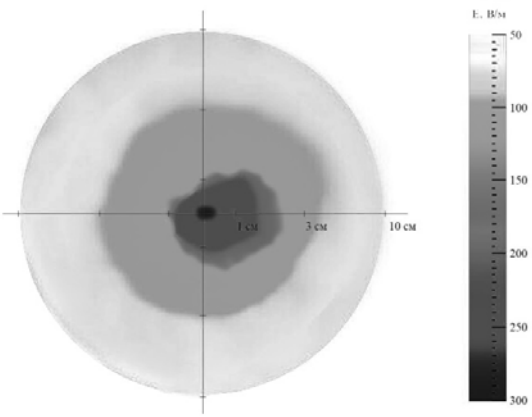


Рис. 4. Распределение электрической компоненты поля. Воздействие емкостной антенной

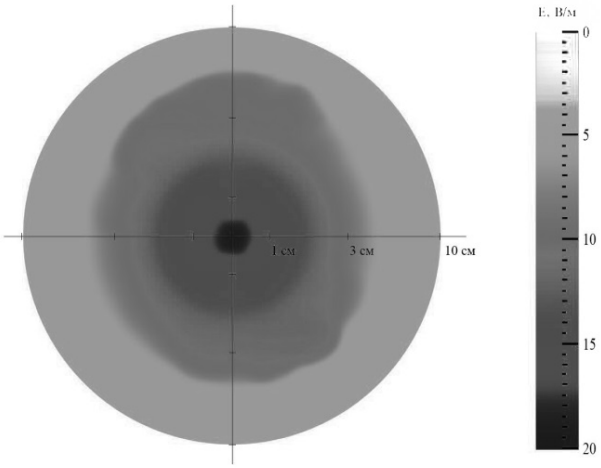


Рис. 5. Распределение электрической компоненты поля. Воздействие воздушным разрядником

При воздействии ёмкостной антенной получено сферически симметричное распределение напряженности, при этом максимум не превышал величины 200 В/м (рис. 4), что может быть объяснено геометрией самой антенны. При воздействии воздушным разрядником (рис. 5), имитирующим электромагнитную наводку, получена наименьшая величина напряженности электрического поля, равная 20 В/м, что характеризует его как наиболее слабый по уровню воздействия на БА фактор ЭСР.

Заключение. Полученные результаты характеризует величину напряженности электрического поля в окрестности протекающего разрядного явления. Экспериментальные данные представляют существенный интерес и должны учитываться при проведении работ по обеспечению стойкости к воздействию факторов электризации и электромагнитной совместимости бортовой аппаратуры и космического аппарата в целом. Экспериментальные результаты будут использованы для уточнения существующих моделей воздействия ЭСР на бортовую аппаратуру и бортовую кабельную сеть космических аппаратов.

Библиографические ссылки

1. ECSS-E-ST-20-06C. Космическое проектирование. Электризация космических аппаратов : стандарт. Европейское космическое агентство, 2008, 120 с.

2. Электризация космических аппаратов в магнитосферной плазме / Л. С. Новиков [и др.] // Модель Космоса. 8-е изд. Т. 2, гл. 1.8. Воздействие космической среды на материалы и оборудование КА. М., 2007. 1127 с.

3. Акишин А. И., Новиков Л. С. Электризация космических аппаратов. М. : Знание, 1985. 63 с.

4. Активное управление зарядом КА статическим электричеством на спутниках ATS-5, ATS-6 / К. Пурвис [и др.] // Тр. конф. по проблемам заряда космических аппаратов статическим электричеством. 1977. Технический перевод СГ 3643-854. Л. 1980, С. 38–62.

5. Исследование факторов радиационной электризации на ГСО и высокоэллиптической орбитах / Ю. М. Прокопьев [и др.] // Сб. тезисов IV Междунар. аэрокосмич. конгресса (18–23 авг. 2003, г. Москва). С. 302–303.

6. Результаты исследования помехоустойчивости КА к воздействию факторов электризации и отработки средств защиты : науч.-техн. отчет НТО 434-3645-89 / И. А. Максимов, О. С. Графодатский и др.; НПО ПМ. Красноярск, 1989, 210 с.

7. Вудс А. Дж., Ункас Э. П. Методы расчета воздействия на электронную аппаратуру спутника импульсов ЭМИ, генерируемых искровыми разрядами на деталях из диэлектрических материалов // Аэрокосмическая техника. 1986. № 3. С. 146–166.

8. Моделирование радиационной электризации конструкционных материалов космических аппаратов / Р. Е. Тихомиров [и др.] // Тр. Всерос. конф. студенческих науч.-исслед. инкубаторов (15–17 мая 2014, г. Томск) / под ред. В. В. Демина. Томск : Изд-во НТЛ, 2014. 180 с.

9. Новиков Л. С. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей плазмой : учеб. пособие. М. : Университетская книга, 2006. 120 с.

10. Методы математического моделирования взаимодействия космических аппаратов с окружающей средой / Л. С. Новиков [и др.] // Новые наукоемкие технологии в технике. Энциклопедия. Т. 17. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под. ред. Л. С. Новикова, М. И. Панасюка. М. : Изд-во НИИ «ЭНЦИ ТЕХ», 2000. С. 155–199.

11. Указания по проектированию КА для оценки и контроля эффектов электризации / К. К. Пурвис, Г. Б. Гаррет // NASA-ТЗ-2361. 1984, перевод рег. ном. 04509243. 1986. 47 с.

12. Милеев В. Н., Новиков Л. С. Физико-математическая модель электризации ИСЗ на геостационарной и высокоэллиптической орбитах. Исследования по геомагнетизму, аэрономии и физике Солнца. М. : Наука, 1989. Вып. 86. С. 64–98.

13. NASCAP – A Three-dimensional charging analyzer program for complex spacecraft / I. Katz [et al.] // IEEE Transactions on Nuclear Science. 1977. Vol. NS-24, No 6. P. 2276.

14. Комплексная методология определения параметров электростатической зарядки, электрических полей и пробоев на космических аппаратах в условиях их радиационной электризации / Л. С. Новиков [и др.]. М. : Изд-во ЦНИИмаш, 1995. 160 с.

15. MIL-STD-461. Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment. US Department of Defense, 1999.

References

1. ECSS-E-ST-20-06C, Space engineering, Spacecraft charging, 2008, ESA Standart, 120 p.

2. Novikov L. S., Mileev V. N. et al. [Spacecraft charging in the magnetospheric plasma]. *Model kosmosa.* 2007, Vol. 2, 1127 p.

3. Akishin A. I., Novikov L. S. *Elektrizatsiya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft charging], Mosocw, Znanie Publ., 1985, 63 p.

4. Purvis K., Barlet R. et al. [Active control of the spacecraft charge by the static electricity on satellites ATS-5, ATS-6]. *Trudy konferentsii po problemam zaryada kosmicheskikh apparatov staticheskim elektrichestvom* [Issue of the conference devoted to the problems of charging the space crafts by the static electricity], Leningrad, 1980, P. 38–62.

5. Prokopiev U. M., Hartov V. V. et al. [Investigation of radiation electrification factors on GEO and HEO]. *Sbornik tezisov Chetvertogo mezhdunarodnogo aerokosmicheskogo kongressa.* [4th International Aerospace Congress Abstracts]. Moscow, 2003, P. 302–303.

6. Maximov I. A., Grafodatsky O. S. et al. [Results of research of spacecraft interference immunity during spacecraft charging impact and protection methods]. *Nauchno-tekhnicheskiy otchet NTO 434-3645-89*. [Scientific and Technical Report]. Krasnoyarsk, NPO PM Publ., 1989, 210 p.

7. Woods A. J., Dinas A. P. Methods of calculation of the impact of EMP pulses generated by ESD on electronic devises, *Aerospace engineerin.* 1986, Iss. 3, P. 146–166.

8. Tikhomirov R. E., Trofimchuk D. A. et al. [Modelirovanie radiatsionnoy elektrizatsii konstruktsionnykh materialov kosmicheskikh apparatov]. *Trudy Vserossiyskoy konferentsii studencheskikh nauchno-issledovatel'skikh inkubatorov* [Proceedings of the All-Russian conference of student research incubators]. Tomsk, 2014, 180 p.

9. Novikov L. S. *Vzaimodeystviye kosmicheskikh apparatov s okruzhayushchey plazmoy* [Spacecraft interaction with the surrounding plasma], Moscow, Universitetskaya kniga Publ., 2006, 120 p.

10. Novikov L. S., Mileev V. N. et al. [Mathematic modeling methods of spacecraft interaction with environmental]. *Novye naukoemkie tekhnologii v tekhnike. Entsiklopediya.* M.I.NII "JeNCI TEH" Publ., 2000, P. 155–199.

11. Purvis C. K., Garret H. B. et al. Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects, NASA-T3-2361, 1984, 44 p.

12. Mileev V. N., Novikov L. S. [Physicomathematical model of spacecraft charging on GEO and HEO. Research on geomagnetism]. *Issledovaniya po geomagnetizmu, aeronomii i fizike Solntsa*. 1989, Iss. 86, P. 64–98 (In Russ.).

13. Katz I., Parks D. E. et al. NASCAP – A Three-dimensional charging analyzer program for complex spacecraft. *IEEE Transactions on Nuclear Science*. 1977, Vol. NS-24, No. 6, P. 2276.

14. Novikov L. S., Babkin G. V. et al. *Kompleksnaya metodologiya opredeleniya parametrov elektrostaticheskoy zaryadki, elektricheskikh poley i proboyev na kosmicheskikh apparatakh v usloviyakh ikh radiatsionnoy elektrizatsii.* [Complex methodology of determination of criteria of electrostatic charging, electric fields and discharges on space craft in radiation electrization conditions], Moscov, Izd-vo TsNIImash Publ., 1995, 160 p.

15. MIL-STD-461, Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment, 1999, US Department of Defense.

© Тихомиров Р. Е., Максимов И. А., Трофимчук Д. А., Иванов В. В., Маслов Е. П., 2016

УДК 681.32

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1020–1027

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВОГО ЭЛЕМЕНТА ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С. Ф. Тюрин

Пермский национальный исследовательский политехнический университет
Российская Федерация, 614990, г. Пермь, Комсомольский просп., 29
E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru

Моделируется отказоустойчивый КМОП-логический элемент – отказоустойчивый инвертор ОИ с резервированием на транзисторном уровне для высоконадёжных аэрокосмических применений. Такой элемент ранее использовался как функционально полный толерантный (ФПТЭ), однако при объединении четырёх входов возникает возможность парирования отказа одного любого транзистора в верхней (подключение шины «+» питания) или нижней частях схемы (подключение шины «ноль вольт»). Повышение вероятности безотказной работы становится возможным вследствие логического закона повторения. Для реализации элемента 2И–НЕ необходимо увеличение числа входов до восьми. Предлагаемое резервирование может быть использовано в радиационно стойкой аппаратуре аэрокосмических вычислительных комплексов. Выигрыш по сравнению с троированием (мажоритированием) на уровне элемента может в ряде случаев обеспечиваться за счёт исключения мажоритарного органа. С целью тестирования отказоустойчивых элементов на этапе производства и/или эксплуатации предлагается использовать раздельное управление питанием подложек транзисторов, причём после такого тестирования питание осуществляется от одного источника.

Моделирование отказоустойчивого КМОП-логического элемента выполняется в системе схемотехнического моделирования NI Multisim 10 фирмы National Instruments Electronics Workbench Group и подтверждает работоспособность предложенных технических решений.

Рассматривается статическое и динамическое моделирование, делается вывод о возможности тестирования таких элементов путём использования раздельного питания по подложкам резервированных транзисторов.

Ключевые слова: *логический элемент, КМОП-транзистор, избыточность, транзисторное резервирование, временная диаграмма, моделирование в системе схемотехнического моделирования NI Multisim 10 фирмы National Instruments Electronics Workbench Group.*

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1020–1027

MODELING OF A FAULT TOLERANT ELEMENT FOR AEROSPACE COMPUTER COMPLEXES

S. F. Tyurin

Perm National Research Polytechnic University
29, Komsomolsky Av., Perm, 614990, Russian Federation
E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru

The paper simulates CMOS radiation hardened by design logic element with transistor-level redundancy for high-reliability aerospace applications. This element was previously used as a functionally-complete tolerance (FPTE), however, when combined four inputs there is a possibility of failure of one parry of any transistor in the upper (connection "+" power bus) or the lower parts of the circuit (bus connection "zero volts"). Increasing the probability of failure-free operation is made possible by a logical repetition of the law. To implement 2AND-NOT it needs to increase the number of inputs up to eight elements. Quadruple transistor structures, parrying one failure in each quartet are proposed.

In comparison with triple redundancy win can be provided by eliminating the majority body in some cases. In order to test the failover components in production and / or exploitation it is offered to use separate control power transistor wafers with testing after such power is supplied from a single source.

Modeling is performed in the system NI Multisim 10 by National Instruments Electronics Workbench Group. Simulation confirms efficiency of the proposed technical solutions. We consider the static and dynamic modeling; the conclusion about the possibility of testing such elements by using separate power supply for redundant substrates transistors is made.

Keywords: logic element, CMOS transistor, redundancy, reliabilities, radiation hardened by design, NI multisim 10 by national instruments electronics workbench group.

Введение. Научно-технологическое направление создания высоконадёжных, радиационно стойких микросхем для аэрокосмических применений является весьма актуальным [1]. Обеспечение радиационной стойкости путём схемных и технологических методов, обозначаемое в англоязычной литературе RHBD (Radiation Hardened By Design), позволяет создать радиационно стойкие (РС, RT – Radiation Tolerant) аэрокосмические вычислительные комплексы, которые сохраняют работоспособность при дозе поглощённого излучения более 300 крад. Одним из путей обеспечения РС является резервирование. Традиционно для парирования отказов используют тройное резервирование или мажоритирование «два из трёх» (Triple Modular Redundancy, TMR). Ранее автором предложено резервирование на транзисторном уровне, являющее собой на данный момент крайний уровень резервирования по сравнению с резервированием каналов, устройств глубоким мажоритированием и даже мажоритированием отдельных элементов [2–5]. Однако при производстве транзисторно-резервированных микросхем возникает проблема контроля работоспособности, которая в случае троирования решается путём отключения одного канала (например, выключив один из каналов источника питания) и проверки функционирования на двух оставшихся. В случае транзисторного резервирования так сделать нельзя. Предлагается использовать раздельное питание подложек КМОП-транзисторов и при тестировании отключать один из них по всей микросхеме. Выполним моделирование и проверим возможность такого контроля.

Моделирование нерезервированного инвертора. Построим инвертор без резервирования на КМОП-транзисторах [6] с отдельными выводами подложек в системе схемотехнического моделирования NI Multisim 10 фирмы National Instruments Electronics Workbench Group (рис. 1).

Подадим на вход X последовательность прямоугольных импульсов частотой 4 МГц, на модели осциллографа наблюдаем процесс отрицания X – временную диаграмму инвертирования сигнала X (рис. 2).

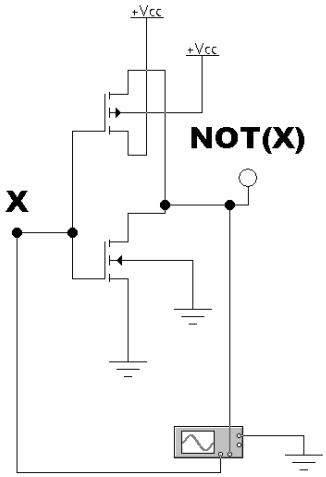


Рис. 1. Инвертор без резервирования на КМОП-транзисторах с отдельными выводами подложек

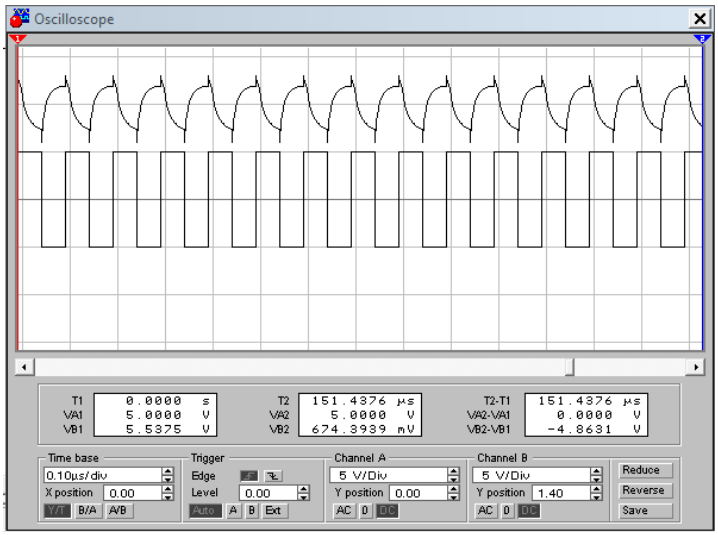


Рис. 2. Процесс отрицания X – временная диаграмма инвертирования сигнала X

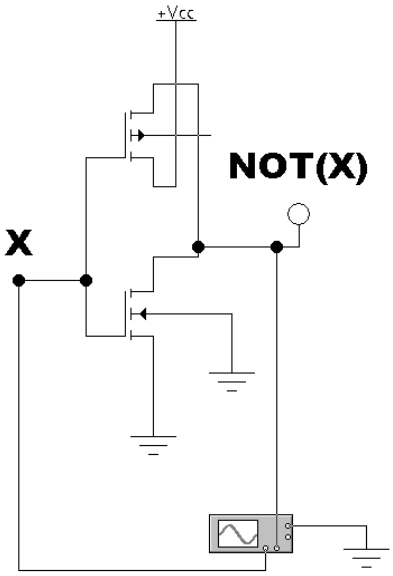
Видим выбросы сигнала при переключениях с 0 на 1 и с 1 на 0. Отключаем подложку верхнего транзистора (рис. 3).

Видим, что инвертор становится неработоспособным в случае отказа верхнего транзистора. Аналогично можно промоделировать отказ нижнего транзистора.

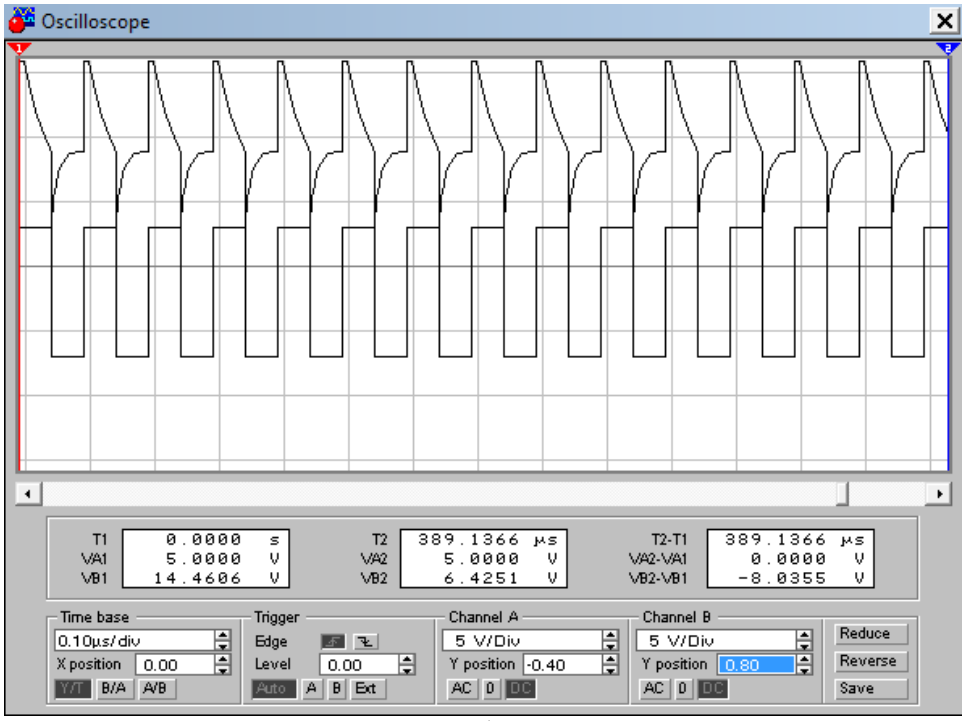
Моделирование инвертора с транзисторным резервированием. Выполним моделирование так называемого функционально полного толерантного элемента (ФПТ) [7–10], используемого в режиме инвертора (рис. 4).

При таком резервировании быстродействие уменьшается в 2 раза – в каждой цепи теперь не один, а два транзистора. Но зато обеспечивается отказоустойчивость – при отказе одного любого транзистора в верхней или в нижней частях схемы или даже и в верхней, и в нижней одновременно. Отключаем подложку 1 (рис. 5).

Видим, что схема работоспособна. Аналогично можно убедиться, что схема работает без изменений при отключении подложки одного транзистора в верхней или (и) в нижней частях схемы. Однако при отключении сразу двух подложек в одной из частей схем возникает отказ, схема переходит в состояние неисправности (рис. 6).

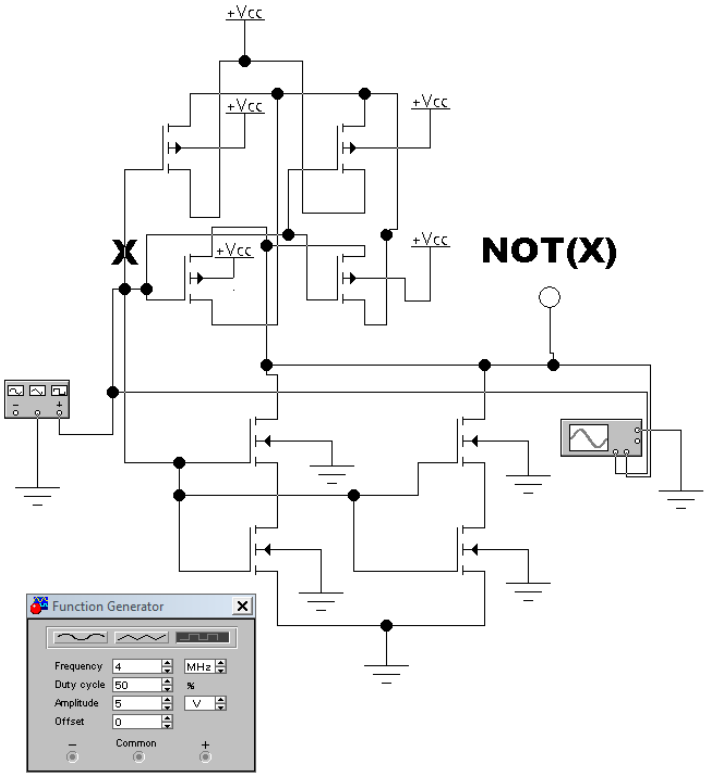


а

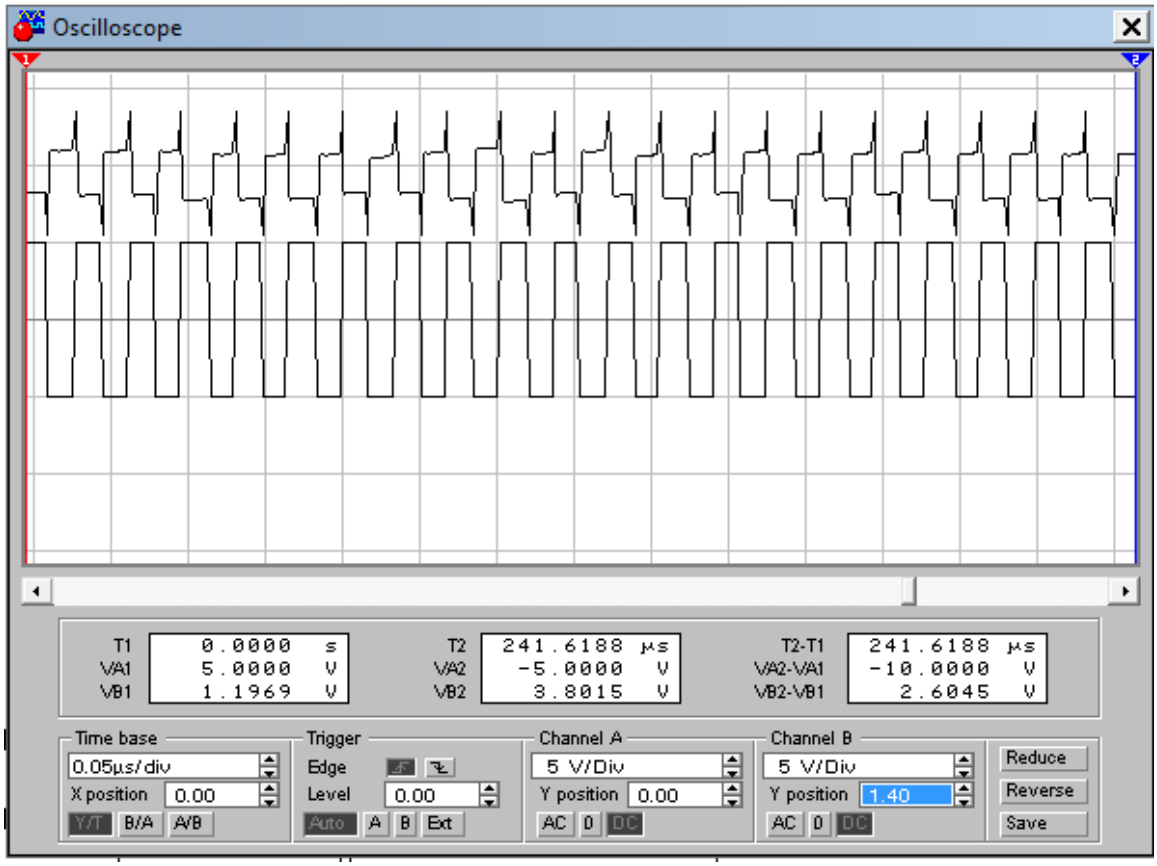


б

Рис. 3. Нарушение работоспособности инвертора:
а – схема с отключённой подложкой транзистора
p-проводимости; *б* – временная диаграмма

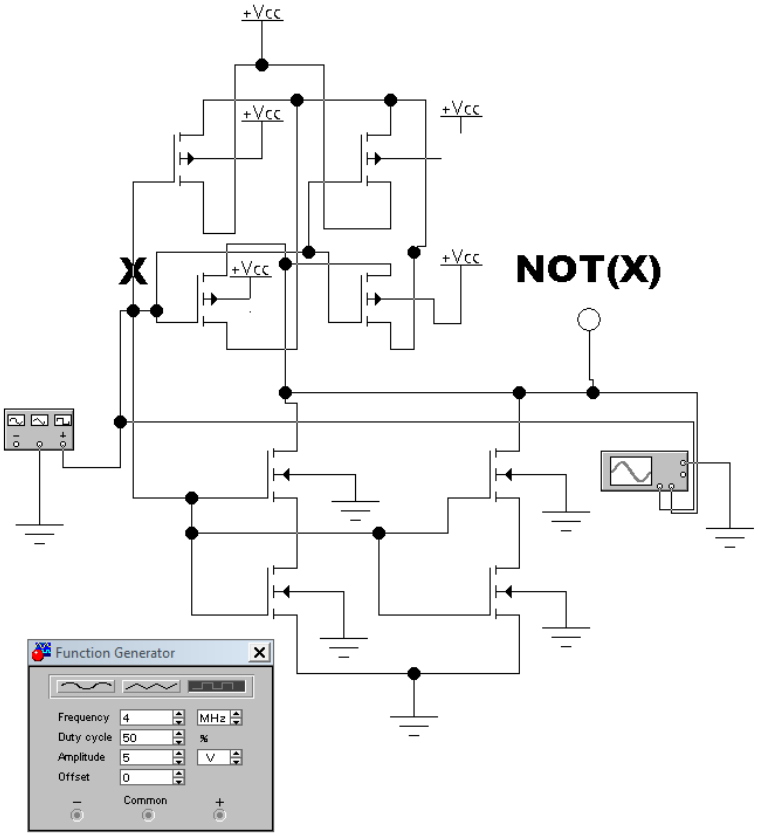


а

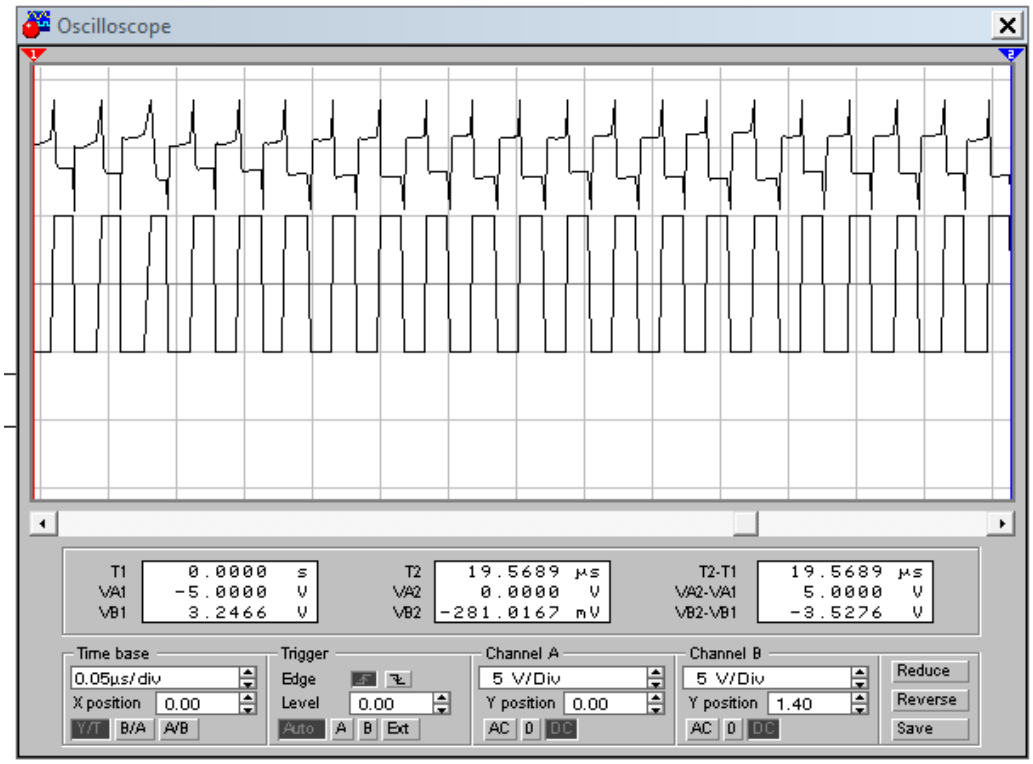


б

Рис. 4. Функционально полный толерантный элемент в режиме инвертора:
а – схема на КМОП-транзисторах; *б* – временная диаграмма работы ФПТ в режиме инвертора

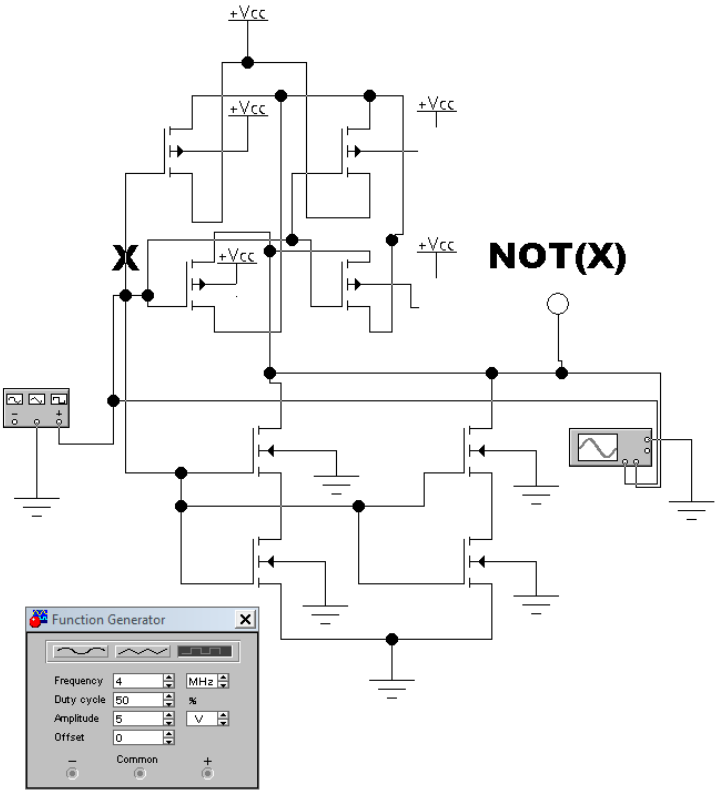


а

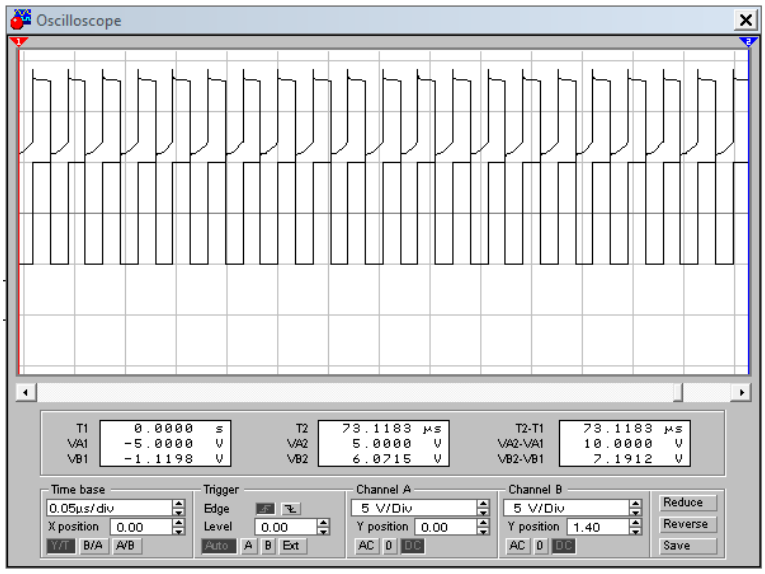


б

Рис. 5. Функционально полный толерантный элемент в режиме инвертора:
а – схема на КМОП-транзисторах с отключённой подложкой одного транзистора *p*-проводимости; *б* – временная диаграмма работы ФПТ в режиме инвертора с отключённой подложкой одного транзистора *p*-проводимости



а



б

Рис. 6. Функционально полный толерантный элемент в режиме инвертора:
а – схема на КМОП-транзисторах с отключёнными подложками двух транзисторов *p*-проводимости; *б* – временная диаграмма работы ФПТ в режиме инвертора с отключёнными подложками двух транзисторов *p*-проводимости

Заключение. Таким образом, логические элементы с транзисторным резервированием и раздельным подключением подложек могут быть использованы в отказоустойчивых логических ПЛИС FPGA [11–16] для процессоров и устройств бортовых цифровых вычислительных комплексов, обеспечивающих радиационную стойкость посредством архитектурных решений. При этом вероятность безотказной работы значительно превышает таковую для троированных решений. Тестирование с отключением подложек может быть осуществлено как на этапе производства с последующим подключением по всем соответствующим входам источника питания, так и на этапе эксплуатации, например, при использовании релейной

коммутации. Можно показать, что в предлагаемых структурах возможно дублирование источника питания [4]. Однако в соответствии с ограничениями проектирования Мида и Конвей число транзисторов в последовательной цепочке не должно быть больше 4-х [17]. Поэтому необходима декомпозиция исходной схемы, если число транзисторов в последовательной цепочке превышает 2, так как при транзисторном резервировании происходит увеличение в два раза. Если ограничение выполняется, то предлагаемое резервирование в ряде случаев, как это ни парадоксально, даже менее затратно, чем троирование, так как в последнем случае необходимы мажоритары.

Библиографические ссылки

1. Чекмарёв С. А. Способ и система инъекции ошибок для тестирования сбоеустойчивых процессоров бортовых систем космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 132–138.
2. Tyurin S. F. Retention of functional completeness of Boolean functions under “failures” of the arguments // Automation and Remote Control. 1999. Vol. 60, No 9, part 2. Pp. 1360–1366.
3. Tyurin S. F., Grekov A. V. Functionally Complete Tolerant Elements // International Journal of Applied Engineering Research. 2015. Vol. 10, № 14. Pp. 34433–34442.
4. Kamenskih A. N., Tyurin, S. F. Application of redundant basis elements to increase self-timedcircuits reliability // Proceedings of the 2014 IEEE North West Russia Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering Conference. ElConRusNW, 2014. P. 47–50.
5. Тюрин С. Ф. Функционально полные толерантные элементы ПЛИС FPGA для аэрокосмических вычислительных комплексов // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 2. С. 484–489.
6. Угрюмов Е. П. Цифровая схемотехника : учеб. пособие. СПб. : БХВ-Петербург, 2004. 518 с.
7. Пат. 2438234 Российская Федерация. Функционально полный толерантный элемент / Тюрин С. Ф., Громов О. А. Опубл. 27.12.2011, Бюл. № 36.
8. Пат. 2449469 Российская Федерация. Функционально полный толерантный элемент / Тюрин С. Ф., Громов О. А., Греков А. В. Опубл. 27.04.2012, Бюл. № 12.
9. Пат. 2449469 Российская Федерация. Функционально полный толерантный элемент / Тюрин С. Ф., Громов О. А., Греков А. В. Опубл. 27.04.2012, Бюл. № 12.
10. Пат. 2541854 Российская Федерация. Функционально полный толерантный элемент / Дудкин Ю. П., Тюрин С. Ф., Южаков А. А., Громов О. А. Опубл. 20.02.2015, Бюл. № 5.
11. Цыбин С. Программируемая коммутация ПЛИС: взгляд изнутри [Электронный ресурс]. URL: http://www.kit-e.ru/articles/plis/2010_11_56.php (дата обращения: 16.12.2014).
12. Пат. 2503993 Российская Федерация. Программируемое логическое устройство / Тюрин С. Ф., Набатов А. В., Громов О. А., Греков А. В., Карлов Д. А. Опубл. 10.01.2014, Бюл. № 1.
13. Пат. 25447502544750 Российская Федерация. Программируемое логическое устройство / Тюрин С. Ф. Опубл. 20.03.2015, Бюл. № 8.
14. Пат. 2547229 Российская Федерация. Программируемое логическое устройство / Тюрин С. Ф., Городилов А. Ю., Вихорев Р. В. Опубл. 10.04.2015, Бюл. № 10.
15. Золотуха Р., Комолов Д. Stratix III – новое семейство FPGA фирмы Altera [Электронный ресурс]. URL: http://kit-e.ru/assets/files/pdf/2006_12_30.pdf (дата обращения: 28.11.2015).
16. Использование ресурсов ПЛИС Stratix III фирмы Altera при проектировании микропроцессорных ядер [Электронный ресурс]. URL: file:///C:/Users/%D0%A2%D1%8E%D1%80%D0%B8%D0%BD/Desktop/%D0%A6%D1%8B%D0%B1%D0%B8%D0%BD%2010%20%D0%B3%D0%BE%D0%B4.pdf (дата обращения: 27.11.2015).
17. Дж. Д. Ульман. Вычислительные аспекты СБИС / пер. с англ. А. В. Неймана ; под ред. П. П. Пархоменко. М. : Радио и связь, 1990. 480 с.

References

1. Chekmarev S. A. [Method and system for testing the error injection failures resistant processor of board system of spacecrafts]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 4 (56), P. 132–138 (In Russ.).
2. Tyurin S. F. Retention of functional completeness of Boolean functions under “failures” of the arguments. *Automation and Remote Control*. 1999, Vol. 60, No. 9, Part 2, P. 1360–1366.
3. Tyurin S. F., Grekov A. V. Functionally Complete Tolerant Elements. *International Journal of Applied Engineering Research*. 2015, Vol. 10, No. 14, P. 34433–34442.
4. Kamenskih A. N., Tyurin S. F. Application of redundant basis elements to increase self-timed circuits reliability. Proceedings of the 2014 IEEE North West Russia Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering Conference. ElConRusNW 2014, P. 47–50.
5. Tyurin S. F. [Functionally-complete tolerant element FPGA for aerospace computers]. *Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik*. 2016, Vol. 17, No. 2, P. 484–489 (In Russ.).
6. Ugriumov Evgenii Pavlovich. *Tsifrovaia skhemotekhnika* [Digital circuitry]. St. Petersburg, BKhV Publ., 2004, 518 p.
7. Tiurin S. F., Gromov O. A. *Funktsional’no-polnyi tolerantnyi element* [Functionally full-tolerant element]. Patent RF, No 2438234, 2011.
8. Tiurin S. F., Gromov O. A., Grekov A. V. *Funktsional’no-polnyi tolerantnyi element* [Functionally full-tolerant element]. Patent RF, No 2449469, 2012.
9. Tiurin S. F., Gromov O. A., Grekov A. V., Suleimanov A. A. *Funktsional’no-polnyi tolerantnyi element* [Functionally full-tolerant element]. Patent RF, No. 2 496 227, 2013.
10. Dudkin Iu. P., Tiurin S. F., Iuzhakov A. A., Gromov O. A. *Funktsional’no-polnyi tolerantnyi element* [Functionally full-tolerant element)]. Patent RF, No. 2541854, 2015.

11. Tsybin S. *Programmiruemaya kommutatsiya PLIS: vzgliad iznutri* [Programmable switching FPGA Insights] (In Russ.). Available at: http://www.kit-e.ru/articles/plis/2010_11_56.php (accessed 16.12.2014).

12. Tiurin S. F., Nabatov A. V., Gromov O. A., Grekov A. V., Karlov D. A. *Programmiruemoe logicheskoe ustroistvo* [Programmable logic device]. Patent RF, No. 2503993, 2014.

13. Tiurin S. F. *Programmiruemoe logicheskoe ustroistvo* [Programmable logic device]. Patent RF, No. 2544750, 2015.

14. Tiurin S. F., Gorodilov A. Iu., Vikhorev R. V. *Programmiruemoe logicheskoe ustroistvo* [Programmable logic device]. Patent RF, No. 2547229, 2015.

15. Zolotukha R., Komolov D. *Stratix III – novoe semeistvo FPGA firmy Altera* [Stratix III – a new family of FPGA from Altera] (In Russ.) Available at: http://kit-e.ru/assets/files/pdf/2006_12_30.pdf (accessed 28.11.2015).

16. *Ispol'zovanie resursov PLIS Stratix III firmy Altera pri proektirovanii mikroprotsessornykh yader* [Resource use of Stratix III FPGA from Altera the design of microprocessor cores]. Available at: file:///C:/Users/%D0%A2%D1%8E%D1%80%D0%B8%D0%BD/Desktop/%D0%A6%D1%8B%D0%B1%D0%B8%D0%BD%2010%20%D0%B3%D0%BE%D0%B4.pdf (accessed 27.11.2015).

17. Ul'man Dzh. D. *Vychislitel'nye aspekty SBIS.* [Computational Aspects of VLSI]. Moscow, Radio i sviaz' Publ., 1990, 480 p.

© Тюрин С. Ф., 2016

УДК 629.7.023.4

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1028–1036

СЕТЧАТАЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКАЯ ОБОЛОЧКА С КРУГЛЫМ ПОПЕРЕЧНЫМ СЕЧЕНИЕМ И ПЕРЕМЕННОЙ ЖЕСТКОСТЬЮ

А. А. Хахленкова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: SparkleA@yandex.ru

В настоящее время в ракетно-космической технике существуют три основных конструктивно-технологических концепции – подкрепленная, трехслойная и сетчатая. Принципиальная особенность первых двух концепций заключается в том, что нагрузка в основном воспринимается обшивкой, а ребра или заполнитель обеспечивают изгибную жесткость и сопротивляемость потере устойчивости. В сетчатых же конструкциях основными несущими элементами являются ребра, которые обеспечивают одновременно мембранную и изгибную жесткость конструкции и изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жесткостью и прочностью.

Композитные сетчатые цилиндрические оболочки широко применяются в качестве корпусов космических аппаратов. В процессе эксплуатации в составе космического аппарата такие оболочки подвергаются комплексным воздействиям статических и динамических нагрузок. Действие этих нагрузок приводит к возникновению отличающихся в разных частях оболочки напряжений в ребрах сетчатой структуры.

Рассматриваемая конструкция имеет дополнительные продольные ребра в зонах действия осевых нагрузок. В зависимости от величины этих нагрузок можно регулировать распределение продольных ребер по периметру, а также их количество и длину.

Показана эффективность внесения в сетчатую структуру оболочки продольных ребер: решена задача определения первой частоты продольных и поперечных колебаний сетчатой цилиндрической оболочки со спиральными и кольцевыми ребрами, а также оболочки переменной жесткости. Выполнен анализ влияния количества пар спиральных ребер и их угла захода на величину первой частоты колебаний. Для оболочки переменной жесткости показано влияние данных параметров на её деформативность от действия поперечной изгибающей силы, а также произведена оценка поперечной устойчивости.

Ключевые слова: модальный анализ, сетчатая цилиндрическая оболочка, оболочка с переменной жесткостью, конечно-элементное моделирование, силовая конструкция космического аппарата.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1028–1036

LATTICE CYLINDRICAL SHELL WITH A ROUND TRANSVERSE PROFILE AND VARIABLE STIFFNESS

A. A. Khakhlenkova

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: SparkleA@yandex.ru

Now in the aerospace technology there are three main constructive and technological concepts – supported, sandwich and lattice. Basic feature of the first two concepts is that load is generally perceived by a covering, and edges or filler provide flexural rigidity and resilience to stability loss. In lattice constructions the basic bearing elements are ribs which provide at the same time membrane and flexural rigidity of construction and are made of the unidirectional carbon fiber composite material having high specific rigidity and durability.

Composite lattice cylindrical shells are widely applied as load-bearing units of spacecrafts. In use as a part of the spacecraft such shells are exposed to complex influences of static and dynamic loadings. Influence of these loadings leads to emergence of tension differing in different parts of a shell in ribs of lattice structure.

The construction considered in this article has additional longitudinal ribs in the areas of coverage of axial loadings. Depending on value of these loadings it is possible to regulate distribution of longitudinal ribs on perimeter, and also their quantity and length.

Efficiency of entering into lattice structure of a shell of longitudinal ribs is shown in this article. The task of determination of the first frequency of longitudinal and cross oscillations of a lattice cylindrical shell with spiral and ring ribs and also of a shell with variable rigidness is solved. The analysis of influence of number of pairs of spiral ribs and their angle of unwinding on value of the first oscillation frequency is made. For a shell with variable rigidness influence of these parameters on its level of deforming from action of the lateral bending force is shown, and also assessment of cross stability is made.

Keywords: modal analysis, lattice cylindrical shell, shell with variable stiffness, finite-element modeling, load-bearing unit of spacecraft.

Введение. В настоящее время в ракетно-космической технике существуют три основных конструктивно-технологических концепции – подкрепленная, трехслойная [1–3] и сетчатая. Принципиальная особенность первых двух концепций заключатся в том, что нагрузка в основном воспринимается обшивкой, а ребра или заполнитель обеспечивают изгибную жесткость и сопротивляемость потере устойчивости. При этом в композитных конструкциях такого рода ни обшивка, ни ребра не являются однонаправленными, что значительно снижает эффективные характеристики композитного материала. В сетчатых же конструкциях основными несущими элементами являются ребра, которые обеспечивают одновременно мембранную и изгибную жесткость конструкции и изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жесткостью и прочностью. В статьях В. В. Васильева [4–8] подробно изложена история развития сетчатых конструкций, а также описаны особенности их проектирования и изготовления.

Композитные сетчатые цилиндрические оболочки широко применяются в качестве корпусов космических аппаратов [9]. Сетчатая оболочка является несущей конструкцией, к которой присоединяются приборы и механизмы космического аппарата.

Необходимо отметить, что в процессе эксплуатации в изделиях авиационной и ракетно-космической техники сетчатые цилиндрические оболочки подвергаются комплексным воздействиям распределенных переменных по длине осевой и перерезывающих сил, изгибающих моментов, а также сосредоточенных нагрузок со стороны элементов крепления приборов и оборудования. Действие этих нагрузок приводит к возникновению отличающихся в разных частях оболочки напряжений в ребрах сетчатой структуры.

Рассматриваемая в статье конструкция имеет дополнительные продольные ребра в зонах действия осевых нагрузок высокого уровня. В зависимости от величины этих нагрузок можно регулировать распределение продольных ребер по периметру, а также их количество и длину. На рис. 1 представлена конструкция платформы КА, имеющей в своем составе сетчатую оболочку переменной жесткости.

При действии на оболочку изгибающих моментов и перерезывающих сил в строго ориентированной плоскости создаются повышенные усилия в зонах пересечения этой плоскости с поверхностью оболочки, поэтому в этом случае дополнительные ребра целесообразно располагать в зонах действия повышенных усилий неравномерно по периметру. Целесообразна также концентрация осевых ребер в зонах действия на оболочку сосредоточенных нагрузок: в местах крепления различного оборудования и несущих панелей.

Заметим, что многие исследования композитных сетчатых цилиндрических оболочек [10–15] рассматривают эти оболочки как однородные структуры, состоящие либо только из спиральных ребер, либо из спиральных и кольцевых ребер.

Поэтому в настоящей статье показана эффективность введения в сетчатую структуру оболочки продольных ребер: решена задача определения первой частоты продольных и поперечных колебаний сетчатой цилиндрической оболочки со спиральными и кольцевыми ребрами, а также оболочки, структура которой обеспечивает её переменную жесткость (рис. 2). Выполнен анализ влияния количества пар спиральных ребер и их угла захода на величину первой частоты колебаний. Для оболочки переменной жесткости показано влияние данных параметров на её деформативность от действия поперечной изгибающей силы, а также произведена оценка поперечной устойчивости.

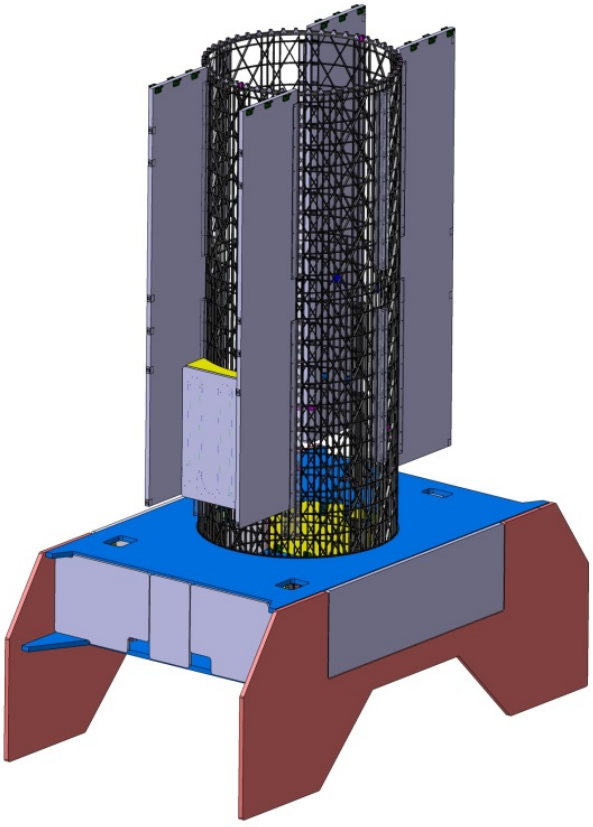
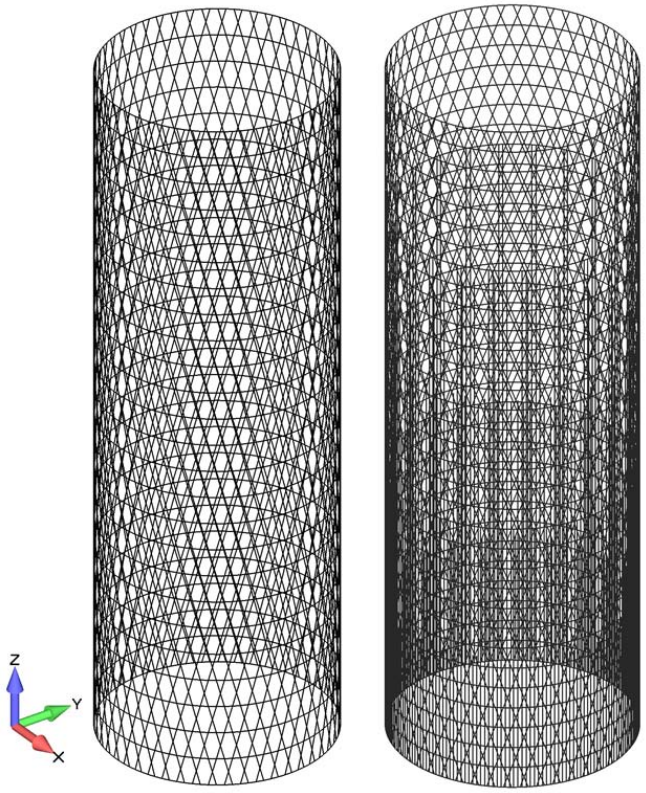


Рис. 1. Конструкция платформы КА, имеющей в своем составе сетчатую оболочку переменной жесткости

Конечно-элементное моделирование. Для проведения анализа влияния параметров сетчатой структуры оболочки с продольными ребрами на её жесткостные характеристики была создана конечно-элементная модель [16]. Модель представляет собой пространственную раму из набора двухузловых элементов типа BEAM. Каждый из узлов конечного элемента обладает шестью степенями свободы. Основой конечно-элементной модели сетчатой оболочки является типовой сегмент, показанный на рис. 3.

Типовой сегмент состоит из двух фрагментов спиральных ребер, фрагмента кольцевого ребра и четырех фрагментов продольных ребер. Этапы построения конечно-элементной модели сетчатой цилиндрической оболочки переменной жесткости представлены на рис. 4.



а *б*

Рис. 2. Сетчатые оболочки постоянной (*а*) и переменной (*б*) жесткости

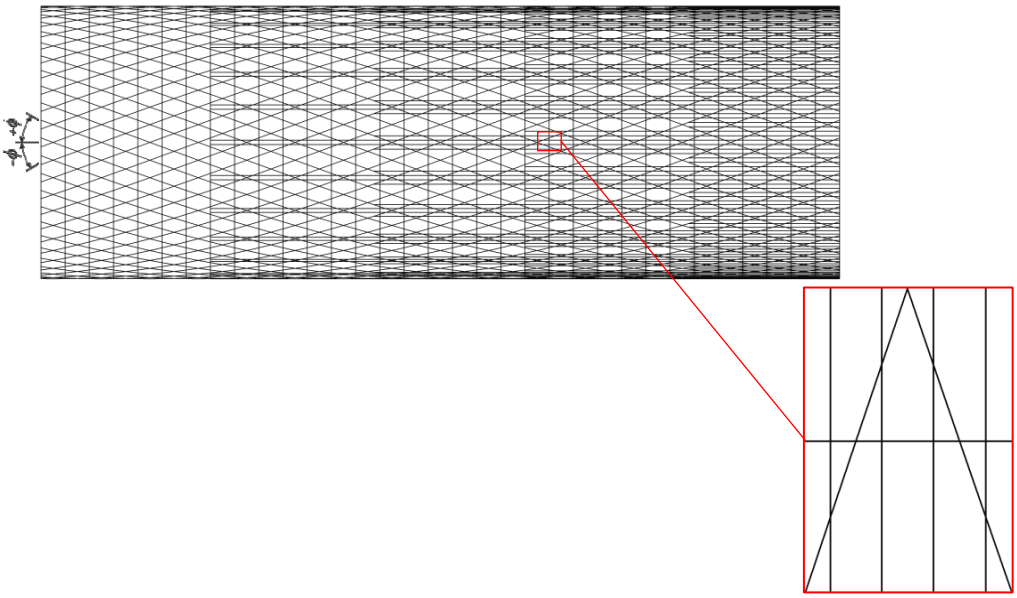


Рис. 3. Типовой сегмент сетчатой оболочки переменной жесткости

Первоначально создается конечно-элементная модель типового сегмента. На этом этапе определяются геометрические и упругие параметры ребер и размеры балочных конечных элементов. Затем с помощью процедуры зеркального отражения создается конечно-элементная модель двух связанных между собой типовых сегментов. На следующем этапе происходит копирование двойных типовых сегментов вдоль оси оболочки с удалением необходимого количества элементов продольных ребер. Тем самым создается ряд конечных элементов, определяющих переменную жесткость оболочки. Затем ряд типовых сегментов, разбитых на конечные элементы, копируется зеркально и по окружности оболочки.

Завершает построение задание граничных условий и присоединение к сетчатой структуре элемента типа RIGID, с помощью которого моделируется абсолютно жесткий диск.

Модальный анализ. Первая частота продольных или поперечных колебаний оболочки является мерой соответствующей жесткости конструкции. Поэтому в целях демонстрации эффективности введения в сетчатую структуру цилиндрической оболочки продольных ребер был проведен модальный анализ. Для модального анализа были взяты оболочки, имеющие однородную структуру, состоящую только из кольцевых и спиральных ребер, и оболочки с продольными ребрами (см. рис. 2). Все рассматриваемые оболочки имеют одинаковые диаметр D = 1,177 м и длину L = 3,5 м.

При модальном анализе произведена оценка величины первой собственной частоты оболочек с различными значениями угла наклона спиральных ребер φ и числа спиральных ребер N. Угол наклона спиральных ребер φ принимает значения 15°, 20°, 30°, 35°, 40° и 45°. Число спиральных ребер одного направления N принимает значения 48, 60 и 72.

Оболочки с продольными ребрами имеют пять участков длиной $H_{\mathrm{I}} = H_{\mathrm{II}} = H_{\mathrm{III}} = H_{\mathrm{IV}} = H_{\mathrm{V}}$ = 0,7 м, с различной конфигурацией продольных ребер, определяющих переменную жесткость оболочки (рис. 5).

Анализ проведен для оболочек, один край которых полностью закреплен, а на другом краю находится абсолютно жесткий элемент типа RIGID, в центральном узле которого задана сосредоточенная масса M = 2500 кг.

Спиральные, кольцевые и осевые ребра рассматриваемых оболочек изготовлены из одного материала – однонаправленного углепластика с модулем упругости E = 70 ГПа и плотностью ρ = 1550 кг/м^3. Спиральные, кольцевые и продольные ребра имеют одинаковую ширину $\delta_s = \delta_r = \delta_a$ = 0,005 м. Высота всех ребер h = 0,02 м (рис. 6).

В табл. 1. представлены значения первой собственной частоты f_1 для оболочек постоянной и переменной жесткости с различными значениями φ и N. На рис. 7 показаны зависимости $f_1(\varphi)$ для оболочек постоянной (пунктирная линия) и переменной (сплошная линия) жесткости с различными значениями N. Первая форма собственных колебаний сетчатых цилиндрических оболочек с постоянной и переменной жесткостью одинакова при различных значениях φ и N и показана на рис. 8.

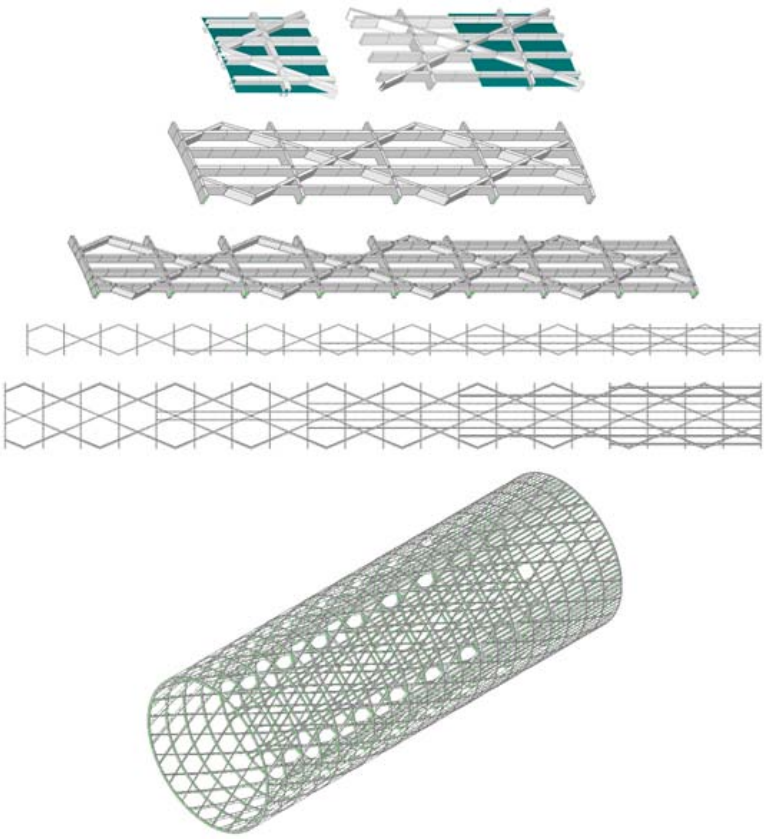


Рис. 4. Этапы построения конечно-элементной модели сетчатой оболочки переменной жесткости

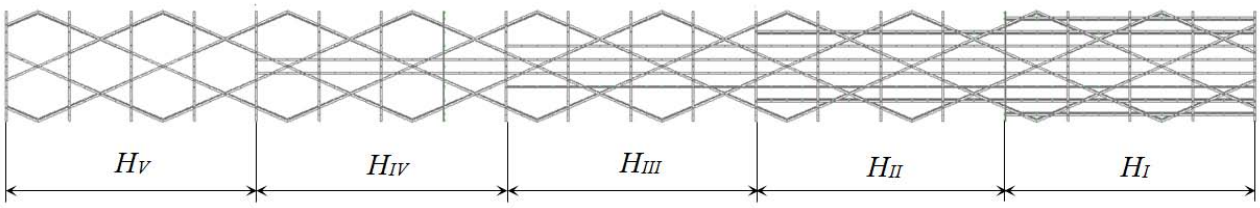


Рис. 5. Участки сетчатой оболочки, определяющие её переменную жесткость

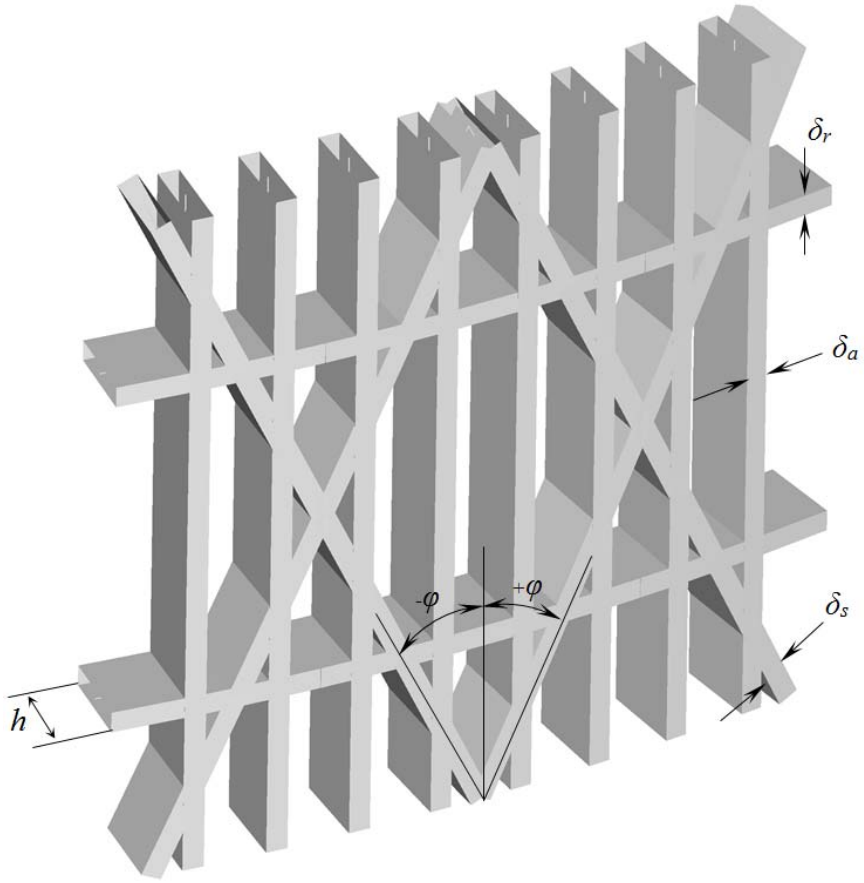


Рис. 6. Параметры сетчатой структуры

Таблица 1

Первая собственная частота f_1 (Гц) для сетчатых цилиндрических оболочек с постоянной и переменнной жесткостью

φ, °	*N*					
	48		60		72	
	Продольные ребра					
	–	+	–	+	–	+
15	5,69	6,85	6,65	7,97	7,28	8,76
20	6,41	8,32	7,13	9,35	7,89	10,35
25	6,35	9,28	7,29	10,34	7,93	11,34
30	6,32	9,77	7,16	11,11	7,62	11,94
35	5,77	9,86	6,48	11,10	7,16	12,21
40	5,36	10,17	5,88	11,17	6,52	12,31
45	4,62	9,90	5,17	11,09	5,74	12,22

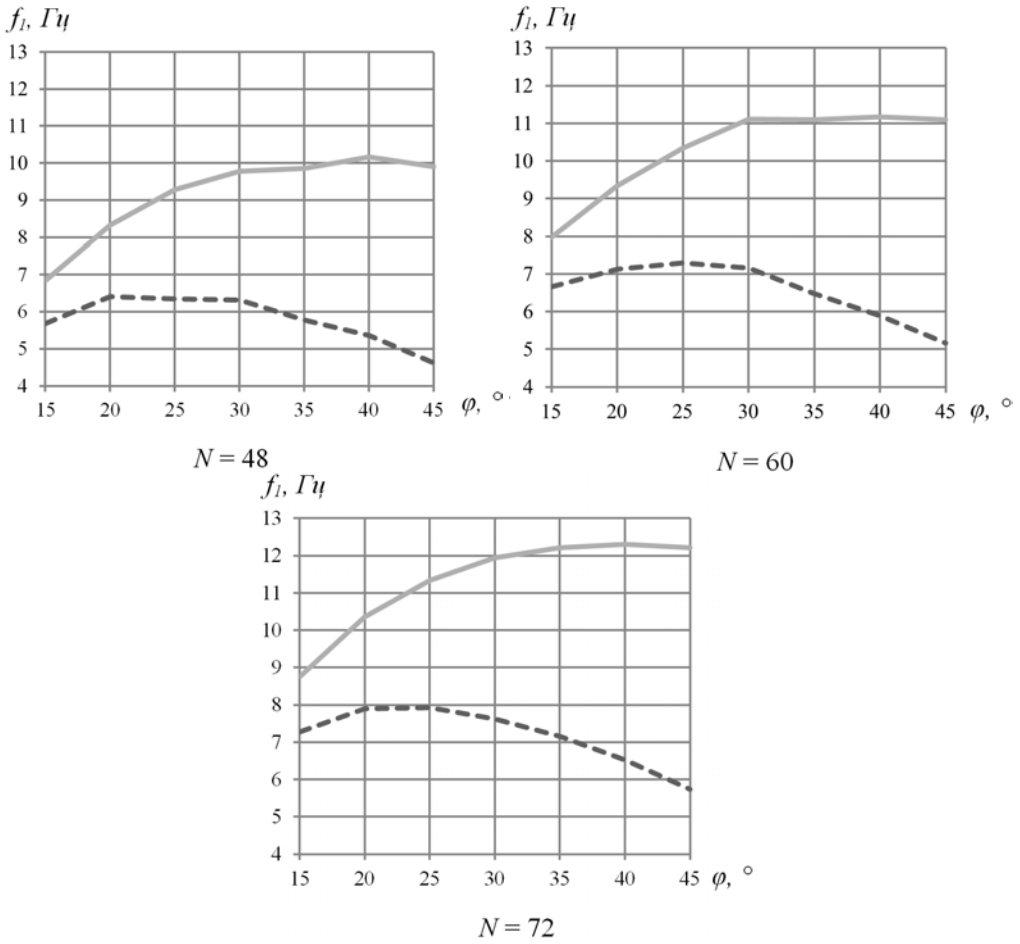


Рис. 7. Зависимость $f_1(\varphi)$ для оболочек с различным значением N

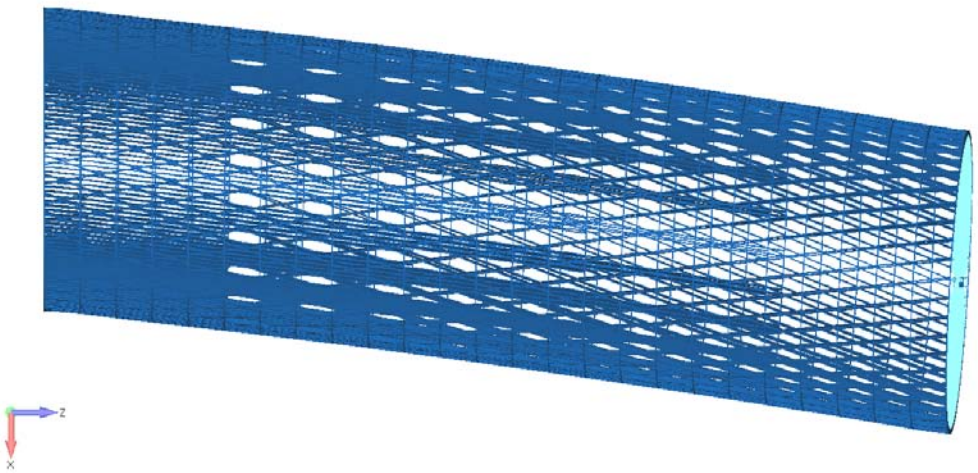


Рис. 8. Первая форма собственных колебаний сетчатых цилиндрических оболочек

Представленные результаты выявили очевидное преимущество оболочек с продольными ребрами перед оболочками с однородной структурой. Зависимости, представленные на рис. 7, показывают, что оболочки с продольными ребрами имеют в среднем в 2,1 раза большую первую собственную частоту колебаний f_1, чем оболочки с однородной структурой.

Отметим, что оболочки с однородной структурой в диапазоне значений φ от 15° до 25° демонстрируют увеличение значения f_1; затем при изменении φ от 25° до 45° наблюдается снижение f_1 до минимума.

Рассмотрим подробнее результаты модального анализа оболочек с продольными ребрами. Из табл. 1 следует, что для таких оболочек разница между наименьшим и наибольшим значением первой собственной частоты колебаний составила 78 %. Наибольшее значение первой собственной частоты f_1 достигнуто для оболочек с углом наклона спиральных

ребер φ = 45° и числом спиральных ребер одного направления N = 72. Наименьшее значение f_1 для каждого N реализуется в сочетании с φ = 15°.

Стоит также отметить, что на графиках (см. рис. 7) наблюдается значительное (примерно в 2 раза по каждой кривой) увеличение значения f_1 для оболочек с углом наклона спиральных ребер φ в диапазоне от 15° до 30°. Вероятно, это связано с тем, что увеличение значения φ влечет за собой сгущение сетчатой структуры. Габаритные размеры типовых сегментов уменьшаются, что ведет к увеличению жесткости конструкции. Можно предположить, что в указанном диапазоне в сетчатой структуре происходит переход от пространственной ферменной конструкции к оболочке. Это предположение также объясняет небольшую разницу в значениях f_1 для оболочек с углом φ от 30° до 45°.

Анализ деформативности. При анализе деформативности произведена оценка величины прогибов δ для оболочек переменной жесткости с различными значениями φ и N. Прогибы δ определялись как значения максимальных перемещений оболочки, нагруженной поперечной силой P_X = 200 кН согласно схеме на рис. 9. В сечении верхнего торца сетчатой цилиндрической оболочки создан абсолютно жесткий элемент типа RIGID, к центральному узлу которого прикладывается нагрузка.

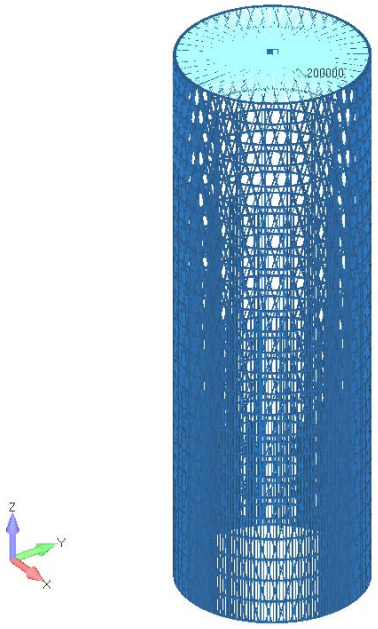


Рис. 9. Схема нагружения сетчатых цилиндрических оболочек при анализе деформативности

Граничные условия при нагружении силой P_X представляют собой ограничение перемещений нижнего сечения цилиндрической оболочки по шести степеням свободы.

В табл. 2 представлены значения прогибов δ (мм) сетчатых цилиндрических оболочек от действия силы P_X для оболочек с различными значениями φ и N. На рис. 10 показаны зависимости δ(N,φ). Деформированный контур сетчатых оболочек, нагруженных поперечной изгибающей силой P_X, характерен для оболочек с различными значениями φ и N и приведен на рис. 11.

Таблица 2

Значения прогибов δ (мм) для цилиндрических оболочек от действия силы P_X = 200 кН

φ, °	N		
	48	60	72
15	42,9	31,6	26,1
20	29,1	23,0	18,7
25	23,5	18,9	15,7
30	21,3	16,4	14,2
35	21,0	16,5	13,6
40	19,8	16,4	13,4
45	21,0	16,7	13,7

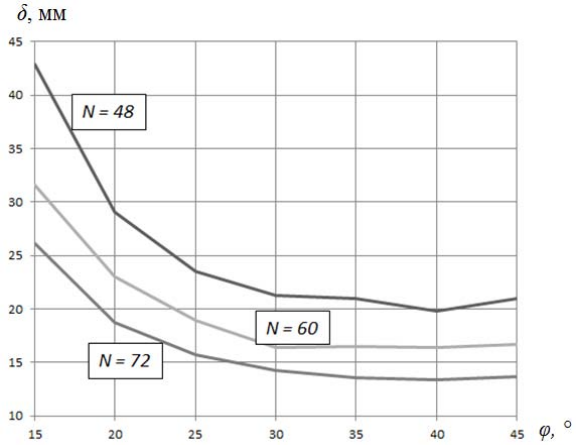


Рис. 10. Зависимость δ(N,φ)

Анализ устойчивости. Рассмотрим задачу устойчивости сетчатой оболочки переменной жесткости при действии поперечной изгибающей силы. Нижний край оболочки полностью закреплен, а верхний край может перемещаться свободно. К верхнему краю оболочки аналогично схеме, представленной на рис. 9, в центральный узел абсолютно жесткого элемента приложено изгибающее усилие P_X. В табл. 3 представлены значения критической силы P_X_cr при различных значениях φ и N. На рис. 12 показаны зависимости P_X_cr(N,φ). Сетчатые оболочки при нагружении поперечной силой P_X теряют устойчивость в сжатой либо растянутой зоне у закрепленного края. В целом форма потери устойчивости оболочек характерна для различных значений φ и N и приведена на рис. 13.

Таблица 3

Значения критической силы P_X_cr (кН) для цилиндрических оболочек переменной жесткости

φ, °	N		
	48	60	72
15	529	730	880
20	770	997	1226
25	1011	1287	1561
30	1238	1610	1924
35	1456	1853	2236
40	1706	2119	2567
45	1874	2387	2884

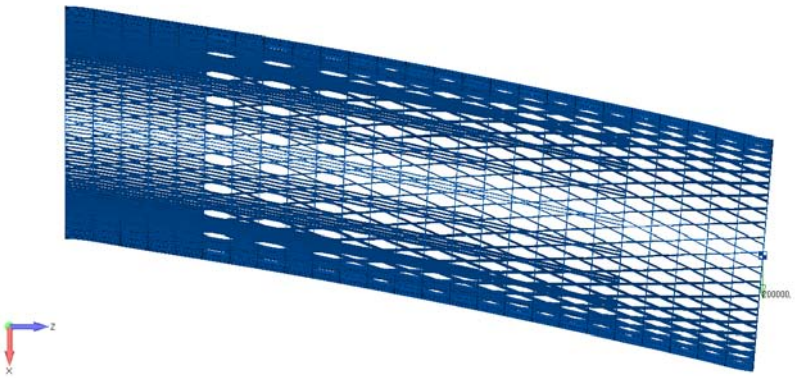


Рис. 11. Деформированный контур сетчатых цилиндрических оболочек, нагруженных поперечной изгибающей силой P_X

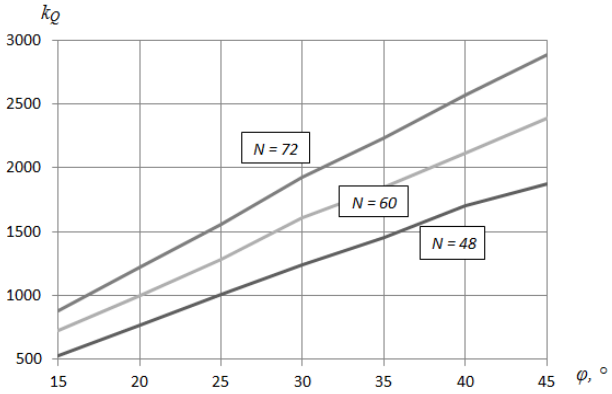


Рис. 12. Зависимость $P_X_cr(N,\varphi)$

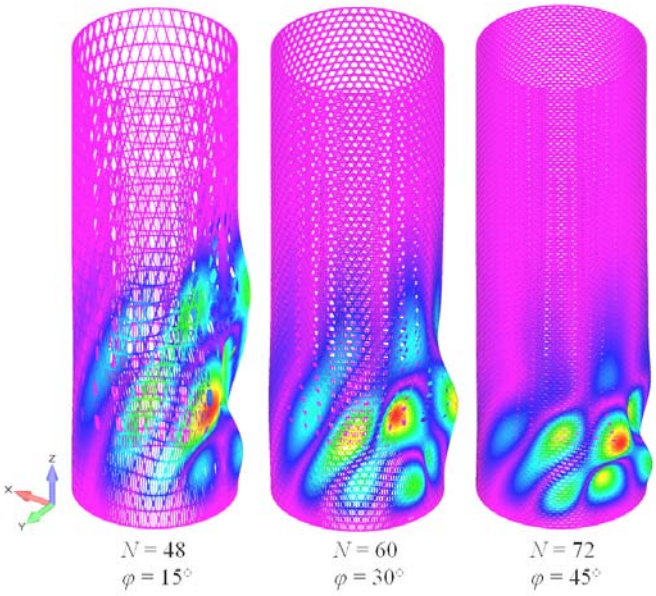


Рис. 13. Формы потери устойчивости сетчатых оболочек с различными значениями N и φ

Стоит отметить, что с увеличением значений N и φ зона потери устойчивости смещается в сторону закрепленного края оболочки.

Заключение. Модальный анализ доказал эффективность введения в сетчатую цилиндрическую оболочку дополнительных продольных ребер, а также выявил зависимость первой частоты собственных колебаний сетчатой цилиндрической оболочки с продольными ребрами f_1 от значения параметров сетчатой структуры. Анализы устойчивости и деформативности позволили оценить значения критических усилий для сетчатых цилиндрических оболочек переменной

жесткости с различными значениями N и φ. Полученные результаты могут применяться при проектировании силовых конструкций космических аппаратов.

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEF157414X0082.

Acknowledgments. This work was supported by the Ministry of Education and Science of Russian Federation, unique identifier of the project RFMEF157414X0082.

Библиографические ссылки

1. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М. : Изд-во МГТУ им. Баумана, 1998. 516 с.

2. Панин В. Ф., Гладков Ю. А. Конструкции с заполнителем. М. : Машиностроение, 1991. 272 с.

3. Ендогур А. И., Вайнберг М. В., Иерусалимский К. М. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. М. : Машиностроение, 1986. 200 с.

4. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application // Composite Structures. 2001. Vol. 54. P. 361–370.

5. Vasiliev V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications // Composite Structures. 2006. Vol. 76. P. 182–189.

6. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение к космической технике / В. В. Васильев [и др.] // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.

7. Vasiliev V., Barynin V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications // Composite Structures. 2012. Vol. 94. P. 17–27.

8. Vasiliev V., Razin A., Nikityuk V. Development of geodesic composite fuselage structure // International Review of Aerospace Engineering. 2014. Vol. 7, No. 1. P. 48–54.

9. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения. Красноярск, 2011. 488 с.

10. Totaro G. Local buckling modelling of isogrid and anisogrid lattice cylindrical shells with hexagonal cells // Composite Structures. 2013. Vol. 95. P. 403–410.

11. Zheng Q., Ju S., Jiang D. Anisotropic mechanical properties of diamond lattice composites structures // Composite Structures. 2014. Vol. 109. P. 23–30.

12. Hou A., Gramoll K. Compressive strength of composite latticed structures // Journal of Reinforced Plastics and Composites. 1998. Vol. 17. P. 462–483.

13. Deformation and failure mechanisms of lattice cylindrical shells under axial loading / Y. Zhang [et al.] // International Journal of Mechanical Sciences. 2009. Vol. 51. P. 213–221.

14. Experimental study and finite element analysis of the elastic instability of composite lattice structures for aeronautic applications / E. Frulloni [et al.] // Composite Structure. 2007. Vol. 78. P. 519–528.

15. Fan H., Jin F., Fang D. Uniaxial local buckling strength of periodic lattice composites // Materials and Design. 2009. Vol. 30. P. 4136–4145.

16. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.

References

1. Bulanov I. M., Vorobey V. V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Technology of rocket and space designs made by composite materials]. Moscow, MGTU im. Baumana Publ., 1998, 516 p.

2. Panin V. F., Gladkov Yu. A. *Konstruktsii s zapolnitelem* [Sandwich constructions]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 272 p.

3. Endogur A. I., Vaynberg M. V., Ierusalimskiy K. M. *Sotovye konstruktsii. Vybor parametrov i proektirovanie* [Honeycomb structures. Selection of the parameters and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 200 p.

4. Vasiliev V., Barynin V., Rasin A. Anisogrid lattice structures – survey of development and application. *Composite Structures.* 2001, Vol. 54, P. 361–370.

5. Vasiliev V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures.* 2006, Vol. 76, P. 182–189.

6. Vasiliev V. V., Barynin V. A., Rasin A. F. [Anisogrid composite lattice structures – development and space applications]. *Kompozity i nanostruktury*. 2009, No. 3, P. 38–50 (In Russ.).

7. Vasiliev V., Barynin V., Razin A. Anisogrid composite lattice structures – development and aerospace applications. *Composite Structures.* 2012, Vol. 94, P. 17–27.

8. Vasiliev V., Razin A., Nikityuk V. Development of geodesic composite fuselage structure. *International Review of Aerospace Engineering.* 2014, Vol. 7, No. 1, P. 48–54.

9. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Bases of design of spacecrafts of information support]. Krasnoyarsk, 2011, 488 p.

10. Totaro G. Local buckling modelling of isogrid and anisogrid lattice cylindrical shells with hexagonal cells. *Composite Structures*. 2013, Vol. 95, P. 403–410.

11. Zheng Q., Ju S., Jiang D. Anisotropic mechanical properties of diamond lattice composites structures. *Composite Structures*. 2014, Vol. 109, P. 23–30.

12. Hou A., Gramoll K. Compressive strength of composite latticed structures. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 1998, Vol. 17, P. 462–483.

13. Zhang Y., Xue Z., Chen L., Fang D. Deformation and failure mechanisms of lattice cylindrical shells under axial loading. *International Journal of Mechanical Sciences*. 2009, Vol. 51, P. 213–221.

14. Frulloni E., Kenny J., Conti P., Torre L. Experimental study and finite element analysis of the elastic instability of composite lattice structures for aeronautic applications. *Composite Structure*. 2007, Vol. 78, P. 519–528.

15. Fan H., Jin F., Fang D. Uniaxial local buckling strength of periodic lattice composites. *Materials and Design*. 2009, Vol. 30, P. 4136–4145.

16. Rychkov S. P. *Modelirovanie konstruktsiy v srede Femap with NX Nastran* [Structure simulation in Femap with NX Nastran sphere]. Moscow, DMK Press Publ., 2013, 784 p.

© Хахленкова А. А., 2016

УДК 621.316.9

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1037–1042

ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ЗАЩИТЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ПЕРЕМЕННЫМ ТОКОМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ НА ПРИМЕРЕ САМОЛЕТА ИЛ-96

Е. Д. Шемелев*, М. А. Трушин, Н. В. Юрковец, Р. А. Акзигитов, Н. А. Титов

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: shemelev_zhenya_@mail.ru

В настоящее время система электроснабжения, электрооборудование и электросистемы широко используются на современных воздушных судах гражданской авиации, выполняя различные функции. Являясь основной частью авиационного оборудования, эти системы объединили в себе источники электрической энергии, электрическую сеть с системой распределения и потребителями электроэнергии. На современных самолетах основными источниками электрической энергии являются генераторы трехфазного тока напряжением 200/115 В, постоянной стабилизированной частоты 400 Гц. От безотказной работы системы электроэнергии зависит эффективность работы всех систем самолета, питающихся от энергии тока, и, в конечном счете, безопасное выполнение основной задачи полета по перевозке пассажиров, грузов и т. д. Проведен анализ системы электропитания переменным трехфазным током воздушного судна на примере летательного аппарата Ил-96. Рассмотрена основная четырехканальная система переменного трехфазного тока 200/115 В, стабилизированной частоты 400 Гц. Представлен ее состав и виды защиты каналов генерирования. Выявлены достоинства и недостатки существующей системы защиты от коротких замыканий в генераторе или его фидере, от повышения напряжения в любой из фаз, от отклонения частоты, от обрыва любой из фаз, от перегрузки канала при токе в любой из фаз и т. д. Выработаны и представлены предложения по совершенствованию существующей защиты системы электроснабжения с целью ее дальнейшей работоспособности с высокой надежностью и безотказностью.

Ключевые слова: надежность, безопасность, работоспособность, безотказность, электрооборудование, электросистемы.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1037–1042

WAYS OF IMPROVING THE PROTECTION OF ALTERNATING CURRENT FEED SYSTEM OF AIRCRAFT OF CIVIL AVIATION ON THE EXAMPLE OF ILYUSHIN-96

E. D. Shemelev*, M. A. Trushin, N. V. Yurkovets, R. A. Akzhigitov, N. A. Titov

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk 660037, Russian Federation
*E-mail: shemelev_zhenya_@mail.ru

At the present time electrical power system, electrical equipment and electrical systems are widely used on modern aircrafts of civil aviation, performing different functions. As a major part of aviation equipment, these systems have combined the sources of electrical energy, the electrical network of the distribution system and consumers of electricity. On modern aircraft the main sources of electric energy generators are of three-phase current voltage of 200/115 V, stable constant frequency of 400 Hz. From trouble-free operation of the system of electricity depends on the efficiency of all systems of the aircraft, powered by energy current and will eventually secure the essential task of flight for the carriage of passengers, cargo, etc. In the given work the analysis of the power system three-phase alternating current of an aircraft for example an aircraft Il-96. Basic four-channel system AC three phase 200/115 V, stabilized frequency of 400 H is considered. The composition and types of protection channels generate are presented. Strengths and weaknesses of the existing system of protection against short circuits in the generator or feeder, from the increase in voltage in any phase, from the deviation of frequency, from breakage of any phase, overload channel when current in any phase, and so on have been identified. Proposals for improving the existing protection of power supply system with a view to its further efficiency with high reliability and dependability have been developed and presented.

Keywords: reliability, safety, operability, reliability, electrical equipment, electrical systems.

Введение. Эффективность решения поставленных перед гражданской авиацией задач характеризуется такими комплексными системными показателями, как безотказность, регулярность и экономичность полетов. Достижение высокого уровня регулярности и экономичности полетов при их полной безопасности обеспечивается эффективной работой всей авиационной техники, работой летного и инженерно-технического персонала при подготовке к вылету, обслуживании и ремонте авиатехники [1].

Электрооборудование является основной частью специального (авиационного) оборудования воздушного судна и объединяет в себе источники электрической энергии, переменного и постоянного тока, электрическую сеть и потребителей электроэнергии. Электрооборудование современных воздушных судов обладает большой эксплуатационной надежностью, постоянно готово к действию, удобно в обслуживании, имеет сравнительно небольшую массу и габариты, в целом его технические показатели обеспечивают высокое качество работы, что позволяет эффективно решать поставленные перед гражданской авиацией основные задачи по обеспечению потребности граждан по перевозке пассажиров, груза, багажа и т. д. [2].

Для обеспечения воздушного судна электропитанием, в частности на Ил-96, имеются следующие системы переменного тока:

1) основная четырехканальная система переменного трехфазного тока 115/200 В, 400 Гц;

2) аварийная система питания переменным однофазным током 115 В, 400 Гц;

3) вспомогательная система переменного трехфазного тока 115/200 В, 400 Гц;

4) система питания переменного трехфазного тока 115/206 В, 400 Гц от наземных источников.

Более подробно мы остановимся на основной четырехканальной системе переменного трёхфазного тока 115/200 В, 400 Гц [3].

Она состоит из четырех автономных каналов переменного трехфазного тока 115/200 В, 400 Гц с заземленной силовой нейтралью, обозначается СПЗС4Б60Б. Параллельная работа генераторов не предусмотрена. Подсистема каждого борта включает в себя два автономных канала генерирования. В случае отказа или отключения обоих генераторов одной подсистемы предусмотрено ручное переключение питания потребителей неисправной подсистемы к одному из генераторов исправной подсистемы. В этом случае необходимо исключить перегрузку данного генератора путем ручного отключения менее необходимых потребителей, и прежде всего буфетов, подключенных к обеим подсистемам [4].

Система СПЗС4Б60Б обеспечивает автоматическое отключение электропитания обоих буфетов при одновременной остановке двух двигателей одного борта. Сигнализация об отдельных отказах в системе переменного тока осуществляется с помощью соответствующей световой сигнализации на панели управления системы электроснабжения (СЭС), включения звуковой сигнализации и выдачи сообщений по системе речевой информации [5].

Система защиты каждого канала генерирования обеспечивает следующие виды защиты:

– от коротких замыканий в генераторе или его фидере – без задержки времени;

– от повышения напряжения в любой из фаз выше уровня 126 ± 3 В или ниже уровня 111 ± 3 В с выдержкой времени не более 6 ± 0,9 с;

– от отклонения частоты ниже 375 + 5 Гц или выше 425 ± 5 Гц с выдержкой времени не более 6 ± 0,9 с;

– от сильного повышения частоты (разнос генератора) выше 465–480 Гц без выдержки времени и с автоматическим расцеплением генератора;

– от обрыва любой из фаз либо обрыва нулевой фазы генератора;

– от перегрузки канала при токе в любой из фаз генератора 170–220 А с выдержкой времени 4 ± 0,6 с [6].

Электрическая защита от повышения или понижения напряжения или частоты носит необратимый характер. Поэтому для снятия указанного отказа канала генерирования необходимо отключение и последующее включение канала с помощью кнопки-табло этого канала на панели управления СЭС [7].

Защита, срабатывающая от повышения напряжения в любой из фаз выше уровня 126 ± 3 В или ниже уровня 111 ± 3 В, от отклонения частоты ниже 375 + 5 Гц или выше 425 ± 5 Гц, от перегрузки канала при токе в любой из фаз генератора 170–220 А выполняется с достаточно большой выдержкой времени (6 ± 0,9 с; 4 ± 0,6 с). При таком достаточно большом количестве времени защита может не успеть сработать, что, в свою очередь, может привести к необратимым последствиям в работе всех систем самолета [8].

Защита от коротких замыканий в генераторе ГТ60НЗЧ12К или его фидере и защита от сильного повышения частоты (разноса генератора) выше 465–480 Гц вместе с тремя пунктами защиты, рассмотренными выше, аналогичны защите от обрыва любой из фаз либо обрыва нулевой фазы генератора ГТ60НЗЧ12К и выполнены в единственном экземпляре [9].

Если же в какой-либо из пунктов защиты в процессе эксплуатации (на самолете ИЛ-96 система защиты каналов генерирования производит защиту по шести наименованиям) произойдет срабатывание на положительный результат (т. е. действительно сработает из-за какой-либо неисправности), а не на обычный скачок напряжения, частоты, или тока с выдержкой времени (что позволит запустить защиту вручную повторно на панели СЭС), то в дальнейшем обеспечить повторный запуск защиты на какой-либо из рассмотренных выше отказов будет невозможно, что, в свою очередь, делает дальнейшую эксплуатацию самолета ИЛ-96 небезопасным в процессе полета. Возникает необходимость посадки данного самолета на ближайший аэродром для устранения какой-либо из неисправностей.

Также защита каналов генерирования не обеспечивает защиту на разность фазных токов и защиту при больших токах небаланса, что в свою очередь может сказаться на точности и на эффективности работы защиты [10].

Проведя анализ данной системы защиты каналов генерирования на самолете ИЛ-96, а также существующих на сегодняшний день видов различных защит систем электроснабжения, в том числе и дифференциальных, предлагаем рассмотреть два вида, наиболее подходящих из этого семейства – продольные и поперечные дифференциальные защиты – для их дальнейшей совместной работы по улучшению существующих показателей защиты каналов генерирования [11].

Дифференциальная защита линий типа ДЗЛ. Основу предлагаемой комбинированной дифференциальной защиты будет составлять продольная дифференциальная защита линий типа ДЗЛ (рис. 1).

Работа ДЗЛ основана на сравнении величин и фаз токов на концах защищаемой линии.

В рабочих обмотках реле (Раб. Об. Р) протекает разность токов своего и противоположного концов, т. е. ток небаланса, а в тормозных (Об-а. Торм.) – ток короткого замыкания, проходящий по защищаемой линии. Токи, поступающие в изолирующий трансформатор (Изол-ий. Тр-р.), сдвинуты по фазе на 180° и циркулируют по соединительным проводам. При повреждениях на защищаемой линии токи по ее концам (I_I и I_{II}), а следовательно, и напряжения (U_I и U_{II}) совпадают по фазе.

В рабочих обмотках реле (Раб. Об. Р.) протекают согласно направленные токи, которые суммируются, а в тормозных обмотках (Об-а. Торм.) – полные токи. Благодаря подобранному соотношению витков ток в рабочей обмотке (Раб. Об. Р.) преодолевает противодействие тормозного тока (Об-а. Торм.), и защита действует на отключение. При наличии автоматического контроля повреждения кабеля обнаруживаются, как правило, своевременно, и случаи ложной работы защиты по этой причине редки [12].

Направленная поперечная дифференциальная защита. Дополнять основу предлагаемой комбинированной дифференциальной защиты будет направленная поперечная дифференциальная защита нулевой последовательности и защиты с разделительными комплектами от междуфазных и однофазных коротких замыканий.

Направленная поперечная дифференциальная защита основана на сравнении величины и направления токов нулевой последовательности, протекающих по параллельным линиям при коротких замыканиях на корпус самолета [13].

Схема защиты, показанная на рис. 2, состоит из пускового токового реле T_0 и реле направления мощности M_0 двустороннего действия, включенных на разность токов $3I_0$ (разность суммарного значения токов I_A, I_B, I_C на двух ветвях параллельных линий – I и II). Обмотка напряжения реле M_0 питается напряжением $3U_0$ (U_A, U_B, U_C).

Поперечная дифференциальная защита нулевой последовательности обладает более высокой чувствительностью при коротком замыкании на корпус самолета, чем защита, реагирующая на фазный ток (срабатывает при скачке тока от 0,1–0,3 А).

Теперь рассмотрим направленную поперечную дифференциальную защиту с раздельными комплектами от междуфазных и однофазных коротких замыканий [14].

В тех случаях, когда фазная поперечная дифференциальная защита имеет недостаточную чувствительность к однофазным коротким замыканиям, ее целесообразно дополнить комплектом дифференциальной защиты нулевой последовательности. Полная схема такой защиты показана на рис. 3. В этой схеме комплект, включенный на разность фазных токов, выполняется двухфазным [15].

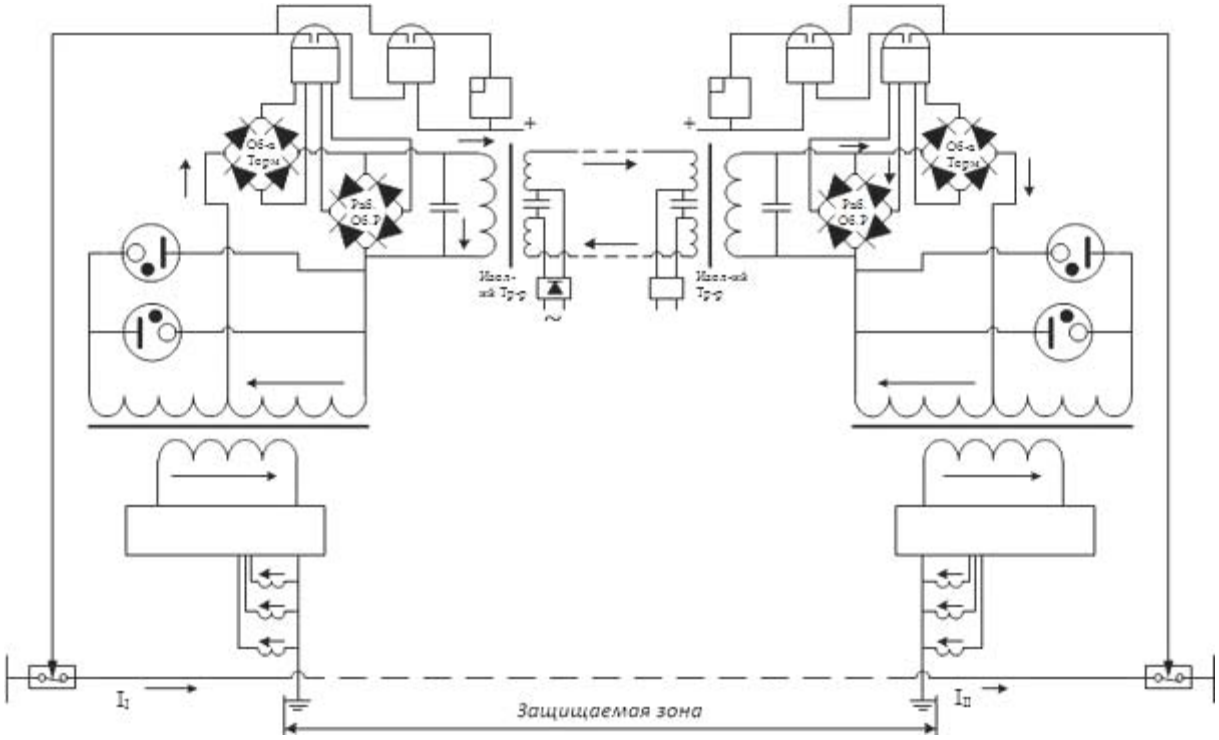


Рис. 1. Принципиальная схема защиты ДЗЛ

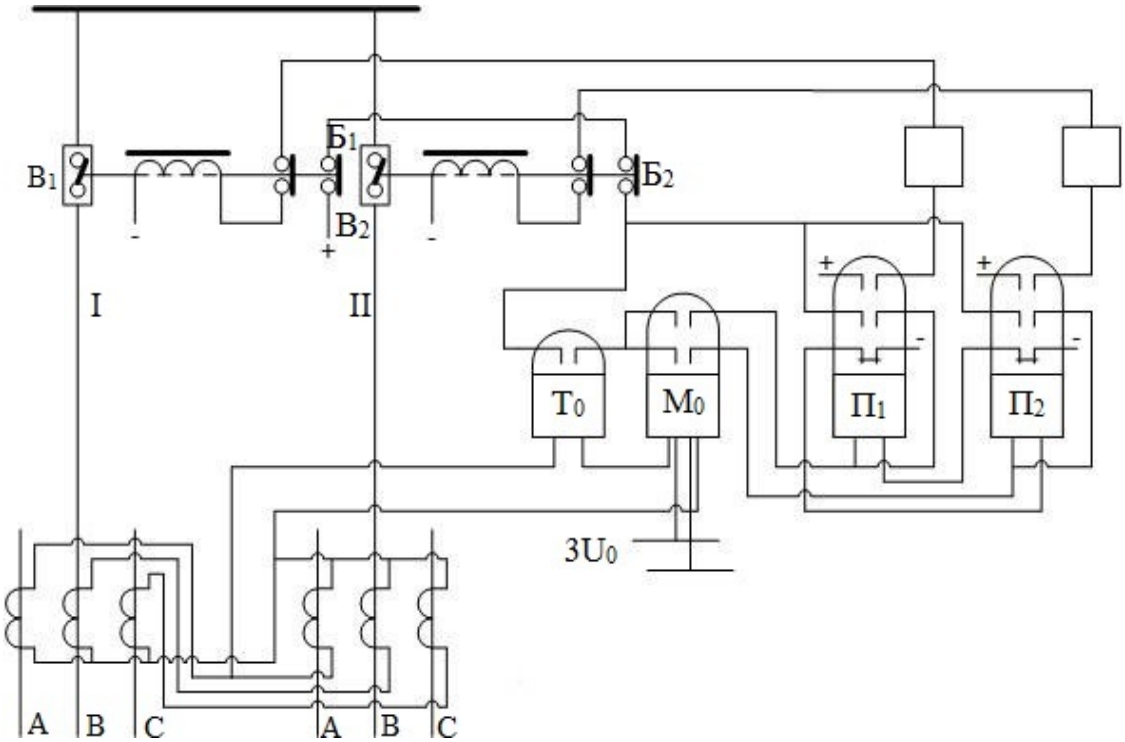


Рис. 2. Схема поперечной направленной дифференциальной защиты нулевой последовательности

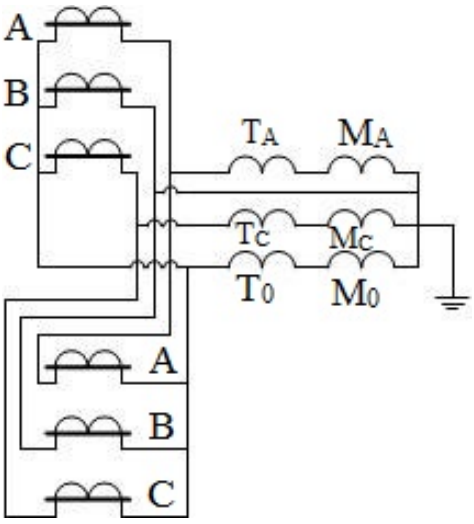


Рис. 3. Принципиальная схема направленной поперечной дифференциальной защиты

Предлагаемая комбинированная дифференциальная защита может способствовать улучшению существующих характеристик защиты каналов генерирования.

Так как принцип действия комбинированной защиты прост и надежен, достоинствами и недостатками данной защиты будут следующие.

Достоинства:

1) нереагирование на качания и перегрузки;

2) отсутствие выдержки времени (не больше 10–20 мс), т. е. отсутствие задержки размыкания замыкающих контактов;

3) простота схемы;

4) относительно небольшая стоимость по сравнению с другими видами защит;

5) простота выбора параметров защиты.

Недостатки:

1) возможность ложной работы при повреждении соединительных проводов;

2) каскадное действие, вызывающее замедленное отключение короткого замыкания в зоне каскадного действия;

3) мертвая зона по напряжению, т. е. участок линии передачи, на котором данная защита не действует;

4) необходимость вывода из действия защиты при отключении одной линии, в связи с чем требуется дополнительная полноценная защита для оставшейся линии;

5) неправильная работа защиты при обрыве провода линии с односторонним заземлением [16].

Заключение. Мы предлагаем улучшить виды защит от повышения напряжения в любой из фаз выше уровня 126 ± 3 В или ниже уровня 111 ± 3 В с выдержкой времени не более 6 ± 0,9 с, от отклонения частоты ниже 375 + 5 Гц или выше 425 ± 5 Гц с выдержкой времени не более 6 ± 0,9 с, от перегрузки канала при токе в любой из фаз генератора 170–220 А с выдержкой времени 4 ± 0,6 с, путем уменьшения (практически приближения к нулю) выдержки времени, приблизив ее к минимально допустимым значениям (не больше 10–20 мс).

Также в частном порядке предлагаемая комбинированная дифференциальная защита внесет изменения в защиту канала генерирования от перегрузки при токе в любой из фаз генератора 170–220 А путем чувствительных элементов, установленных в поперечной дифференциальной защите нулевой последовательности, которые будут реагировать на фазный ток при коротком замыкании (чувствительность срабатывания при скачке тока будет от 0,1–0,3 А), что позволит в свою очередь избежать нежелательных последствий в процессе эксплуатации ИЛ-96 [16; 17].

И в заключение, для того чтобы повысить процент на безотказную работу канала генерирования, предлагается продублировать систему защиты на каждое из наименований отказов два раза. Это позволит в случае положительного срабатывания защиты на любой из отказов продолжить ей работать в стационарном режиме, что, в свою очередь, разрешит дальнейшую эксплуатацию самолета в полете. И как следствие, для надежной работы головной системы и подсистемы левого и правого борта (каждая из подсистем включает в себя два канала генерирования) целесообразно использовать предлагаемую комбинированную дифференциальную защиту на каждом канале генерирования для увеличения ее надежности и безотказной работы при коротких замыканиях.

Библиографические ссылки

1. Беркович М. А., Вавик В. Н. Справочник по релейной защите. М. : Госэнергоиздат, 1963. 512 с.
2. Сирота И. М. Защита от замыканий на землю в электрических системах. Киев : АН УССР, 1955. 208 с.
3. Смородинский Я. М., Волков В. М. Руководящие указания по наладке, проверке и эксплуатации продольной дифференциальной защиты линий типа ДЗЛ. М. : Госэнергоиздат, 1962. 119 с.
4. Костров М. Ф., Соловьев И. И., Федосеев А. М. Основы техники релейной защиты. М. : Госэнергоиздат, 1944. 439 с.
5. Федосеев А. М. Релейная защита электрических систем. М. : Госэнергоиздат, 1952. 480 с.
6. Федосеев А. М. Основы релейной защиты. М. : Госэнергоиздат, 1961. 93 с.
7. Чернобровов Н. В. Релейная защита. М. : Госэнергоиздат, 1958. 591 с.
8. Беркович М. А., Семенов В. А. Основы техники и эксплуатации релейной защиты. М. : Энергия, 1964. 370 с.
9. Синдеев И. М. Электроснабжение летательных аппаратов. М. : Транспорт, 1982. 272 с.
10. Брускин Д. Э., Синдеев И. М. Электроснабжение летательных аппаратов. М. : Высш. шк., 1988, 263 с.
11. Злочевский В. С. Системы электроснабжения пассажирских самолетов. М. : Машиностроение, 1971. 375 с.
12. Бертинов А. И. Специальные электрические машины. М. : Энергоиздат, 1982. 552 с.
13. Руководство по технической эксплуатации самолета Ил-96 / ОАО «Ил». 2003. 514 с.
14. Руководство по летной эксплуатации самолета Ил-96 / ОАО «Ил». 2003. 522 с.
15. О выборе стратегий эксплуатации технических систем / И. И. Вайнштейн [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (54). С. 20–25.
16. Мизрах Е. А., Штабель Н. В., Копылов Е. А. Моделирование устройства защитного отключения сетей постоянного тока // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (56). С. 179–184.
17. Коптелев А. Н. Авиационное и радиоэлектронное оборудование воздушных судов гражданской авиации. Самара : Самарский гос. аэрокосмич. ун-т. им. С. П. Королёва, 2011. 555 с.

References

1. Berkovich M. A, Vavik V. N. *Spravochnik po releynoy zashchite* [Handbook of relay protection]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1963, 512 p.
2. Sirota I. M. *Zashchita ot zamykaniy na zemlyu v elektricheskikh sistemakh* [Protection against earth faults in electrical systems]. Kiev, AN USSR Publ., 1955, 208 p.
3. Smorodinskii Y. M., Volkov V. M. *Rukovodyashchie ukazaniya po naladke, proverke i ekspluatatsii prodol'noy differentsial'noy zashchity liniy tipa DZL* [Guidelines for setting up, testing and operation of the longitudinal differential protection DZL]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1962, 119 p.
4. Kostrov M. F., Solovyov I. I., Fedoseev A. M. *Osnovy tekhniki releynoy zashchity* [Basic techniques of relay protection]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1944, 439 p.
5. Fedoseev A. M. *Releynaya zashchita elektricheskikh sistem* [Relay protection of electric systems]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1952, 480 p.
6. Fedoseev A. M. *Osnovy releynoy zashchity* [Fundamentals of relay protection]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1961, 93 p.
7. Chernobrovov N. V. *Releynaya zashchita* [Relay protection]. Moscow, Gosenergoizdat Publ., 1958, 591 p.
8. Berkovich M. A., Semenov V. A. *Osnovy tekhniki i ekspluatatsii releynoy zashchity* [Basic techniques and operation of relay protection]. Moscow, Energiya Publ., 1964, 370 p.
9. Sindeev I. M. *Elektrosnabzhenie letatel'nykh apparatov* [Electricity aircraft]. Moscow, Transport Publ., 1982, 272 p.
10. Bruskin D. E., Sindeev I. M. *Elektrosnabzhenie letatel'nykh apparatov* [Electricity aircraft]. Moscow, Vysshaja shkola., 1988, 263 p.
11. Zlochevskiy V. S. *Sistemy elektrosnabzheniya passazhirskikh samoletov* [Electric power supply systems of passenger planes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971, 375 p.

12. Bertinov A. I. *Spetsial'nye elektricheskie mashiny* [Special electrical machines]. Moscow, Energoizdat Publ., 1982, 552 p.

13. Guidelines for the technical operation of the IL-96 aircraft. OJSC "Il". 2003, 514 p.

14. Flight Manual IL-96 aircraft. OJSC "Il". 2003, 522 p.

15. Weinstein I. I., Mikhalchenko G. E., Weinstein Y. V., Safonov K. V. [About the choice of strategy for operation of technical systems]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 2 (54), P. 20–25 (In Russ.).

16. Mizrah E. A. N Stack. V., Kopylov E. A. [Simulation of protective devices a direct current networks]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 2 (56), P. 179–184 (In Russ.).

17. Koptelov A. N. *Aviatsionnoe i radioelektronnoe oborudovanie vozdushnykh sudov grazhdanskoy aviatsii* [Aviation and radio-electronic equipment of aircraft of civil aviation]. Samara, Samara St. Univ. Publ., 2011, 555 c.

© Шемелев Е. Д., Трушин М. А., Юрковец Н. В., Акзигитов Р. А., Титов Н. А., 2016

Раздел
Part
3

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS SCIENCE

УДК 536.46

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1044–1052

АНАЛИЗ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКИ НА ОБЪЕКТАХ ХРАНЕНИЯ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

М. Е. Баранов[1*], Л. А. Герасимова[1], В. Е. Герасимова[1], С. В. Хижняк[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]Красноярский государственный аграрный университет
Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, просп. Мира, 90
[*]E-mail: me_baranov@mail.ru

Объектом исследования являлись почва и грунт в зоне хранения компонентов ракетного топлива (КРТ) воинской части 12313 (Техническая ракетная база), которая располагалась в 11 км юго-западнее поселка Памяти 13 Борцов Емельяновского района Красноярского края. Установлено, что уровни радиации (мощность экспозиционной и эквивалентной доз внешнего гамма-излучения, уровни альфа- и бета-полей, удельная активность радионуклидов, в том числе техногенного цезия-137) на объекте соответствуют фоновым показателям. Содержание КРТ в грунте составляет 0,001 мг/л, что соответствует уровню «Опасно» по показаниям войскового прибора химической разведки. Биоиндикация с использованием Pinus sylvestris L., а также биотестирование с использованием Lepidium sativum L. показало, что после ликвидации воинской части в районе поселка Памяти 13 Борцов из-за попадания в почву значительного количества КРТ сложилась неблагоприятная экологическая обстановка, что нашло своё отражение в сохранении высокого уровня фитотоксичности грунта. Остались бесхозным специальные сооружения, строительный мусор, остатки емкостей, топливной арматуры с химическими загрязнениями. В этой связи требуется проведение рекультивации данной территории. При проведении работ по детоксикации и реабилитации почв необходимо учитывать ярко выраженную пространственную неравномерность уровня остаточной загрязнённости. Для расчета объёма и технологии работ рекомендуется провести микробиологический анализ грунта и составить детальную карту фитотоксичности. При составлении карты фитотоксичности рекомендуется учитывать следующий комплекс показателей: энергию прорастания тест-культуры, митотический индекс, длину проростков на 5-й день культивирования.

Ключевые слова: несимметричный диметилгидразин, почва, фитотоксичность, биотестирование, рекультивация.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1044–1052

ANALYSIS OF THE ENVIRONMENTAL SITUATION ON STORAGE SITE OF ROCKET FUEL

M. E. Baranov[1*], L. A. Gerasimova[1], V. E. Gerasimova[1], S. V. Khizhnyak[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]Krasnoyarsk State Agrarian University
90, Mira Av., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation
[*]E-mail: me_baranov@mail.ru

The object of the study was the soil and the soil in the storage area of KRT military unit 12313 (technical missile base), which was located in 11 km south-west of Pamyati 13 Bortsov village Emelyanovsky district of Krasnoyarsk region. The levels of radiation (exposure and equivalent doses of external gamma-radiation levels of alpha- and beta-fields, the specific activity of radionuclides, including man-made cesium-137) on the object correspond to background characteristics. The concentration of KRT in soil is 0.001 mg/l, which corresponds to the level of "Danger" according to the testimony of the army device of chemical investigation. Bioindication with the use of Pinus sylvestris L., as well as the bioassay using Lepidium sativum L. showed that after the elimination of the military unit near the settlement of Pamyati 13 Bortsov due to contact with soil significant amount of KRT was unfavorable ecological situation that has reflected in maintaining a high level of phytotoxicity of soil. Special structures, debris, remains of tanks, fuel valves with chemical contaminants are ownerless there. This requires conducting the reclamation of the area. When carrying out detoxification and rehabilitation of soils a strong spatial irregularity of the level of residual contamination must be

considered. To calculate the volume and technology of works it is recommended to carry out microbiological analysis of soil and to make a detailed map of phytotoxicity. When drawing the map of phytotoxicity it is recommended to consider the following set of indicators: the energy of the germination test cultures, mitotic index, and length of seedlings on the 5th day of cultivation.

Keywords: unsymmetrical dimethylhydrazine, soil, phytotoxicity, bioassay, reclamation.

Введение. Вооруженные Силы Российской Федерации ведут многоплановую деятельность, влияющую на экологическую обстановку на территории нашей страны. В войсковых частях имеется большое число потенциально опасных в экологическом отношении военных объектов, таких как пусковые установки баллистических ракет, хранилища и склады ракетных топлив, боеприпасов, вооружения и военной техники, горюче-смазочных материалов и т. д. [1]. При выводе из эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ) происходит загрязнение окружающей природной среды: атмосферного воздуха, почвы, поверхностных и подземных вод, растительного и животного мира. Кроме того, на этих объектах могли происходить аварии, приводящие к более серьезным и, возможно, непоправимым экологическим последствиям [2; 3]. Наиболее опасным фактором негативного воздействия ракетно-космической техники на окружающую природную среду является загрязнение территорий компонентами ракетных топлив (КРТ). Особую опасность представляет один из высокотоксичных химических компонентов ракетных топлив – несимметричный диметилгидразин (НДМГ). Серьезной экологической проблемой является слив из ракет и специальных емкостей КРТ при выводе их из эксплуатации. Извлечение всего объема топлива – технологически сложный и опасный процесс. В связи с этим возникает необходимость проведения экологических исследований в области воздействия объектов РКТ на природную среду, которые могли бы дать объективную информацию о масштабах и интенсивности этого воздействия. Одним из факторов такого воздействия является попадание в почву компонентов ракетного топлива при его хранении и заправке ракет.

Целью исследования является изучение экологической обстановки на объектах хранения ракетного топлива и выявление характерного состава загрязнений, оценка влияния КРТ на биологические объекты.

Объекты и методы. Объектом исследования являлись почва и грунт в зоне хранения КРТ воинской части 12313 (Техническая ракетная база), которая располагалась в 11 км юго-западнее поселка Памяти 13 Борцов Емельяновского района Красноярского края.

Техническая ракетная база была построена в 1964 г. и предназначалась для эксплуатации ракетных комплексов Р-16У (8К64У), УР-100 (8К84), УР-100К (15А20).

В июне 2004 года войсковая часть была сокращена, объект подлежит рекультивации с дальнейшим использованием земель под лесные посадки. На объекте остались разрушенные сооружения различного назначения и имеются видимые загрязнения. На окрестных территориях расположены сельскохозяйственные угодья, вблизи протекает река Кача.

Зона хранения представляет собой участок местности 500 м^2, на котором расположены типовые для данных объектов сооружения: сооружение № 1 – хранилище НДМГ (рис. 1); сооружение № 2 – станция очистки; сооружение № 3 – станция нейтрализации; сооружение № 4 хранилище «амила» (окислителя); сооружение № 5 – лаборатория. Для подвоза компонентов ракетного топлива имеется ж.-д. ветка, также оборудованы технологические площадки для стоянки топливозаправщиков.

Основные запасы ракетного топлива хранились в специальных резервуарах (цистернах) (рис. 2). Перекачка осуществлялась по трубопроводам с запорной арматурой [4; 5]. В 2005 году представителями Минобороны проведен демонтаж оборудования, объект подготовлен к рекультивации.

Специалистами ЗАО «Промтекон» разработан проект технической рекультивации нарушенных земель, поведено его согласование, государственная экологическая экспертиза. По состоянию на 2015 год концентрация НДМГ внутри сооружений превышает ПДК в 50 раз, а на прилегающей территории – в 10 раз [6; 7]. Из-за недостаточного финансирования со стороны Министерства обороны рекультивация зоны хранения КРТ не проведена. В результате этого на территории бывшей ракетной части находятся бесхозные сооружения, имеющие аварийное состояние.

Оценку экологического состояния зоны хранения КРТ проводили методами биоиндикации и биотестирования в период вегетации 2016 года. При оценке уровня загрязнения окружающей среды метод биоиндикации рассматривается многими авторами в качестве приоритетного [8]. Наиболее удобными объектами для оценки состояния окружающей среды являются растения, так как они осуществляют более интенсивный газообмен по сравнению с человеком и животными, обладают более высокой чувствительностью и стабильностью ответной реакции на действие различных внешних факторов [9]. Для оценки химической нагрузки на фитоиндикатор используют разные его признаки. Самым распространенным и наиболее простым в исполнении является морфологический подход [10]. В качестве фитоиндикатора нами была выбрана сосна обыкновенная *Pinus sylvestris L.*, широко используемая в качестве фитоиндикатора при оценке уровня техногенного загрязнения [11]. В качестве основных параметров оценки использовали морфологические показатели годичного линейного прироста [12]: длину годичного прироста, количество хвои осевого побега, длину хвои, диаметр осевого побега. Обследование проводили по общепринятой методике на двух пробных площадях (10×50 м). Первая пробная площадь заложена на объекте исследований; вторая (контрольная) – вблизи поселка Памяти 13 Борцов в тех же почвенно-климатических условиях. На каждой пробной площади обследовали по 10 деревьев.

Для более детального изучения уровня загрязнения на территории объекта использовали метод биотестирования [13; 14], дополненный определением митотического индекса у тест-объекта [15; 16]. Тест-объектом служил кресс-салат (*Lepidium sativum L.*), широко использующийся для биотестирования уровней техногенного загрязнения [17]. Для этого на исследуемом объекте было выбрано 13 пробных площадок размером 2×2 м (рис. 3).

Площадки № 1–9 располагались в сооружении № 1. Площадки № 10, 11 – вблизи сооружений № 2 и 3. Площадка № 12 – в сооружении № 4. Площадка № 13 – в сооружении № 5. Контрольная проба была отобрана в 10 км от объекта исследования в лесном массиве. На каждой площадке методом конверта отбирали по 5 проб, из которых затем формировали объединённые пробы (по одной объединённой пробе для каждой площадки).

Определение радиационных полей проводилось измерителями мощности дозы ИМД-1Д и ИМД-2Н [18]. Экспресс-анализ на наличие компонентов ракетного топлива проводили с помощью войскового прибора химической разведки (ВПХР) и индикаторных трубок ИТ-Г1 (гепил), ИТ-2Т (азотная кислота).

Результаты исследования. Оценка возможного радиационного загрязнения окружающей среды на этапе вывода из эксплуатации и ликвидации исследуемого объекта показала, что полученные значения не превышают фоновых значений (мощность экспозиционной и эквивалентной доз внешнего гамма-излучения составляет 0,1–0,13 мкЗв/ч (10–13 мкР/ч), уровни альфа- и бета-полей – менее 1 част/см^{2}мин, удельная активность радионуклидов, и прежде всего техногенного цезия-137, составляет 14,3 ± 2,7 Бк/кг). Содержание КРТ составляет 0,001 мг/л, что соответствует уровню «Опасно».

Исследование морфометрических показателей *Pinus silvestris L.* показало, что средняя длина годичного прироста (первого и второго порядка) подверженных воздействию химического загрязнения деревьев была на 37 % меньше, чем на контрольной точке, что связано с ухудшением жизненного состояния сосны вследствие влияния КРТ (рис. 4).

Рис. 1. Специальное хранилище НДМГ (фото авторов)

Рис. 2. Емкости с гептилом (фото МО РФ)

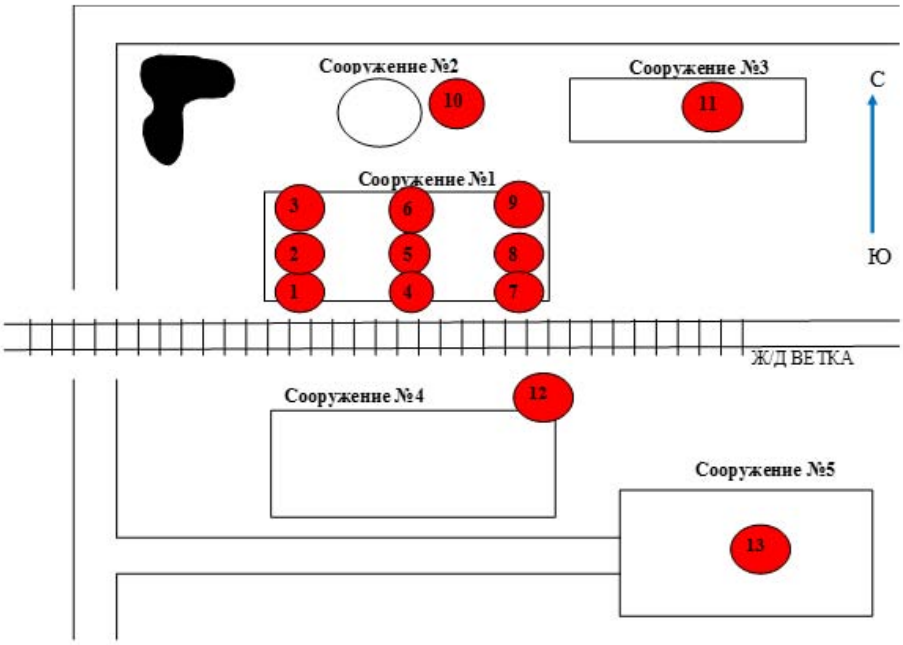


Рис. 3. Схема зоны хранения КРТ, расположение на ней точек отбора проб почвы

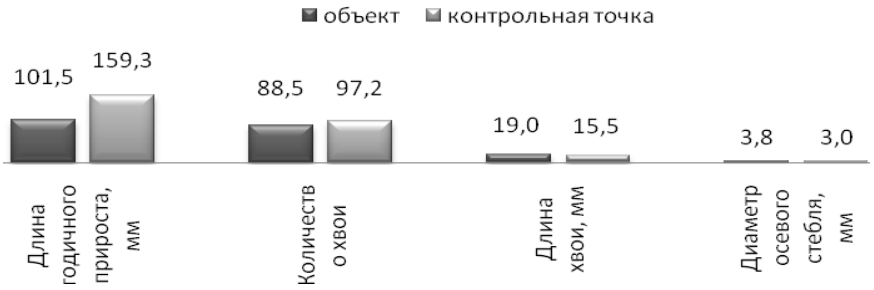


Рис. 4. Средние морфометрические показатели *P. silvestris L.*
на территории объекта исследований в начале вегетативного периода

Анализ фитотоксичности грунта с помощью кресс-салата показал, что максимальная фитотоксичность наблюдается в точке № 11. В образце, взятом в этой точке, отмечена нулевая всхожесть тест-культуры, при поливе грунта появился белый кристаллический осадок, а семена почернели. Можно предположить, что это обусловлено попаданием в почву растворов гипохлорита кальция – две трети основной соли гипохлорита кальция (ДТС-ГК, $3Ca(OCl)_2 \times 2Ca(OH)_2$) и хлорной извести. Данные химические вещества использовали для нейтрализации емкостей с КРТ и аварийных проливов.

В образцах из остальных точек всхожесть тест-культуры варьировала от 58 до 96 %, энергия прорастания – от 32 до 88 % (рис. 5). Различия между образцами по критерию хи-квадрат статистически значимы на уровне $p < 0{,}001$ как для энергии прорастания, так и для всхожести, что свидетельствует о неравномерности распределения химического загрязнения на исследуемой территории.

О неравномерности загрязнения говорит также разброс скоростей роста и митотического индекса тест-культуры. При этом если митотический индекс тест-культуры на всех образцах грунта с исследуемой территории статистически значимо ($p < 0{,}001...p < 0{,}01$) уступал аналогичному показателю для контрольного образца (рис. 6), то скорость роста надземной части проростков в ряде случаев была выше, чем в контроле.

Факторный анализ показал, что варьирование изучаемых показателей на 93,2 % объясняется действием трёх факторов (см. таблицу). Первый фактор оказывает влияние на всхожесть и энергию прорастания, второй – на скорость роста проростков, третий – на митотический индекс. Проекция образцов на эти факторы, подкреплённая результатами кластерного анализа, показала, что по влиянию на биометрические показатели тест-культуры образцы разделяются на три хорошо обособленных кластера. Первый кластер составляют образцы из точек 1, 2, 3, 4, 5. Второй кластер представлен образцами из точек 6, 9, 10, 12, третий – образцами из точек 7, 13 (рис. 7, 8). При этом, если первый кластер образуют территориально близкие точки из сооружения № 1, то во втором и третьем кластере объединены точки, расположенные в разных сооружениях.

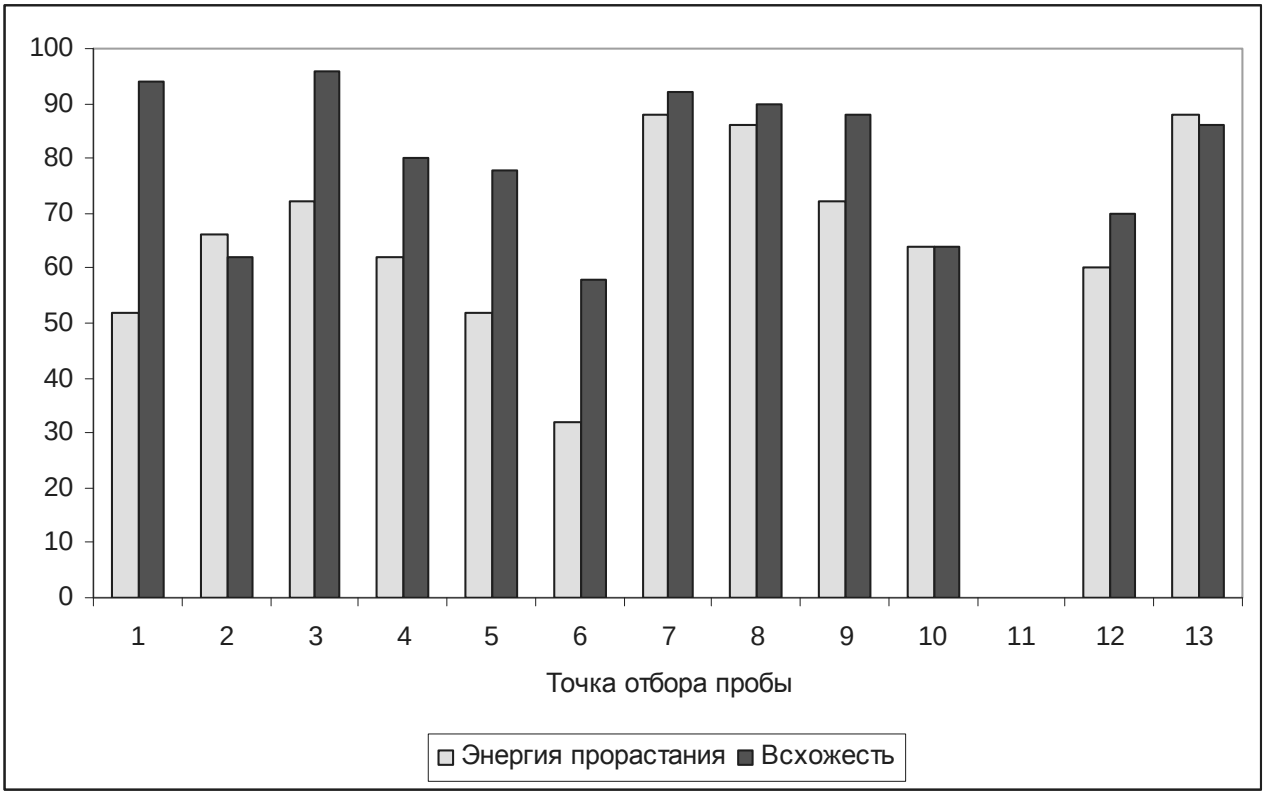


Рис. 5. Энергия прорастания (%) и всхожесть (%) кресс-салата в образцах грунта, взятых на исследуемой территории

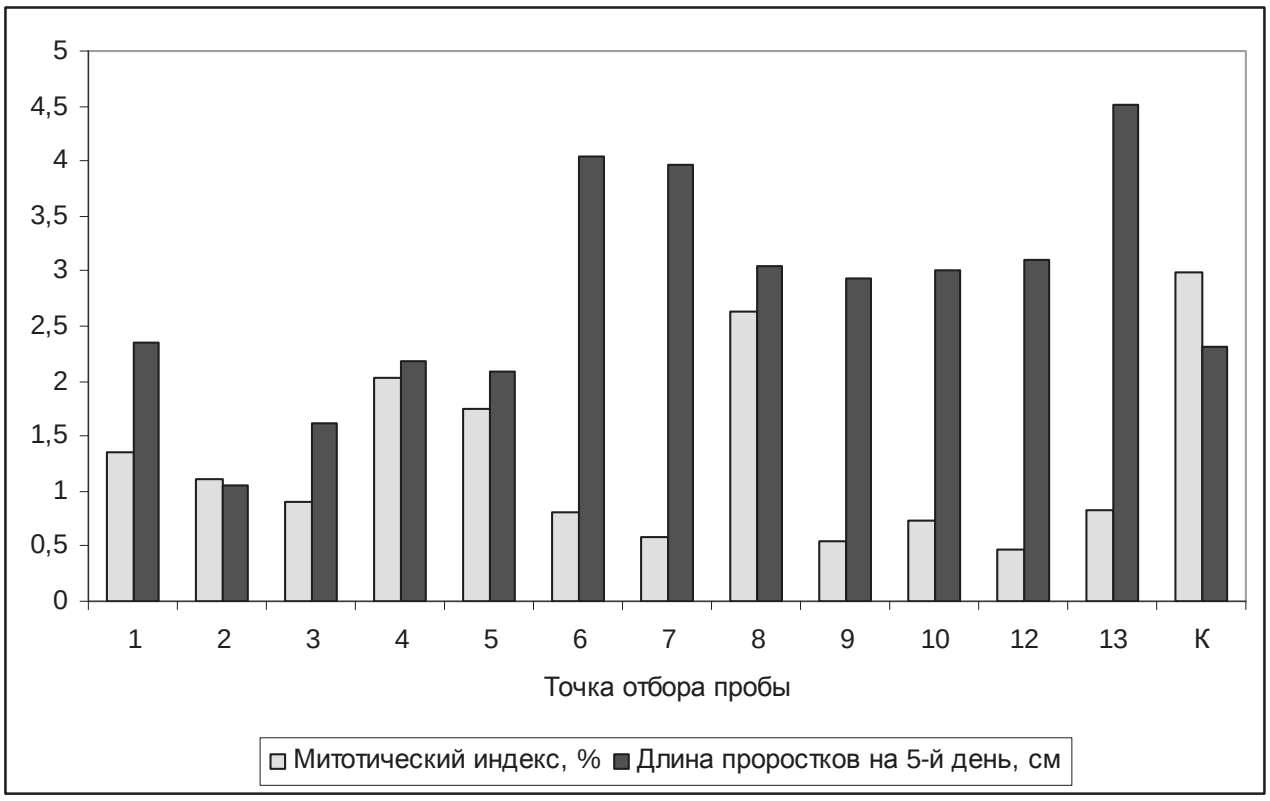


Рис. 6. Митотический индекс (%) и длина проростков кресс-салата (см) при выращивании на образцах грунта, взятых на исследуемой территории; К – контрольный образец

Результаты факторного анализа биометрических показателей тест-культуры

Показатели	Факторные нагрузки		
	Фактор 1	Фактор 2	Фактор 3
Энергия прорастания	0,913	0,258	0,083
Всхожесть	0,897	–0,026	0,217
Митотический индекс, %	–0,160	–0,183	–0,967
Длина проростков на 3-й день	0,616	0,739	0,170
Длина проростков на 5-й день	0,021	0,960	0,167
	Информационные вклады		
Собственное значение	2,044	1,570	1,046
% дисперсии	40,9	31,4	20,9

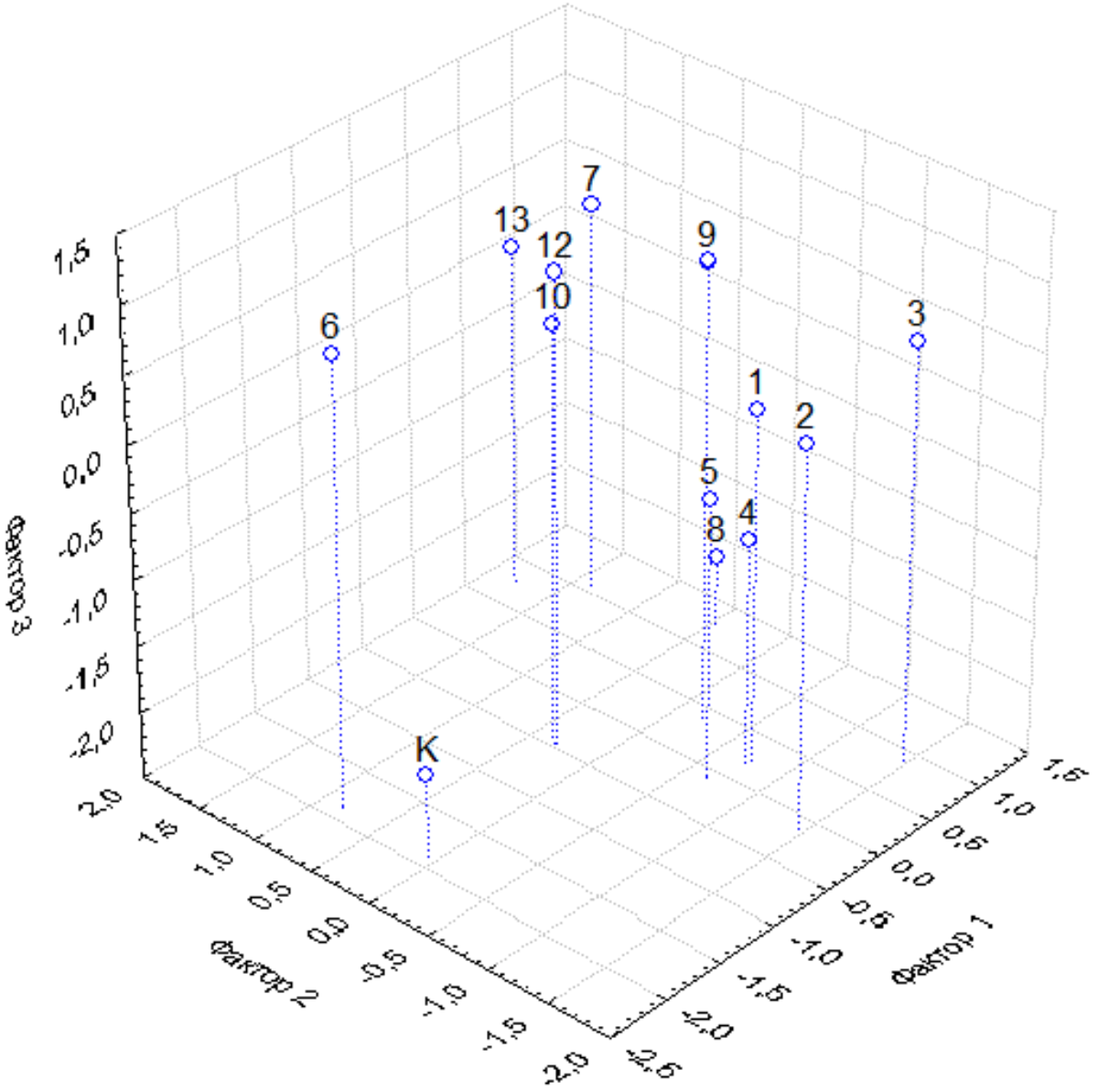


Рис. 7. Проекция образцов грунта на три главных фактора
(обозначения см. рис. 6)

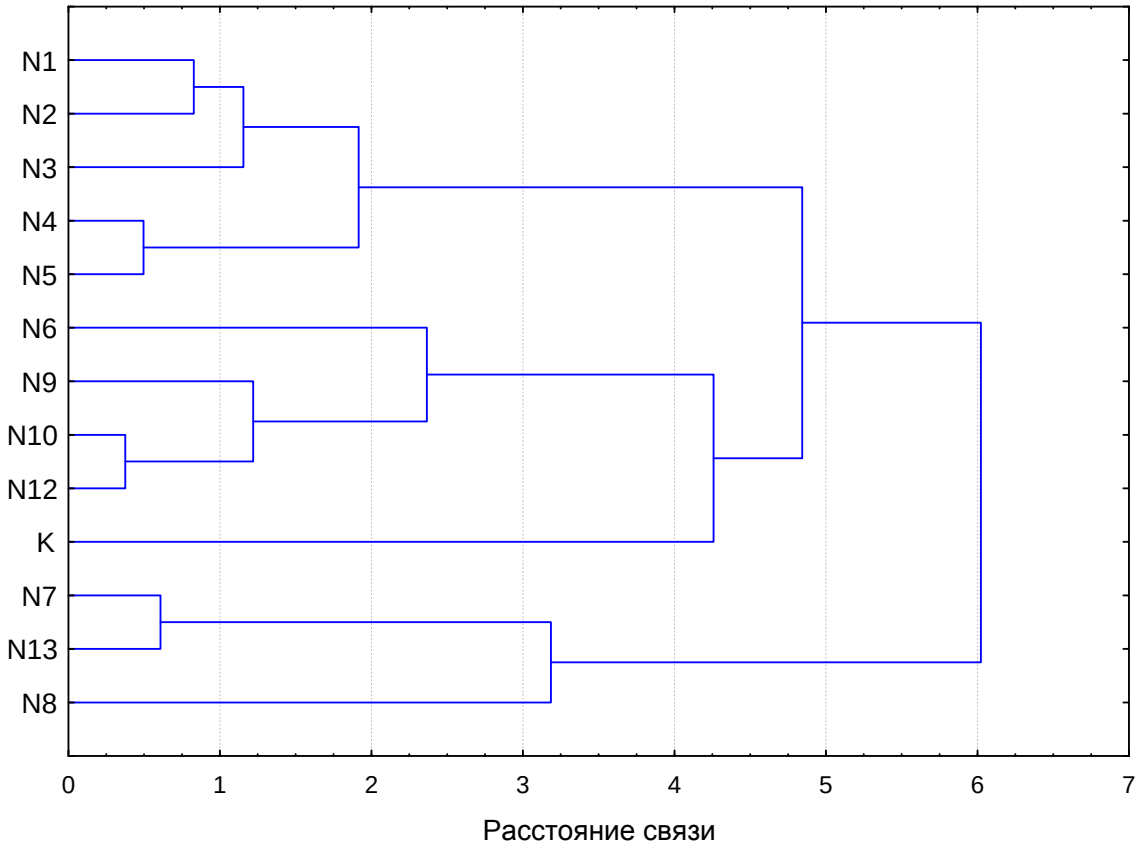


Рис. 8. Кластеризация образцов грунта по влиянию на биометрические показатели тест-культуры (обозначения см. рис. 6). Использовано евклидово расстояние и метод Варда, другие способы кластеризации дают сходные результаты

Дискриминантный анализ показал, что различия между этими кластерами по влиянию на комплекс биометрических показателей являются статистически значимыми на уровне $p < 0{,}001$. Переменными, внёсшими статистически значимый вклад в разделение кластеров, являются энергия прорастания, митотический индекс и длина проростков на 5-й день.

Таким образом, можно констатировать, что остаточное химическое загрязнение на исследуемом объекте носит ярко выраженный неравномерный характер. При этом неравномерность загрязнения лишь частично связана с привязкой к конкретному сооружению. Это говорит о том, что в ходе работ по демонтажу оборудования имели место аварийные проливы КРТ. В этой связи следует рекомендовать проведение комплекса мероприятий по рекультивации данной территории без привязки к конкретным сооружениям.

Заключение

1. После ликвидации воинской части в районе поселка Памяти 13 Борцов Емельяновского района Красноярского края из-за попадания в почву значительного количества КРТ сложилась неблагоприятная экологическая обстановка, что нашло своё отражение в сохранении высокого уровня фитотоксичности грунта [19].

2. Остались бесхозным специальные сооружения, строительный мусор, остатки емкостей, топливной арматуры с химическими загрязнениями. В этой связи требуется проведение рекультивации данной территории.

3. При проведении работ по детоксикации и реабилитации почв необходимо учитывать ярко выраженную пространственную неравномерность уровня остаточной загрязнённости.

4. Для расчета объёма и технологии работ рекомендуется провести микробиологический анализ грунта и составить детальную карту фитотоксичности. При составлении карты фитотоксичности рекомендуется учитывать следующий комплекс показателей: энергию прорастания тест-культуры, митотический индекс, длину проростков на 5-й день культивирования.

5. С учётом возможной миграции НДМГ следует провести химический мониторинг прилегающих территорий и реки Кача.

Библиографические ссылки

1. Независимый экологический мониторинг состояния окружающей природной среды вокруг центра ликвидации межконтинентальных баллистических ракет / В. Ф. Занозина [и др.] // Экологические проблемы промышленных городов : сб. науч. тр. по материалам 6-й Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием. Саратов, 2013. Ч. 1. С. 192–194.

2. Анализ экологической обстановки на объектах эксплуатации ракетно-космической техники Министерства обороны Российской Федерации / А. Г. Кучкин [и др.] // Вестник СибГАУ. 2012. № 2(42). С. 91–95.

3. Комплексная экологическая оценка районов падения отделяющихся частей ракет-носителей на полигоне «Плесецк» / А. Б. Бушмарин [и др.] // Экологические аспекты воздействия компонентов жидких ракетных топлив на окружающую среду : материалы науч.-практ. конф. СПб. : РНЦ «Прикладная химия», 1996. С. 5–8.

4. Kirk-Othmer. Encyclopedia of Chemical Tehnology [Электронный ресурс]. 2 ed. 1951. Vol. 7. P. 570; 1966. Vol. 11. P. 164. URL: http: // chemistrychemists.com/chemister/Polytom/polytom.htm (дата обращения: 30.08.2016).

5. Большаков Г. Ф. Химия и технология компонентов жидкого ракетного топлива. Л. : Химия, 1983. 320 с.

6. Седова Г. И., Коваленко И. В. К вопросу о стабильности НДМГ в подзолистой супесчаной почве // Бюллетень токсикологии, гигиены и профпатологии ракетных топлив. 1976. № 23. С. 163.

7. Справочник по токсикологии и гигиеническим нормативам (ПДК) потенциально опасных химических веществ / под ред. канд. мед. наук В. С. Кушневой и канд. мед. наук Р. Б. Горшковой. М. : ИздАт, 1999. 272 с.

8. Сергейчик С. А. Растения и экология. Минск : Урожай, 1997. 224 с.

9. Захаров В. М. Здоровье среды. М. : ЦЭПР, 2000. 65 с.

10. Федорова А. И., Никольская А. Н. Практикум по экологии и охране окружающей среды : учеб. пособие. М. : Владос, 2001. 288 с.

11. Ермаков Е. И., Попова Г. Г., Петрова З. М. Влияние несимметричного диметилгидразина на состояние почвенно-растительной системы // Экологические аспекты воздействия компонентов жидких ракетных топлив на окружающую среду : материалы науч.-практ. конф. СПб. : РНЦ «Прикладная химия», 1996. С. 15–19.

12. ГОСТ 17.4.4.02–84. Охрана природы. Почвы. Методы отбора и подготовки проб для химического, бактериологического, гельминтологического анализа. М. : Изд-во стандартов, 1984. С. 6–8.

13. Седова Г. И., Глебова Л. Ф. К методике оценки загрязнения почвы компонентами ракетных топлив // Бюллетень токсикологии, гигиены и профпатологии ракетных топлив. 1978. № 31. С. 84.

14. Аллов И. А. Цитофизиология и патология митоза. М. : Медицина, 1972. 264 с.

15. Паушева З. П. Практикум по цитологии растений. М. : Агропромиздат, 1988. 271 с.

16. ГОСТ 12038–84. Семена сельскохозяйственных культур. Методы определения всхожести. М. : Изд-во стандартов, 1984. С. 5–7.

17. Ковылина О. П., Зарубина И. А., Ковылин А. Н. Оценка жизненного состояния сосны обыкновенной в зоне техногенного загрязнения // Хвойные бореальной зоны. 2008. № 3. С. 284–289.

18. Зрелов В. Н., Серегин Е. П. Жидкие ракетные топлива. М. : Химия, 1975. 320 с.

19. Багдасарян А. С. Биотестирование почв техногенных зон городских территорий с использованием растительных организмов : дис. … канд. биол. наук. Ставрополь, 2005. 159 с.

References

1. Zanozina V. F., Hmeleva M. V., Samsonova L. E., Zorin A. D., Goryacheva N. M., Markova M. L., Gareev D. R. [Independent environmental monitoring of the environment around center for the elimination of Intercontinental ballistic missiles] *Ekologicheskie problemy promyishlennykh gorodov. Sbornik nauchnykh trudov po materialam 6-y Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnyim uchastiem.* Ch. 1. Saratov, 2013, P. 192–194 (In Russ.).

2. Kuchkin A. G., Hizhnyak S. V., Muchkina E. Ya., Baranov M. E., Anpilogov V. N. [Analysis of the environmental situation at the sites of operation of rocket and space technology of the Ministry of defence of the Russian Federation]. *Vestnik SibGAU*. 2003, No. 2(42), P. 91–95 (In Russ.).

3. Bushmarin A. B., Laskin B. M., Pimkin V. G., Solov'ev V. V., Careva O. A. [Integrated environmental assessment of areas separating from parts of rockets at the site "Plesetsk"]. *Materialy nauchn. prakt. konf. "Ehkologicheskie aspekty vozdeystviya komponentov zhidkikh raketnykh topliv na okruzhayushchuyu sredu"*. St. Petersburg, Prikladnaya himiya Publ., 1996, P. 5–8 (In Russ.).

4. Kirk-Othmer. *Entsiklopediya khimicheskoj tekhnologii* [Encyclopedia of Chemical Technology]. Available at: http: // chemistrychemists.com/chemister/Polytom/polytom.htm (accessed 30.08.2016).

5. Bol'shakov G. F. K*himiya i tekhnologiya komponentov zhidkogo raketnogo topliva* [Chemistry and technology of components of liquid rocket fuel]. Leningrad, Himiya Publ., 1983, 320 p.

6. Sedova G. I., Kovalenko I. V. [To the question about the stability of UDMH in podsollike sandy loam soil]. *Byulleten' toksikologii, gigieny i profpatologii raketnykh topliv.* 1976, No. 23, P. 163 (In Russ.).

7. Kushneva V. S, Gorshkova R. B. *Spravochnik po toksikologii i gigienicheskim normativam (PDK) potetscial'no opasnykh khimicheskikh veshchestv* [Handbook of toxicology and hygienic standards (Mac) of potentially hazardous chemicals]. Moscow, IzdAt Publ., 1999, 272 p.

8. Sergejchik S. A. *Rasteniya i ekologiya* [Plants and ecology]. Minsk, Urozhay Publ., 1997, 224 p.

9. Zaharov V. M. *Zdorov'e sredy* [The health of the environment]. Moscow, CEHPR Publ., 2000, 65 p.

10. Fedorova A. I., Nikol'skaya A. N. *Praktikum po ehkologii i okhrane okruzhayushchej sredy* [Workshop on ecology and environmental protection]. Moscow, Vlados Publ., 2001, 288 p.

11. Ermakov E. I., Popova G. G., Petrova Z. M. [The influence of the asymmetrical dimethylhydrazine on the condition of the soil-plant system]. *Ekologicheskie aspekty vozdeystviya komponentov zhidkikh raketnykh topliv na okruzhayushchuyu sredu. Mat. nauchno-praktich. konf.* St. Petersburg, RNC Prikladnaya himiya Publ., 1996, P. 15–19 (In Russ.).

12. *GOST 17.4.4.02–84. Okhrana prirody. Pochvy. Metody otbora i podgotovki prob dlya khimicheskogo, bakteriologicheskogo, gel'mintologicheskogo analiza* [State Standard 17.4.4.02-84. Protection of Nature. Soils.

Methods of sampling and sample preparation for chemical, bacteriological, helminthological analysis]. Moscow, Standartinform Publ., 1984, P. 6–8 (In Russ.).

13. Sedova G. I., Glebova L. F. [The methodology for the assessment of soil pollution by components of rocket fuels]. *Byulleten' toksikologii, gigieny i profpatologii raketnykh topliv*. 1978, No. 31, P. 84 (In Russ.).

14. Allov I. A. *Tsitofiziologiya i patologiya mitoza* [Cytophysiology and pathology of mitosis]. Moscow, Medicina Publ., 1972, 264 p.

15. Pausheva Z. P. *Praktikum po tsitologii rastenij* [Workshop on plants cytology]. Moscow, Agropromizdat Publ., 1988, 271 p.

16. *GOST 12038–84 Semena sel'skohozyajstvennykh kul'tur. Metody opredeleniya vskhozhesti* [State Standard 12038-84. Seeds of agricultural crops. Methods for determination of germination]. Moscow, Standartinform Publ., 1984, P. 5–7 (In Russ.).

17. Kovylina O. P., Zarubina I. A., Kovylin A. N. [Assessment of the vitality of Scots pine in the area of technogenic pollution]. *Khvoynye boreal'noy zony*. 2008, No. 3, P. 284–289 (In Russ.).

18. Zrelov V. N., Seregin E. P. *Zhidkie raketnye topliva* [Liquid rocket fuel]. Moscow, Himiya Publ., 1975, 320 p.

19. Bagdasaryan A. S. *Biotestirovanie pochv tekhnogennykh zon gorodskikh territorij s ispol'zovaniem rastitel'nykh organizmov. Diss. Kand. Biolog. nauk.* [Biotesting of soils of technogenic zones of urban areas with vegetable organisms. Diss. candidate biolog. sci.]. Stavropol', 2005, 159 p.

© Баранов М. Е., Герасимова Л. А.,
Герасимова В. Е., Хижняк С. В., 2016

УДК 621.757

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1053–1061

НЕКОТОРЫЕ СРЕДСТВА И СПОСОБЫ СОЕДИНЕНИЯ СОПРЯГАЕМЫХ ДЕТАЛЕЙ В ИЗДЕЛИЯХ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Г. Г. Крушенко[1], И. В. Кукушкин[2*]

[1]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: ivan246890@yandex.ru

Практически все изделия различных отраслей промышленного производства состоят из комплектующих деталей, часть из которых соединяется в узлы и механизмы с помощью различных способов и средств. Такие соединения могут выполняться как в подвижном, так и в неподвижном вариантах, которые, в свою очередь, могут быть выполнены как разъемными, так и неразъемными, а применяемые для этого способы и технологии выбираются в зависимости от технических возможностей обеспечения безопасности собираемого изделия в эксплуатации, стоимости и других показателей. В ряде случаев выгоднее собрать узел/механизм или изделие именно из соединяемых с помощью крепежа комплектующих деталей, чем изготовлять его из «цельного» материала (monolithic bulk material). При изготовлении сложных изделий, относящихся, например, к аэрокосмической технике, для обеспечения точности и надежности сборки применяется широкий диапазон технологий соединения деталей, особенно из разнородных материалов, включая холодную сварку (cold welding), которая выполняется без нагрева соединяемых деталей, плотное соединение происходит в результате их сжатия до появления пластических деформаций; сварку трением с перемешиванием (friction stir welding); окантовывание с помощью штампа (mechanical clinching); клепальную технологию (self-pierce riveting) и др. Приводятся конкретные примеры выполнения соединения деталей при изготовлении изделий аэрокосмической отрасли, такие как сварка (корпуса летательных аппаратов), пайка (камера сгорания), соединение с натягом (головка цилиндра), соединение при помощи шпилек (корпус турбонасосного агрегата), штифтов (лопатки спрямляющего аппарата вентилятора газотурбинного двигателя) и др.

Ключевые слова: аэрокосмическая техника, способы и средства соединения деталей.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1053–1061

SOME TOOLS AND WAYS OF CONNECTING THE MATING PARTS OF AEROSPACE PRODUCTS

G. G. Krushenko[1], I. V. Kukushkin[2*]

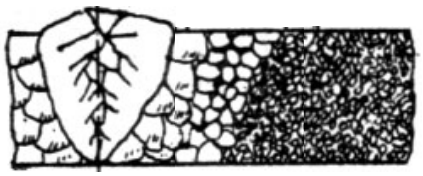
[1]Institute of Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: ivan246890@yandex.ru

Almost all products of various branches of industrial production consist of components, some of which are connected in the nodes and the mechanisms through various ways and means. Such connections can be made, both in the mobile and fixed variants, which, in turn, may be made detachable and non-detachable, and used methods and technologies which are chosen depending on the technical capabilities, security, collect the product in operation, cost and other factors. In some cases it is more profitable to collect node/mechanism or product originating from connected via fastener components than manufacturing it from a "solid" material (monolithic bulk material). In the manufacture of complex products, for example, related to aerospace engineering, to ensure the accuracy and reliability of assembly a wide range of technologies of details connection, especially of dissimilar materials, including: cold welding, which is performed without heating the joined parts, a tight coupling occurs as a result of their compression until plastic deformation, friction welding with stirring, mechanical clinching, riveting technology and other, is applied. The article provides the specific examples of the connection parts in the manufacture of products of aerospace industry, such as welding (case aircraft), soldering (combustion chamber), the connection tightness (cylinder head), the connection with bolts (case turbo-pump assembly), pins (blades directing vanes of the fan gas turbine engine) and other.

Keywords: aerospace techniques, methods and means of joining parts.

Введение. Практически все изделия различных отраслей промышленного производства состоят из комплектующих деталей, часть из которых соединяется в узлы и механизмы с помощью различных способов и средств. При этом такие соединения могут выполняться как в подвижном, так и в неподвижном вариантах, которые, в свою очередь, могут быть выполнены как разъемными, так и неразъемными, а применяемые для этого способы и технологии выбираются в зависимости от технических возможностей обеспечения безопасности собираемого изделия в эксплуатации, стоимости и целого ряда других показателей [1]. В то же время авторы работ [2; 3] показали, что в ряде случаев выгоднее собрать узел/механизм или само изделие именно из соединяемых с помощью крепежа комплектующих деталей, чем изготовлять его из «цельного» материала (monolithic bulk material). При изготовлении сложных изделий, относящихся, например, к авиационной технике [4], для обеспечения точности и надежности сборки применяется широкий диапазон технологий соединения деталей, особенно из разнородных материалов, включая холодную сварку (cold welding [5]) – выполняется без нагрева соединяемых деталей, плотное соединение происходит в результате их сжатия до появления пластических деформаций; сварку трением с перемешиванием (friction stir welding [6]); окантовывание с помощью штампа (mechanical clinching [7]), клепальную технологию (self-pierce riveting [8]) и др.

Сварное неразъемное соединение. Соединение металлических деталей сваркой широко применяется при изготовлении летательных аппаратов [9]. Физическая сущность сварки металлоизделий заключается в получении неразъемного соединения путем расплавления и совместной кристаллизации материала двух соединяемых деталей. Однако при этом их геометрия и структура в области сваривания нарушаются. В отличие от традиционных способов сварки, при применении которых структура в зоне сварочного шва, как правило, укрупняется (рис. 1), что приводит к уменьшению механических свойств изделия в области сварочного шва, разработана технология сварки, при применении которой структура шва, напротив, измельчается, а материал в этой области упрочняется.



а *б* *в*

Рис. 1. Типичная схема строения сварного шва при соединении сваркой компонентов металлоизделия (*а*) и зоны влияния (*б*) нагрева металла при сварке металла (*в*), структура основного металла (реконструкция рис. 1.2. Схема строения сварного шва из [10])

Это стало возможным в результате применения для сварки электродов, содержащих в своем объеме нанопорошки (НП) тугоплавких химических соединений (оксиды, бориды, нитриды, карбонитриды и др.), получаемые методом плазмохимического синтеза, взрывным и электровзрывным способами, механоактивацией и другими методами. Такие электроды изготовляли в виде проволоки диаметром от 5,0 до 9,5 мм путем прессования композиции, состоящей из частиц алюминия (гранулы, крупка, проволочная сечка), и частиц НП [11]. Вследствие малых размеров (до 10^{-9} м или 100 нм) [12] частицы НП могут служить гетерогенными (от греч. *heteros* – другой и *genos* – происхождение; буквально – чужеродный; в данном аспекте – специально вводимыми добавками) центрами кристаллизации [13], которые и определяют высокую степень измельчения структуры шва [14], что и приводит к росту механических свойств изделий, при изготовлении которых они применяются [15; 16].

В работе [17] описано применение такого электрода при изготовлении сваркой конструкции из листов алюминиевого деформируемого сплава АМг6. Аналогичная технология используется, например, при сварке корпусов ракет [9; 18]. Следует отметить, что при сварке с использованием присадочной проволоки, изготовленной из этого же сплава (АМг6), не всегда обеспечивалась требуемая прочность сварного соединения. Как показало металлографическое исследование, причиной этого оказался тот факт, что металл сварного шва отличался от металла листа более крупным зерном α-твердого раствора и более крупными выделениями β-фазы (Al_3Mg_2) по их границам. При сварке объемной конструкции из листа сплава АМг6 толщиной 3 мм применяли электрод диаметром 8 мм, содержащий порядка 2,0 % НП нитрида бора BN или гексаборида лантана LaB_6, или карбонитрида титана TiCN. Сварку производили с помощью автоматической установки в среде аргона по слою флюса АН–АЧ. Фрагмент сварки листов АМг6 приведен на рис. 2.

а *б*

Рис. 2. Фрагменты сварки листов из сплава АМг6 толщиной 5,0 мм (*а*), 8,0 мм (*б*) электродом, содержащим нанопорошок карбонитрида титана TiCN

Качество шва по требованиям приемочной документации оценивали по величине временного сопротивления разрушению $\sigma_в$ при испытании вырезанных из сваренной конструкции плоских образцов с размерами 15×50 мм. Результаты испытаний показали, что $\sigma_в$ металла в области шва при сварке прутком, содержащим НП BN, составляет 333 МПа, НП LaB_6 – 338 МПа и НП TiCN – 345 МПа. Эти значения оказались соответственно выше на 4,1, 5,6 и 7,8 %, чем имеют образцы из сплава АМг6 (320 МПа), сваренные по стандартной технологии электродом из этого же сплава.

Выполненное в ЦЗЛ предприятия изучение микроструктуры сварного шва показало, что в его объеме

никаких дефектов не обнаружено. При этом зерно в основном материале вытянутое вдоль прокатки листа, а его размеры лежат в интервале ~0,3…0,4 мм. Зерно в сварном шве – мелкое равноосное, его размеры составляют ~0,01…0,03 мм – в среднем меньше, чем в основном металле в 17,5 раза. Интерметаллидные фазы оказались в раздробленном состоянии. Можно полагать, что рост $\sigma_в$ связан не только с измельчением структуры шва и с измельчением интерметаллидов, но и с дисперсионным упрочнением α-твердого раствора сплава тонкодисперсными частицами НП. Микротвердость основного металла и сварного шва одного уровня – 76,4…78,7 HB (среднее – 77,55 HB или 73,5 HB), т. е. при сварке разупрочнение не происходит.

Разработанный способ упрочнения сварочного шва можно считать более эффективным, чем разработанный в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН [19], при котором сварку разнородных металлов (Al–Ti, Ti–сталь) проводили с помощью непрерывного CO_2-лазерного излучения с применением модифицирующих инокуляторов в виде порошков нитрида титана TiN и оксида иттрия Y_2O_3 (размер частиц – до 20 мкм), частицы которых плакировали хромом. Предварительно приготовленная суспензия, содержащая эти порошки, наносилась на поверхность свариваемых пластин толщиной 1–2 мм. В результате применения этого способа структурные составляющие сварного шва измельчаются в 2–4 раза, а вместо игольчато-дендритной формируется дисперсная равноосная структура, выравниваются механические характеристики, уменьшаются размер шва и зона термического влияния, и, соответственно, повышаются механические свойства: временное сопротивление разрушению $\sigma_в$ – в 1,23–1,35 раза, предел текучести $\sigma_{0,2}$ – в 1,8–2,0 раза и относительное удлинение δ – в 2,0–4,9 раза. По-видимому, меньший эффект повышения механических свойств, чем в случае сварки электродом, содержащим нанопорошки (размер части – нанометры) [17], связан со значительно большими размерами частиц (микроны) применяемых порошков.

Следует при этом отметить, что еще и технологическим недостатком этого способа сварки является необходимость применения суспензии вследствие того, что, во-первых, для ее закрепления на свариваемых участках необходимо производить подсушку, и, во-вторых, не представляется возможным ее закрепление на поверхностях, лежащих в трех измерениях. Эти недостатки отсутствуют при сварке электродами, содержащими НП.

Сварка электродом, содержащим НП карбонитрида титана TiCN, была успешно применена для заварки трещины в ступице массивного винта станции газоочистки цеха технологических котлов целлюлозно-бумажного комбината. Заварку производили в среде аргона. Было установлено, что в металле шва и в околошовной зоне трещины отсутствовали, тогда как при наплавке принятой по технологии алюминиевой проволокой этот дефект зачастую присутствует.

Паяное неразъемное соединение. Пайка – это процесс получения неразъемного соединения металлических материалов и деталей из них расплавленным припоем. В промышленности применяется достаточно большое количество способов соединения деталей пайкой, которая представляет собой процесс получения неразъемного соединения материалов без их расплавления. При этом сопрягаемые детали нагреваются ниже их температур плавления, а материал припоя расплавляется, заполняет зазор между деталями и кристаллизуется с образованием прочного соединения [20]. Пайка является практически единственным способом получения надежного соединения между деталями из таких материалов, которые не могут быть нагреты до высокой температуры либо обладают резко отличающимися температурами плавления (например, соединения алюминиевых сплавов со сталью, медных сплавов с титановыми) и коэффициентами термического расширения. Пайка имеет как общие черты со сваркой, так и отличия, и главное – это то, что во время процесса пайки сама деталь не плавится, а плавится только припой. При пайке не происходит деформация изделия, что характерно для сварных конструкций. Пайка при низких температурах позволяет уберечь структуру металла и сохранить его свойства. Паяные швы являются более надежными, например, в авиастроении и при создании космической техники [21]. Паяные стыки могут быть в 4–20 раз надежнее сварных.

В настоящей работе описывается применение пайки для сборки узла изделия путем соединения заготовок, представляющих собой оболочки типа конусных тел вращения, между которыми после пайки сохранялась полость, и одна из которых была изготовлена из медного сплава, другая – из мартенситно-стареющей стали (МСС). Известны подобные конструкции, в которых внутренняя и наружная оболочки соединяются между собой пайкой по ребрам, выполненным на внутренней оболочке (рис. 3) [22].

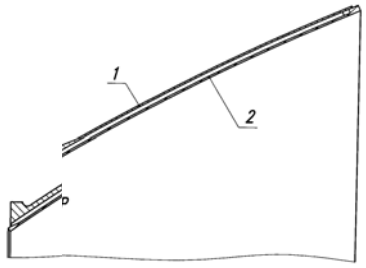


Рис. 3. Фрагмент паяного узла изделия:
1 – наружная оболочка; *2* – внутренняя оболочка

В описываемом в настоящей работе случае сложность соединения оболочек в изделие усложнялась существенным отличием их коэффициентов линейного термического расширения – величиной, характеризующей относительную величину изменения линейных размеров тела с увеличением температуры на 1 К (или 1 °С) при постоянном давлении (КЛТР: $\alpha\Delta T = \Delta L/L_o$, где L_o – первоначальная длина тела; ΔL – прирост длины тела при нагреве; $\alpha\Delta T$ – коэффициент линейного температурного расширения), что могло привести к нарушению геометрии конструкции при пайке, а в условиях эксплуатации – к ее разрушению.

В связи с этим была выполнена работа по согласованию КЛТР этих двух материалов. В качестве способа изменения КЛТР была выбрана термообработка одного из сопрягаемых материалов – листа из МСС [23; 24], в результате чего были установлены режимы температурной и термоциклической обработки МСС в области 550…800 ºС, позволившие получить минимальные изменения КЛТР при пайке и тем самым гарантировать соединение от возможности разрушения. В качестве припоя, по аналогии с описанным в работе [21], применяли ленточный припой ПМ-174.

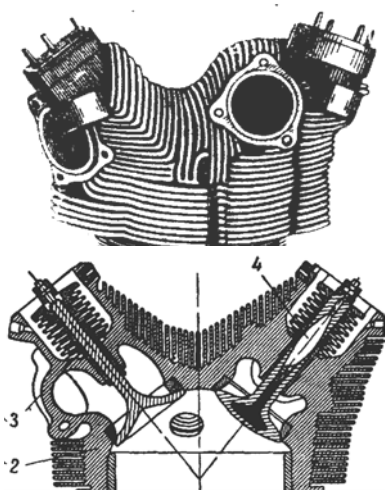
Неразъемное соединение с натягом. Среди сборочных технологий наибольшее распространение получили соединения сопрягаемых деталей способом горячей посадки, при которой перед выполнением этой операции одна из сопрягаемых деталей нагревается или охлаждается, при этом другая, напротив, охлаждается или нагревается. Возможен также вариант, когда только одна из этих деталей подвергается термическому воздействию [25]; в результате пластической деформации их размеры изменяются, что позволяет установить одну из деталей в другую или на другой, а при возвращении температур деталей к исходным температурам зазор устраняется, обеспечивая плотное соединение деталей (по ЕСКД – посадка с натягом). Соединения с натягом широко применяются в различных машинах и механизмах, когда требуется передача значительных осевых сил, крутящих моментов или нагрузок. Прочность и неподвижность этих соединений обеспечиваются силами трения, которые зависят от давления между сопрягаемыми деталями, определяемого величиной натяга. Физическая сущность соединения с натягом, собираемого термическим методом, заключается в том, что сборка осуществляется сопряжением деталей, между которыми за счет разницы температур составных частей обеспечивается монтажный зазор, исчезающий при выравнивании их температур [26].

Основываясь на изменении описанного выше КЛТР, при изменении температуры детали была применена «термическая» технология механического соединения с натягом при установке стальных кольцевых седел клапанов (рис. 4) в головки цилиндра авиационного поршневого двигателя (рис. 5), отливаемых из алюминиево-кремниевого сплава АКМ5. Термическая обработка седла заключалась в охлаждении в жидком азоте (температура минус 196 ºС или 77 К), где его размеры уменьшаются, после чего его устанавливают в посадочное место головки цилиндра, и в результате возврата температуры седла к исходной температуре его размеры восстанавливаются, в результате чего и формируется неразъемное соединение.

а *б*

Рис. 4. Седло клапана (*а*) и клапан впуска головки цилиндра (*б*)

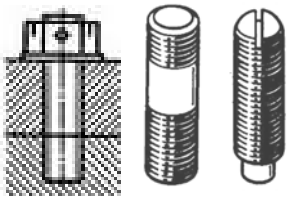
Базируясь на физике процессов, имеющих место при горячей посадке, в работе [28] представлена с определенными допущениями математическая модель этого процесса с учетом того, что при этом развитие пластического течения металла с накоплением необратимых деформаций и его последующее торможение при разгрузке и остывании существенно сказываются на формировании поля остаточных напряжений, которое задает величину конечного натяга. При этом были разработаны модели термоупругого деформирования, а также разгрузки и остывания соединения.



а *б*

Рис. 5. Головка цилиндра авиационного поршневого двигателя воздушного охлаждения (*а*); разрез головки цилиндра (*б*): *2* – головка цилиндра; *3* – клапан впуска; *4* – клапан выпуска. Головки клапанов впуска и выпуска находятся в положении плотного контакта с кольцевыми седлами клапанов [27]

Соединение при помощи шпилек. Шпильки представляют собой цилиндрические резьбовые изделия, которые одним концом вворачиваются в корпус собираемой сборочной единицы, затем на них помещается крышка, которая закрепляется гайками (рис. 6)



а *б*

Рис. 6. Резьбовое соединение (*а*) при помощи шпильки (*б*)

Проиллюстрировать такое соединение можно на конструкции турбонасосного агрегата (рис. 7).

Штифтовое соединение. Важнейшим условием применения космических аппаратов (КА), на которых используются ядерные энергетические установки (ЯЭУ) [30], является обеспечение радиационной безопасности [31]. В общем случае, транспортировке

с завода-изготовителя на космический полигон предшествует хранение КА ЯЭУ в заводских условиях, для чего применяется транспортировочный контейнер. В технической литературе представлено большое количество конструкций таких контейнеров, и работы в этом направлении продолжаются. Важное значение конструкции контейнера придается, например, в описании к патенту США № 5438597 [32], изложенному на 18 страницах, включая 10 рисунков, в котором в качестве прототипов рассмотрено 25 патентов США и 2 – Японии.

Основываясь на анализе патентной и технической литературы, была разработана новая оригинальная конструкция контейнера [33], схема которой представлена на рис. 8. Упоминание этой конструкции в настоящей работе связано с тем, что ее сборка осуществлялась с применением штифтов, точнее – с помощью штифтов цилиндрических пружинных с прорезью (рис. 9), которые перед введением в отверстие корпуса сжимались, затем вставлялись в это отверстие, где они распрямлялись, жестко фиксируя крышку на корпусе контейнера.

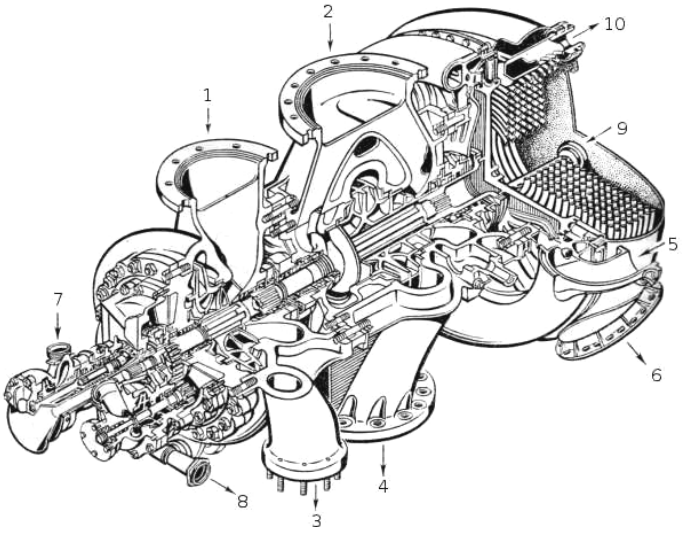


Рис. 7. Корпус ТНА: на фланце *1* корпуса насоса окислителя видны отверстия под вворачивание резьбовых шпилек, а на фланце *3* – ввернутые шпильки [29]

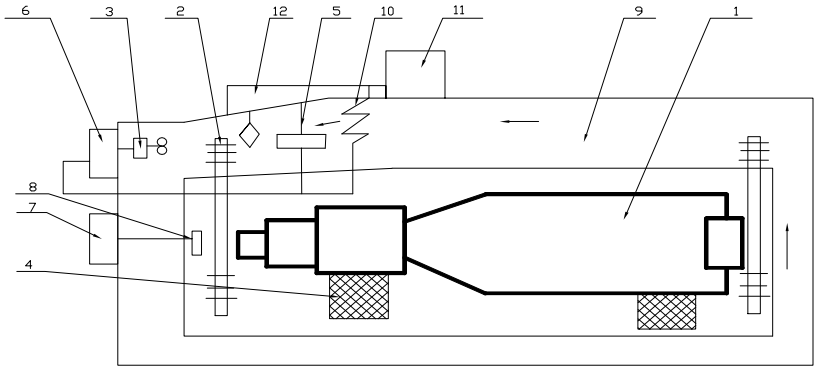


Рис. 8. Транспортировочный контейнер: *1* – ядерная энергетическая установка; *2* – термосифон; *3* – вентилятор; *4* – металлорезиновый амортизатор; *5* – датчик температуры; *6* – система управления температурным режимом; *7* – система поддержания давления азота; *8* – датчик давления; *9* – газовод, *10* – электронагреватель; *11* – электроэнергетическая установка; *12* – холодильная установка

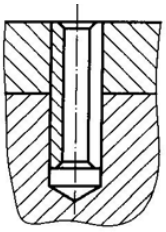


Рис. 9. Штифт полый разрезной

Следует отметить, что важнейшим элементом конструкции контейнера является металлорезиновый амортизатор *4*, который представляет собой металлокомпозит, состоящий из металлической спирали, впрессованной в резину. Его назначение заключается в уменьшении амплитуды вибраций в широком диапазоне частот за счет трения на поверхностях спирали, что предотвращает контейнер от повреждений при транспортировке. Фиксирование амортизатора в корпусе контейнера также осуществляли с помощью цилиндрических пружинных штифтов с прорезью. С целью повышения прочностных характеристик амортизатора в резину предварительно вводили НП углерода, который получали из природного скрытокристаллического графита по технологии [34], разработанной в Ноттингемском университете (Великобритания) [35].

Штифты применяются также для фиксирования «стенок» лопаток (рис. 10) спрямляющего аппарата вентилятора турбовентиляторного трёхвального авиационного газотурбинного двигателя Д-18Т производства АО «МОТОР СИЧ» (устанавливается на транспортные самолеты Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия»), пространство между которыми заполнено полимерным наполнителем [36].

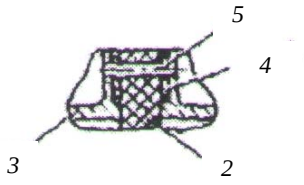


Рис. 10. Разрез по хвостовику лопатки спрямляющего аппарата вентилятора авиационного газотурбинного двигателя Д-18Т: *2* – углепластиковое перо лопатки; *3* – нижняя полка; *4* – полимерный заполнитель; *5* – штифт [36]

Соединение с помощью заклепок. Надежным и наиболее распространенным в настоящее время является способ неразъемного соединения листовых элементов конструкции самолета клепкой. Применение клепки обосновано ее преимуществом перед другими соединениями в технологическом, прочностном и экономическом отношениях и, главным образом, степенью освоения и оснащенностью технологических процессов. Очевидно, по этим причинам в современных конструкциях летательных аппаратов до 75–90 % соединений листовых деталей планера самолета и фюзеляжа вертолета выполняются с помощью заклепок [37]. Заклепка представляет собой круглый стержень, имеющий закладную головку на одном конце и формируемую в процессе клепки замыкающую головку на другом его конце (рис. 11). В результате применения клепки детали сжимаются, образуя прочное, неподвижное неразъёмное соединение. Заклепка работает на срез и смятие, иногда – на отрыв головки.

В работе [38] описано применение заклепочных соединений при изготовлении узла ЛА из листов, изготовленных из сплава Д16 толщиной 6 мм, соединяемых встык накладками с применением заклепок из стали 30ХГСА. Соединение выполняли с нормированным гарантированным осевым натягом по штатной заводской технологии. Исследование проводили на образцах, вырезанных из конструкции узла. Испытания образцов на разрыв производили на гидроимпульсаторе. В результате изучения влияния длительности срока хранения (131500 часов при температуре лаборатории) с последующей термоэкспозицией (840 часов при +120 ºС) на остаточную усталостную долговечность соединения, было установлено, что нарушений целостности соединяемых листов и заклепок не обнаружено.

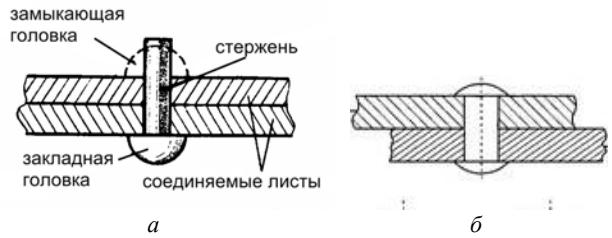


Рис. 11. Заклепочное соединение внахлестку: установка заклепки в отверстия соединяемых листов (*а*); выполненная операция соединения листов заклепкой (*б*)

Заключение. В работе описан целый ряд соединений, которые применяются в аэрокосмической технике для соединения деталей, обеспечивающих надежность эксплуатации летательных аппаратов.

Библиографические ссылки

1. Joining by forming – A review on joint mechanisms, applications and future trends / P. Groche [et al.] // Journal of Materials Processing Technology. 2014. Vol. 214, iss. 10. P. 1972–1994.

2. Horvat G. L., Surface S. C. Assembled camshafts for automotive engines // Journal of Materials Shaping Technology. 1989. Vol. 7, iss. 3. P. 133–136.

3. Meusburger P. Lightweight design in engine construction by use of assembled camshafts. MTZ Worldwide. Ausgabe Nr.: 2007-08. Vol. 67. P. 10–12.

4. Joining by plastic deformation / Ken-ichiro Mori [et al.] // CIRP Annals – Manufacturing Technology. 2013. Vol. 62, iss. 2. P. 673–694.

5. Deformation-induced cold-welding for self-healing of super-durable flexible transparent electrodes / Fei Guo Chuan [et al.] // Nano Energy. 2014. Vol. 8. P. 110–117.

6. The potential adaptation of stationary shoulder friction stir welding technology to steel / C. A. Maltin [et al.] // Materials & Design. 2014. Vol. 64. P. 614–624.

7. Mechanical clinching of ultra-high strength steel sheets and strength of joints / Abe Yohei [et al.] // Journal of Materials Processing Technology. 2014. Vol. 214, iss. 10. P. 2112–2118.

8. Mori K., Abe Y., Kato T. Self-pierce riveting of multiple steel and aluminium alloy sheets // Journal of Materials Processing Technology. 2014. Vol. 214, iss. 10. P. 2002–2008.

9. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding // Welding Journal. 2009. Vol. 88, № 1. P. 28–31.

10. Технология конструкционных материалов / А. А. Рауба [и др.]. Омск : Омский гос. ун-т путей сообщения, 2011. 26 с.

11. А. с. 831840 СССР, А1 МПК[5] С 22 С 1/06. Способ модифицирования литейных алюминиевых сплавов эвтектического типа / Г. Г. Крушенко, Ю. М. Мусохранов, И. С. Ямских, А. А. Корнилов, С. Г. Крушенко. № 2831160 от 17.10.1979, Бюл. № 19. 1981.

12. Морохов И. Д., Трусов Л. И., Чижик С. П. Ультрадисперсные металлические среды. М. : Атомиздат, 1977. 264 с.

13. Данилов В. И. Строение и кристаллизация жидкости. Киев : Изд-во АН УкрССР, 1956. 568 с.

14. Крушенко Г. Г. Роль частиц нанопорошков при формировании структуры алюминиевых сплавов // Металлургия машиностроения. 2011. № 1. С. 20–24.

15. Крушенко Г. Г. Нанопорошки химических соединений – средство повышения качества металлоизделий и конструкционной прочности // Заводская лаборатория. 1999. Т. 65, № 11. С. 42–50.

16. Нанопорошковые технологии в машиностроении / В. В. Москвичев [и др.] ; Сибирский федеральный университет. Красноярск, 2013. 186 с.

17. Крушенко Г. Г., Мишин А. С. Сварка листов из сплава АМг6 прутком, содержащим ультрадисперсные порошки // Сварочное производство. 1995. № 1. С. 2–3.

18. Додин Г. В., Клейман В. Л., Николаев В. М. Вопросы технологического обеспечения при создании баллистических ракет подводных лодок [Электронный ресурс]. 1997. URL: http://makeyev.msk.ru/pub/msys/1997/technology.html.

19. Воздействие высококонцентрированных потоков энергии на материалы с целью изменения их физико-химических свойств и улучшения эксплуатационных характеристик. Новосибирск : Изд-во СО РАН, 2008. С. 138–139.

20. Лашко С. В., Лашко Н. Ф. Пайка металлов. М. : Машиностроение, 1988. 376 с.

21. Технология производства жидкостных ракетных двигателей / В. А. Моисеев [и др.]. М. : Изд-во МГУ, 2008. 381 с.

22. Пат. 2519003 Российская Федерация, С1 МПК F 02 K 9/60, F 02 K 9/64, F 02 K 9/97. Способ изготовления сопла камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя / Братухин Н. А., Коденцев С. Н., Петренко С. М. и др., № 2013116018/06 от 09.04.2013, Бюл. № 16. 2014.

23. Мишин А. С., Подвезенный В. Н. Влияние предварительной термической обработки на размерные изменения деталей из мартенситно-стареющих сталей // Проблемы техники и технологии XXI века : тез. докл. науч.-техн. конф. / КГТУ. Красноярск, 1994. С. 62–63.

24. Биронт В. С., Крушенко Г. Г. Влияние термической и термоциклической обработки на структуру и свойства мартенситно-стареющей стали // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. «Техника и технологии».2008. Т. 1, № 3. Р. 247–255.

25. Белкин И. М. Допуски и посадки. М. : Машиностроение, 1992. 528 с.

26. Гаффанов Р. Ф., Щенятский А. В. Управление процессом формирования соединения с натягом, собираемого термическим методом // Вестник ИжГТУ. 2008. № 3. С. 6–9.

27. Основы теории поршневых двигателей [Электронный ресурс]. URL: http://www.aviaclub.kz/lib/engine/engine01.html (дата обращения: 21.10.2014).

28. Буренин А. А., Дац Е. П., Ткачева А. В. К моделированию технологии горячей посадки // Сибирский журнал индустриальной математики. 2014. Т. XVII, № 3. С. 40–47.

29. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО «Энергомаш» / В. К. Иванов [и др.] // Конверсия в машиностроении. 2006. № 1. С. 15–21.

30. Карасев П. А. Ядерные энергетические установки в космосе // Атомная стратегия. 2007. № 4. С. 16–17.

31. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes. 2012. P. 919–933.

32. Pat. 5,438,597 US. Container for transportation and storage of spent nuclear fuel Appl. № 131,971 Oct. 8, 1993. Int, Cl.[6] G 21 F 5/012 / Robert A. Lehnert, Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.

33. Контейнер для транспортировки ядерной энергоустановки космического аппарата / В. В. Двирный [и др.] // Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем : сб. материалов III науч.-техн. конф. молодых специалистов ОАО «ИСС». Железногорск : ОАО «ИСС», 2014. С. 174–176.

34. Обогащение графитовой руды Курейского месторождения / О. М. Смирнов [и др.] // Обогащение руд. 1999. № 1–2. С. 19–22.

35. Coope B. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples / Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham. 1993. 11 p.

36. Гайдачук А. В. Состояние и перспективы применения композиционных материалов в газотурбинах двигателях летательных аппаратов // Авиационно-космическая техника и технология. 2004. Вып. 3. С. 11–20.

37. Колганов И. М., Дубровский П. В., Архипов А. Н. Технологичность авиационных конструкций, пути повышения : учеб. пособие. Ульяновск : УлГТУ, 2003. Ч. 1. 148 с.

38. Кацура А. В., Крушенко Г. Г. Исследование влияния календарного времени на сопротивление усталости болт-заклепочных соединений авиационной техники // Вестник СибГАУ. 2012. № 5. С. 177–181.

References

1. Groche P. et al. Joining by forming – A review on joint mechanisms, applications and future trends. *Journal of Materials Processing Technology*. October 2014, Vol. 214, Iss. 10, P. 1972–1994.

2. Horvat G. L., Surface S. C. Assembled camshafts for automotive engines. *Journal of Materials Shaping Technology*. September 1989, Vol. 7, Iss. 3, P. 133–136.

3. Meusburger P. Lightweight design in engine construction by use of assembled camshafts. *MTZ Worldwide. Ausgabe*. Nr.: 2007-08, Vol. 67, P. 10–12.

4. Kenichiro Mori et al. Joining by plastic deformation. *CIRP Annals – Manufacturing Technology*. 2013, Vol. 62, Iss. 2, P. 673–694.

5. Chuan Fei Guo et al. Deformation-induced cold-welding for self-healing of super-durable flexible transparent electrodes. *Nano Energy*. September 2014, Vol. 8, P. 110–117.

6. Maltin C. A. et al. The potential adaptation of stationary shoulder friction stir welding technology to steel. *Materials & Design*. December 2014, Vol. 64, P. 614–624.

7. Yohei Abe et al. Mechanical clinching of ultra-high strength steel sheets and strength of joints. *Journal of Materials Processing Technology*. October 2014, Vol. 214, Iss. 10, P. 2112–2118.

8. Mori K., Abe Y., Kato T. Self-pierce riveting of multiple steel and aluminium alloy sheets. *Journal of Materials Processing Technology*. October 2014, Vol. 214, Iss. 10, P. 2002–2008.

9. Hartman D. A., Davé V. R., Cola M. J. In-process quality assurance for aerospace welding. *Welding Journal*. February 2009, Vol. 88, No. 1, P. 28–31.

10. Rauba A. A., Bychkov G. V., Obryvalin A. V. et al. *Tekhnologiya konstruktsionnykh materialov.* [Structural material technology]. Omsk, Omskiy gos. un-t putey soobshcheniya Publ., 2011, 26 p.

11. Krushenko G. G., Musokhranov Ju. M., Jamskikh I. S. et al. *Sposob modifitsirovaniya liteynykh alyuminievykh splavov evtekticheskogo tipa* [The method of inoculation of cast aluminum alloys of eutectic type]. Patent RF, no. 831840, 1981.

12. Morokhov I. D., Trusov L. I., Chizhik S. P. *Ul'tradispersnye metallicheskie sredy* [Ultrafine metal environment]. Moscow, Atomizdat Publ., 1977, 264 p.

13. Danilov V. I. *Stroenie i kristallizatsiya zhidkosti* [Structure and crystallization of the liquid]. Kiev, Izd-vo AN UkrSSR Publ., 1956, 568 p.

14. Krushenko G. G. [The role of the nanopowder particles in the formation of the structure of aluminum alloys]. *Metallurgiya mashinostroeniya.* 2011, No. 1, P. 20–24 (In Russ.).

15. Krushenko G. G. [Nanopowders of chemical compounds as a means of improving the quality of the metal and structural strength]. *Zavodskaya laboratoriya.* 1999, Vol. 65, No. 11, P. 42–50 (In Russ.).

16. Moskvichev V. V., Krushenko G. G., Burov A. E. et al. *Nanoporoshkovye tekhnologii v mashinostroenii* [Nanopowder technology in mechanical engineering]. Krasnoyarsk, Sibirskiy federal'ny universitet Publ., 2013, 186 p.

17. Krushenko G. G., Mishin A. S. [Welding sheets of alloy AMg6 rod containing ultra-fine powders]. *Svarochnoe proizvodstvo*. 1995, No. 1, P. 2–3 (In Russ.).

18. Dodin G. V., Kleyman V. L., Nikolaev V. M. *Voprosy tekhnologicheskogo obespecheniya pri sozdanii ballisticheskikh raket podvodnykh lodok* [Issues of technological support in the ballistic missile submarines]. 1997 (In Russ.). Available at: http://makeyev.msk.ru/pub/msys/1997/technology.html (accessed 21.10.2014).

19. *Vozdeystvie vysokokontsentrirovannykh potokov energii na materialy s tsel'yu izmeneniya ikh fiziko-khimicheskikh svoystv i uluchsheniya ekspluatatsionnykh kharakteristik. Sibirskoe otdelenie RAN v 2007 godu* [The impact of highly concentrated streams of energy to materials to change their physical and chemical properties and improved performance. Siberian branch of the Russian Academy of Sciences in 2007]. Novosibirsk, Izd-vo SO RAN Publ., 2008, P. 138–139.

20. Lashko S. V., Lashko N. F. *Payka metallov* [Brazing of metals]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 376 p.

21. Moiseev V. A., Tarasov V. A., Kolmykov V. A. et al. *Tekhnologiya proizvodstva zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Production technology of liquid rocket engines]. Moscow, Izd-vo MGU Publ., 2008, 381 p.

22. Bratuhin N. A., Kodencev S. N., Petrenko V. S. et al. *Sposob izgotovleniya sopla kamery sgoraniya zhidkostnogo raketnogo dvigatelya* [A method of manufacturing a nozzle of the combustion chamber liquid propellant rocket engine]. Patent RF, no. 2519003, 2014.

23. Mishin A. S., Podvezenny V. N. [The effect of thermal pre-treatment on the dimensional changes of the parts of Maraging steels]. *Problemy tekhniki i tekhnologii XXI veka: Tez. dokl. nauchno-tekhnich. konf.* [Problems of engineering and technology of the XXI century: Tez. rep. Scientific-Technical. Conf.]. Krasnoyarsk, KGTU, 1994, P. 62–63 (In Russ.).

24. Bironi V. S., Krushenko G. G. [Influence of thermal and thermocyclic treatment on the structure and properties of Maraging steel]. *Zhurnal Sibirskogo federal'nogo universiteta. Seriya "Tekhnika i tekhnologii"*. 2008, Vol. 1, No. 3, P. 247–255 (In Russ.).

25. Belkin I. M. *Dopuski i posadki* [Tolerances and landing]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 528 p.

26. Gaffanov R. F., Shchenyatskiy A. V. [The formation of compounds with tightness collected by thermal method]. *Vestnik IzhGTU*. 2008, No. 3, P. 6–9 (In Russ.).

27. [Fundamentals of the theory of piston engines] *Osnovy teorii porshneykh dvigateley* (In Russ.). Available at: http://www.aviaclub.kz/lib/engine/engine01.html (accessed 21.10.2014).

28. Burenin A. A., Dac E. P., Tkacheva A. V. [Modeling of the shrink fit technology]. *Sibirskiy zhurnal industrial'noy matematiki*. 2014, Vol. XVII, No. 3, P. 40–47 (In Russ.).

29. Ivanov V. K., Kashkarov A. M., Romasenko E. N. et al. [Turbopump units LRE design NPO Energomash]. *Konversiya v mashinostroenii*. 2006, No. 1, P. 15–21 (In Russ.).

30. Karasev P. A. [Nuclear power plants in space]. *Atomnaya strategiya*. 2007, No. 4, P. 16–17 (In Russ.).

31. Moracho Ramirez M. J. Nuclear installation safety: International Atomic Energy Agency (IAEA) training programmes, materials and resources. Appendix 3. Infrastructure and Methodologies for the Justification of Nuclear Power Programmes. 2012. P. 919–933.

32. US Patent 5,438,597. Container for transportation and storage of spent nuclear fuel. Robert A. Lehnert,

Robert D. Quinn, Steven E. Sisley, Brandon D. Thomas. Date of Patent August 1, 1995.

33. Dvirnyy V. V., Dvirnyy G. V., G. G. Krushenko G. G. et al. [Container for transporting nuclear power plant spacecraft]. *Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem: Sb. materialov III nauchno-tekhnich. konf. molodykh spetsialistov OAO "ISS"* [Development, production, testing and operation of space vehicles and systems: Sa. materials of the III scientific-technical. proc. young specialists of JSC "ISS"]. Zheleznogorsk, JSC "ISS", 2014, P. 174–176 (In Russ.).

34. Smirnov O. M., Krushenko G. G., Shhipko M. L. et al. [Beneficiation of Kureika graphite ore field]. *Obogashhenie rud*. 1999, No. 1–2, P. 19–22 (In Russ.).

35. Coope B. Preliminary Jameson cell flotation testing of Siberian graphite samples. Department of Mineral Resources Engineering University Nottingham, 1993, 11 p.

36. Gaydachuk A. V. [The state and prospects of application of composite materials in the aircraft engines]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2004, Vol. 3, P. 11–20 (In Russ.).

37. Kolganov I. M., Dubrovskiy P. V., Arkhipov A. N. *Tekhnologichnost' aviatsionnykh konstruktsiy, puti povysheniya. Ch. 1* [Manufacturability of aircraft structures, ways of increasing. Part 1]. Ul'yanovsk, UlGTU Publ., 2003, 148 p.

38. Katsura A. V., Krushenko G. G. [Investigation of the effect of calendar time Fatigue bolt riveted joints of aircraft]. *Vestnik SibGAU*. 2012, No. 5(45), P. 177–181 (In Russ.).

© Крушенко Г. Г., Кукушкин И. В., 2016

УДК 662.822

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1062–1071

ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ИССЛЕДОВАНИЮ КАРДАННЫХ ПЕРЕДАЧ НА ИГОЛЬЧАТЫХ ПОДШИПНИКАХ

Е. В. Кукушкин*, С. П. Ереско, Т. Т. Ереско, В. А. Меновщиков, И. И. Хоменко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: ironjeck@mail.ru

Представлен план эксперимента по исследованию карданных передач, основные расчетные формулы, выбрана определяющая функция – крутящий момент приводного электродвигателя, факторы эксперимента: тормозной момент устройства торможения, частота вращения двигателя, длина карданной передачи, угол излома карданной передачи. Дано краткое описание используемого оборудования, которое представляет собой стенд, включающий в себя электродвигатель, технологическую передачу, карданную передачу, устройство нагружения, которые последовательно соединены, а устройство нагружения выполнено гидравлическим, включающим в себя гидронасос, дроссель, фильтр, манометр, предохранительный клапан, бак, теплообменник. Конструкция предложенного стенда позволяет исследовать карданные передачи разных типоразмеров при различных углах излома карданной передачи. Стенд отличается простотой конструкции, большим диапазоном параметров нагружения и легкостью настройки, благодаря подвижной раме и нониусу, отградуированному в единицах угла излома карданной передачи. Стенд имеет ряд преимуществ: испытание карданных передач при исключении перегрева системы торможения за счет охлаждения рабочей жидкости, улучшение условий эксплуатации за счет обеспечения плавности регулирования тормозного момента. Для контроля заданных параметров режимов испытаний использовалась измерительная аппаратура: тензорезисторы в качестве измерителей крутящего и тормозного моментов, в качестве регистрирующего устройства использовался двухканальный осциллограф. Тензорезисторы были тарированы в единицах крутящего и тормозного моментов опытным путем с использованием технологического приспособления. Задача эксперимента состоит в поиске оптимальных условий функционирования карданной передачи, а именно, определении максимального коэффициента полезного действия карданной передачи в зависимости от выбранной длины и угла излома карданной передачи. Приведенная методика планирования экспериментов предназначена для экспериментальных исследований различных карданных передач с разнообразными типами подшипников. Получение полиномиальной регрессионной модели целевой функции – крутящего момента от выбранных конструктивно-режимных параметров карданной передачи – позволит в дальнейшем использовать методы поиска минимальных значений целевой функции, а следовательно, и коэффициента полезного действия передачи и соответствующих этим значениям конструктивно-режимных параметров, позволяющих в дальнейшем на этапе проектирования подобных передач обоснованно их назначать, что позволит сократить сроки проектирования при одновременном повышении качества принимаемых проектных решений, а в эксплуатации значительно экономить энергозатраты при одновременном повышении ресурса передачи.

Ключевые слова: планирование эксперимента, карданная передача, коэффициент полезного действия, игольчатый подшипник, испытательный стенд.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1062–1071

PLANNING OF EXPERIMENTS TO INVESTIGATE THE DRIVELINE ON NEEDLE BEARINGS

E. V. Kukushkin*, S. P. Eresko, T. T. Eresko, V. A. Menovshikov, I. I. Khomenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: ironjeck@mail.ru

The article presents the study on the driveline experimental design, basic formulas, defining function selected: the torque of the drive motor, the experimental factors: braking torque braking device, engine speed, driveline length, bend angle driveline. A brief description of the equipment, which is a stand, comprising a motor technology transmission

driveline, the loading apparatus which are connected in series, and the loading device is hydraulic, comprising: a hydraulic pump, a choke, a filter, a pressure gauge, safety valve, tank, heat exchanger. The design of the proposed stand allows you to explore the driveline of different sizes at different angles of knee driveline. The stand is characterized by simplicity of design, a large range of parameters of loading and ease of setup thanks to the movable frame and vernier, calibrated in units of angle fracture driveline. The stand has a number of advantages: the test driveline while avoiding overheating of the braking system by cooling the working fluid, the improvement of operating conditions by providing a smooth regulation of the braking torque. To control the set parameters testing regimes instrumentation: strain gauges as gauges torque and braking moments, as a recording device using a dual-channel oscilloscope was used. The strain gauges were calibrated in torque and braking moments units empirically using technological devices. The task of the experiment is to find the optimal conditions driveline operation, namely the determination of the maximum efficiency of the driveline depending on the selected length and angle fracture driveline. The above method of design of experiments is designed for experimental studies of various drivelines with various types of bearings. Getting a polynomial regression model, the objective function - torque on the selected constructive-regime parametres of driveline allow further use of search methods the minimum values of the objective function, and, consequently, the efficiency of the transmission and corresponding to these values of constructive-regime parameters, allowing in the future to design phase of such programs to assign them reasonably, thus reducing design time frame while improving the quality of the design decisions, and to use significantly save energy while improving the transmission resource.

Keywords: experimental design, driveline, efficiency, needle bearings, testbench.

Введение. Подшипниковые узлы являются важнейшими структурными элементами машин и составляют основную часть узлов трения, используемых в том числе и в аэрокосмической отрасли.

Отказ техники зачастую происходит из-за отказа подшипниковых узлов, которые ограничивают долговечность машин. При достаточно качественном изготовлении деталей подшипниковых узлов, например игольчатого подшипника качения, характеристики карданной передачи могут оказаться неудовлетворительными, и произойдет внезапный отказ. Практика показала, что по времени действия наиболее характерным режимом является работа шарнира при длительно действующем среднем крутящем моменте с наложением переменного момента, имеющего определенную частоту и амплитуду колебаний [1–5]. Поэтому для стендовых испытаний шарниров карданной передачи необходимо выбрать из всего многообразия эксплуатационных режимов те режимы, которые считаются наиболее характерными как по виду нагружения, так и по длительности их действия.

Подшипниковые узлы, в том числе и работающие в аэрокосмической отрасли, выходят из строя в основном из-за абразивного изнашивания, связанного с попаданием грязи и пыли. Наиболее распространенный критерий отказа подшипниковых узлов общего применения, работающих в автомобилях, тракторах, насосах, редукторах, станках, подъемно-транспортном оборудовании, – усталостное разрушение. В то же время для подшипниковых узлов специального применения важны и другие характеристики, такие как жесткость, уровень и спектр вибрации, момент сопротивления вращению, долговечность и др.

Достаточная долговечность отдельных деталей подшипниковых узлов, подтвержденная стендовыми испытаниями, не гарантирует достаточной долговечности всего узла. Последнее обстоятельство связано с тем, что нагрузки, действующие в узле, а также реальная температура могут существенно отличаться от стендовых. Кроме того, сборка и монтаж меняют зазоры, натяги и форму рабочих поверхностей подшипниковых узлов. Особенно отчетливо противоречие между качеством подшипниковых узлов и собственно подшипником, которое проявляется в узлах именно с подшипниками качения [6].

Исследованиями нагруженности трансмиссий, и в частности карданных передач автомобилей, тракторов, занимались З. Ш. Блох, Е. А. Чудаков, М. И. Лысов, И. С. Цитович, Р. В. Кугель, П. П. Лунин, С. А. Лапшин, Ю. С. Стефанович, М. С. Эйдинов, С. Н. Иванов и др.

Описание оборудования. Для лабораторных испытаний будет использоваться стенд, позволяющий исследовать карданные передачи с разным углом излома при неизменной длине карданного шарнира. Конструкция стенда представлена на рис. 1, 2. Стенд состоит из электродвигателя *1*, вал которого соединен с технологической передачей *2*, которая соединена с испытываемой карданной передачей *3* выходным валом, который подсоединен к раздаточному редуктору *4* с гидронасосом *5*, входной канал которого подсоединен в гидравлический бак *6*, а выходной канал гидронасоса присоединен к регулятору нагрузки, выполненному в виде дросселя *7*. Между дросселем и гидронасосом установлен манометр *8*, отградуированный в единицах тормозного момента, и предохранительный клапан *9* для выпуска избыточного давления в гидравлический бак. Выходной канал дросселя подсоединен к гидравлическому баку, между которыми установлен теплообменник *10*, входной канал которого подсоединен к гидравлическому баку. Электродвигатель *1* и технологическая передача *2* установлены на продольной подвижной раме, с перемещением которой меняется длина карданной передачи *3*. Раздаточный редуктор *4* вместе с гидронасосом *5* установлены на поперечной подвижной раме, с помощью которой можно менять угол излома карданной передачи *3* [7–10].

Рис. 1. Стенд для исследования карданных передач

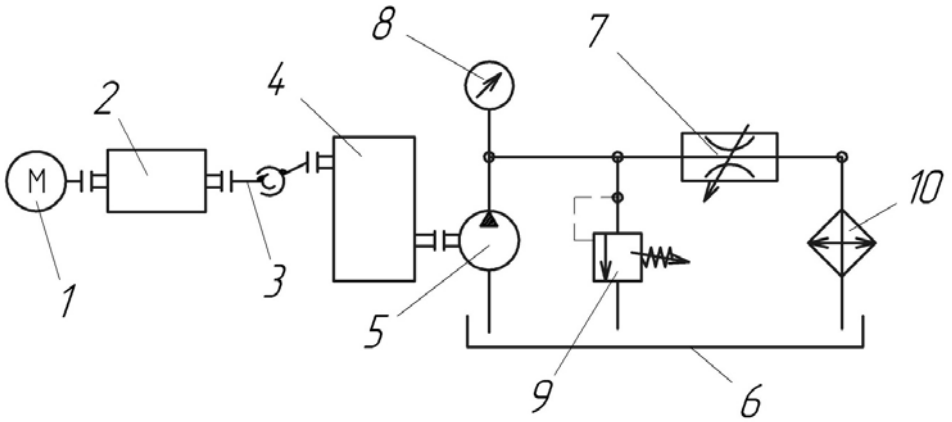


Рис. 2. Гидрокинематическая схема стенда для исследования карданных передач

Величина угла излома карданной передачи изменяется перемещением поперечной подвижной рамы, имеющей нониус, с помощью которого выставляется угол излома карданной передачи для соответствующей длины карданной передачи.

Конструкция предложенного стенда позволяет исследовать карданные передачи разных типоразмеров при различных углах излома карданной передачи. Стенд отличается простотой конструкции, большим диапазоном параметров нагружения и легкостью

настройки благодаря подвижной раме и нониусу, отградуированному в единицах угла излома карданной передачи. Стенд имеет ряд преимуществ: испытание карданных передач при исключении перегрева системы торможения за счет охлаждения рабочей жидкости, улучшение условий эксплуатации за счет обеспечения плавности регулирования тормозного момента.

Для контроля заданных параметров режимов испытаний использовалась измерительная аппаратура. В качестве измерителей крутящего и тормозного моментов использовались тензорезисторы марки 2ФКРВ-5-100ГБ, ГОСТ 21616–91 (техническая характеристика представлена в табл. 1), подключенные по мостовой схеме с температурной компенсацией (рис. 3). Исходя из деформации тензорезисторов, была выбрана электрическая схема тензомоста, в которой R_1 и R_4 – добавочное сопротивление ($R_1 + R4 = \text{const}$), R_2 и R_3 – тензорезисторы, U – напряжение на выходе тензомоста, $U_{\text{ВЫХ}}$ – напряжение питания тензомоста. Для компенсации температурных воздействий в схеме моста использовались добавочные сопротивления R_1 и R_4. Схема расположения тензорезисторов на карданном валу показана на рис. 4 [11–13].

Зависимость выходного сигнала от изменения сопротивления для данного вида деформации определялась по следующей формуле:

$$U = \frac{U_{\text{ВЫХ}}}{2}\left[\frac{\Delta R}{R}\right], \qquad (1)$$

где U, $U_{\text{ВЫХ}}$ – напряжения на входе и выходе тензомоста, В; ΔR – изменение сопротивления тензорезисторов, Ом; R – суммарное сопротивление тензомоста, Ом.

Таблица 1

Техническая характеристика тензорезистора

Обозначение	2ФКРВ-5-100ГБ
Сопротивление, Ом	90,00–94,99
Чувствительность S при температуре +20 ± 5 ºС	2,08
Относительная погрешность П при температуре +20 ± 5 ºС, %	0,1
Максимальное относительное удлинение ε, мкм/м	Не более ±3000
Максимальная сила тока I, mA	Не более 54

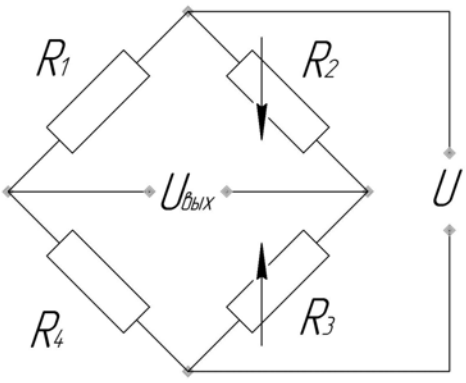


Рис. 3. Электрическая схема тензомоста

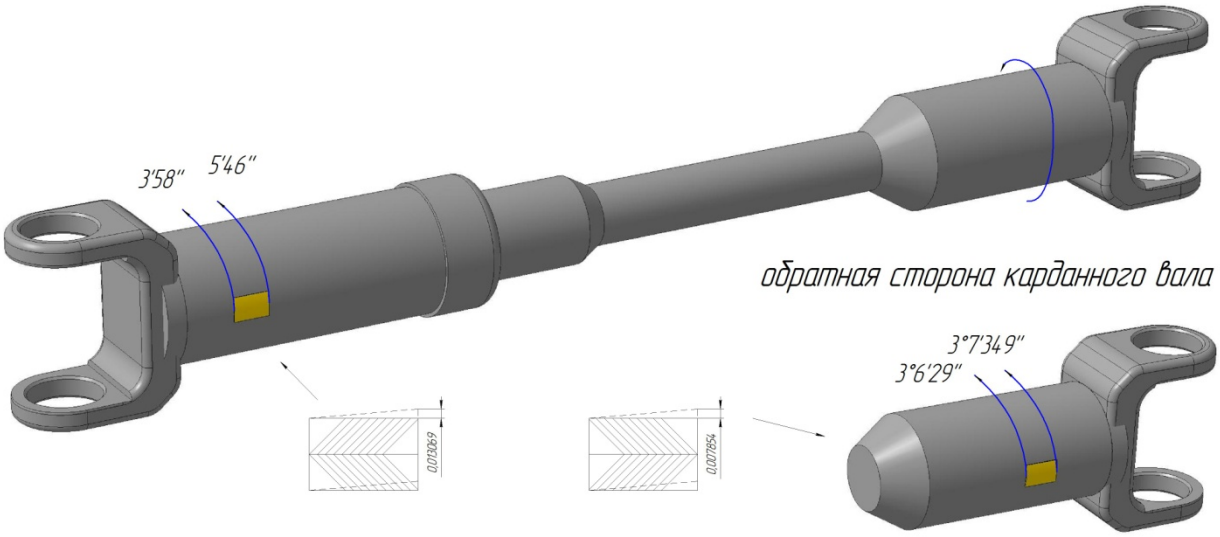


Рис. 4. Схема расположения тензорезисторов на карданном валу

Двухэлементные тензорезисторы применяются в оболочках вращения (рис. 5), работающих под давлением, если на поверхности детали имеет место чистый сдвиг, как например, кручение валов, где на поверхности вала измеряются главные деформации $\varepsilon_1 = -\varepsilon_2$, которые действуют под углами ±45° к его продольной оси, и подсчитываются главные напряжения:

$$\sigma = \frac{E}{1-\mu^2}\left(\varepsilon_1 + \mu\varepsilon_2\right) = \frac{E}{1-\mu^2}\left(\varepsilon_1 + \mu\varepsilon_1\right) = \frac{E}{1+\mu}\varepsilon_1, \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{E}{1-\mu^2}\left(\varepsilon_2 + \mu\varepsilon_1\right) = \frac{E}{1-\mu^2}\left(-\varepsilon_1 + \mu\varepsilon_1\right) = \frac{E}{1+\mu}\varepsilon_1, \quad (3)$$

где μ – коэффициент Пуансона; E – модуль упругости; ε – величина деформации.

При чистом сдвиге касательные напряжения численно равны главным напряжениям $\tau = \sigma_1 = -\sigma_2$.

Наибольшее значение относительной деформации используемых тензорезисторов ±3000 мкм/м, в отношении которой завод-изготовитель гарантирует надежную работу тензорезисторов и строгую линейность их характеристики преобразования.

Закрепление тензорезисторов осуществлялось с помощью «суперклея», позволяющего приклеивать тензорезисторы без дополнительной температурной обработки. Правильно наклеенный тензорезистор обладает практически линейной характеристикой и обеспечивает достаточно высокую точность измерений, если деформация не превышает уровня ±0,3 %. Тем не менее, имеют место небольшие отклонения от линейности при циклическом деформировании, причем кривая разгрузки располагается ниже кривой нагружения, образуя петлю гистерезиса. Поэтому замер крутящего и тормозного моментов выполнялся с учетом циклического деформирования тензорезисторов, характеристика которого показана на рис. 6 в условном масштабе.

В качестве регистрирующего устройства использовали двухканальный осциллограф HANTEK 6022BE с USB-выходом, подключенным к персональному компьютеру. Схема тензометрирования и аппаратура приведена на рис. 7, в которой через регистрирующее устройство РД сигнал от тензорезисторов поступает на персональный компьютер ПК, и с помощью программного продукта LabVIEW фиксируются значения крутящего и тормозного моментов.

Тарировка тензорезисторов осуществляется опытным путем. Величина крутящего момента определяется с помощью приспособления, представляющего собой рычаг с динамометром, на котором замеряется величина крутящего момента, а величина тормозного момента тарируется по величине крутящего момента, но в единицах давления.

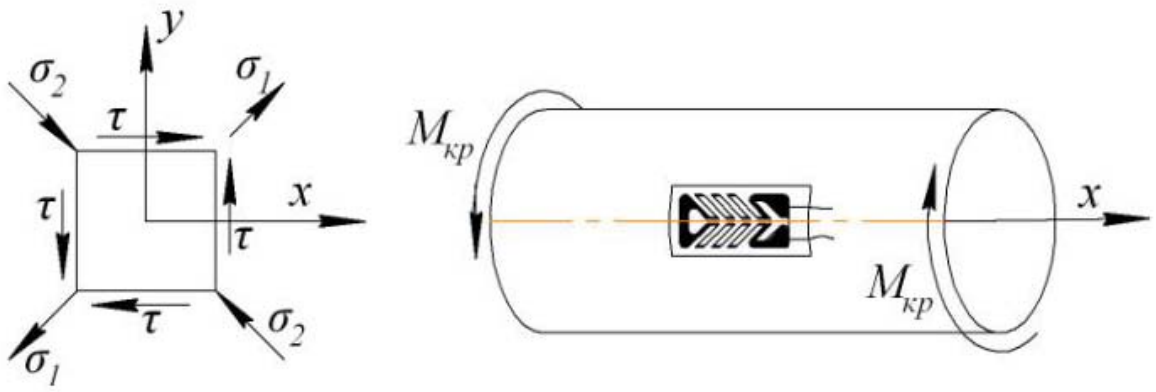


Рис. 5. Схема чистого сдвига

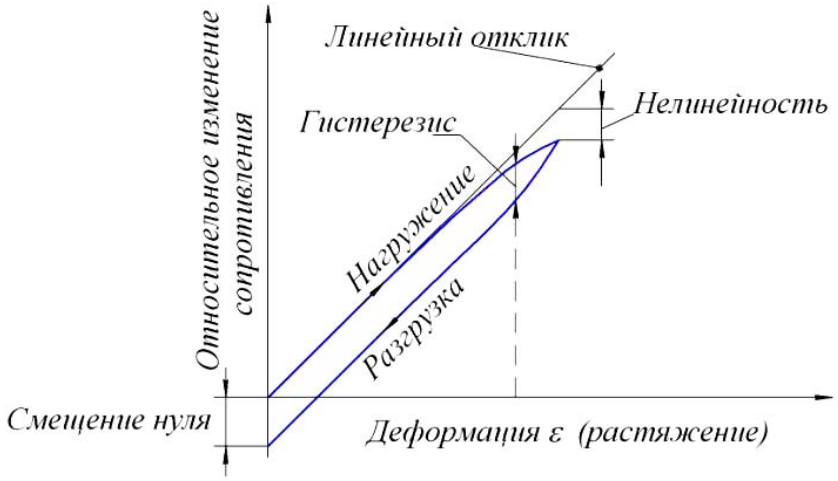


Рис. 6. Характеристика циклического деформирования тензорезистора (масштаб условный)

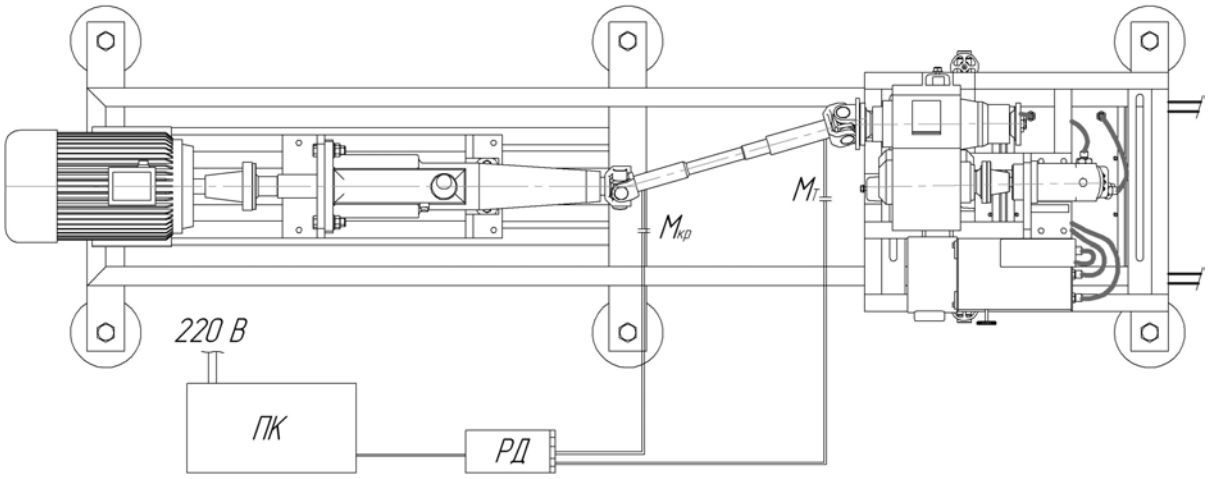


Рис. 7. Схема тензометрирования

Постановка задачи исследования. В процессе эксплуатации на карданную передачу воздействуют многочисленные возмущающие силы, переменные нагрузки разной частоты [11; 14–18], поэтому задача эксперимента состоит в поиске оптимальных условий функционирования карданной передачи, а именно, определении максимального коэффициента полезного действия карданной передачи в зависимости от конструктивных параметров: выбранной длины и угла излома карданной передачи, а также режимных параметров – нагрузочного (полезного) момента и угловой скорости вращения.

Карданные валы работают на кручение, для изготовления карданных валов наиболее часто применяются стержни круглого или кольцевого сечений (круглые сплошные или полые валы). Деформацию таких валов при кручении можно характеризовать как взаимный поворот поперечных сечений (см. рис. 4). При этом поперечные сечения остаются плоскими, а расстояние между ними не изменяется. Угол поворота сечений является переменной величиной и называется углом закручивания $\varphi(x)$.

Характеристикой степени закручивания вала по длине является относительный угол, который определяется по формуле

$$\theta = \varphi'(x). \tag{4}$$

Различие углов поворота поперечных сечений вызывает деформацию сдвига на поверхности вала и внутри него. При этом в поперечных сечениях круглых сплошных и полых валов действую только касательные напряжения, перпендикулярные к радиусам и определяемые по формуле

$$\tau = \frac{M_{кр}}{J_P} r, \tag{5}$$

где J_p – полярный момент инерции, м^4.

Абсолютный угол закручивания определяется по формуле

$$\varphi = \frac{M_{кр} \cdot l}{G \cdot J_P}, \tag{6}$$

где l – длина участка закручивания, м; G – модуль сдвига, Па; J_p – полярный момент инерции, м^4.

Согласно проделанному расчёту, при нагрузке на карданный вал величины крутящего момента на четырех режимах работы, величина закручивания (см. рис. 4), величина деформации сведены в сводную таблицу (табл. 2).

Согласно проведенным теоретическим исследованиям (табл. 2) на четырех режимах работы при изменении крутящего момента меняется угол закручивания карданного вала, причём величина закручивания на каждом из участков различна, это связано с характером нагрузок и значениями конструктивных параметров карданной передачи, в том числе и поперечным сечением элементов конструкции, а также с наличием диссипации энергии в процессе упругих крутильных деформаций и нагревом передачи.

При изменении длины карданной передачи меняются длины участков карданного вала согласно формуле (6), а следовательно, и угол закручивания, это значит, что меняется общая картина нагружения, что может вызвать изменение коэффициента полезного действия карданной передачи. Поэтому ожидается снижение коэффициента полезного действия при увеличении нагрузочного момента, а также при увеличении значений конструктивных параметров карданной передачи.

Расчёт карданного вала производился в программном продукте APM WinMachine (APM Shaft). Была разработана модель (рис. 8), на которой карданный вал был разбит на сегменты в соответствии с заданными значениями конструктивных параметров, с помощью которой графическим способом были получены величины углов закручивания карданного вала при заданных нагрузках.

Предполагается провести испытания карданных передач на четырех режимах работы при разных значениях крутящего и тормозного моментов с изменением конструктивных параметров карданной передачи в каждом опыте, что позволит наиболее качественно оценить работу карданной передачи. Длительность испытаний выбираем, исходя из результатов проведенных исследований [11], что составляет $0{,}2 \cdot 10^4$ циклов при частоте вращения 1455, 1003, 644, 416 об/мин, что соответствует 30, 43, 67, 103 с работы стенда соответственно. На основании этих данных были выбраны режимы нагружения, приведенные в табл. 3.

Таблица 2

Сводная таблица значений деформаций тензорезисторов

Номер режима работы	Крутящий момент, Н·м	Угол закручивания тензорезисторов, град		Величина закручивания тензорезисторов, мм	
		1	2	1	2
1 передача	17	2°43'39"	1°4'4"	0,45	0,28
2 передача	27	3°43'31"	2°41'26"	0,71	0,44
3 передача	42	4°12'37"	3°37'14"	1,10	0,69
4 передача	65	7°33'27"	4°6'34"	1,72	1,07

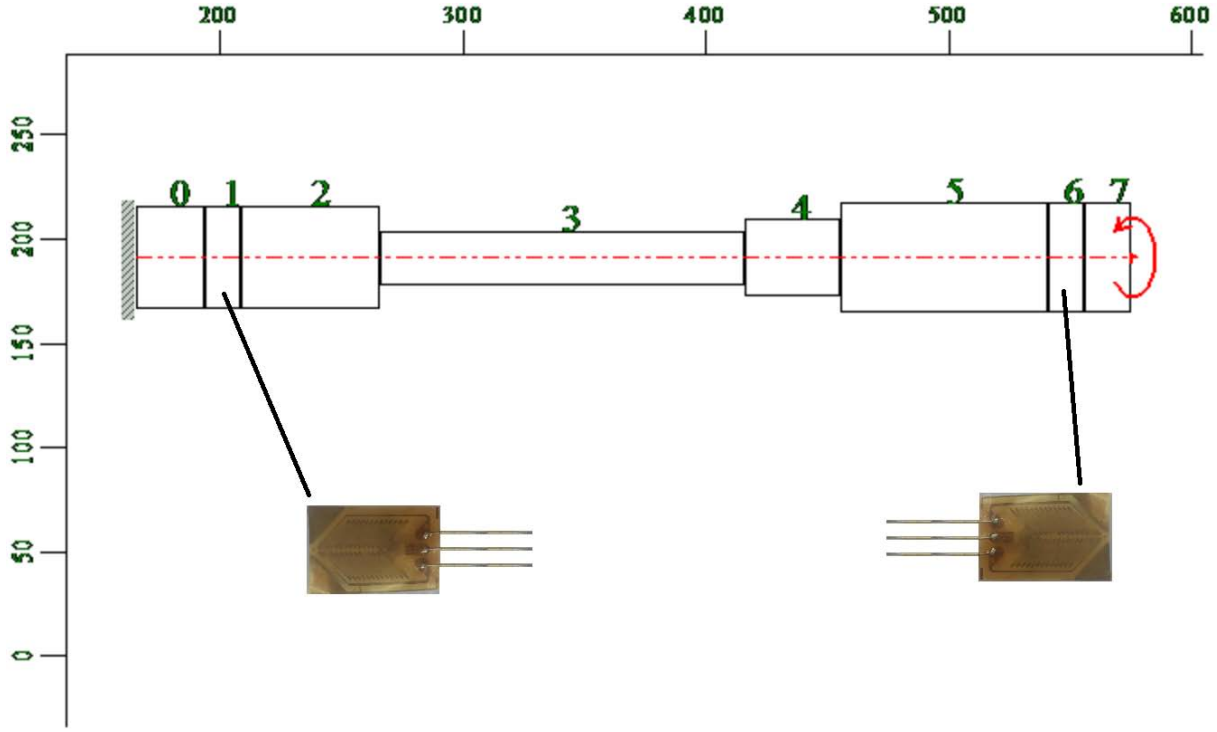


Рис. 8. Модель карданного вала в программном продукте APM WinMachine (APM Shaft) с сегментами для расчёта параметров сечений и местами установки и ориентации тензорезисторов марки 2ФКРВ-5-100ГБ, ГОСТ 21616–91

Таблица 3

Таблица режимных параметров для стендовых испытаний

Параметры	Режимы			
	1	2	3	4
n, об/мин	1455	1003	644	416
$M_{кр}$, Н·м	37	54	84	130
$M_т$, Н·м	17	27	42	65
t, с	30	43	67	103
γ, град	6	6	6	6
l, мм	493	493	493	493

Таблица 4

Уровни факторов и интервалы варьирования

Факторы	Уровни факторов				Интервал варьирования
	1	2	3	4	
Тормозной момент гидравлического устройства торможения $M_т$, Н·м	17	27	42	65	2
Частота вращения двигателя, об/мин	1455	1003	644	416	50
Длина карданной передачи l, мм	543	517	505	493	25
Угол излома карданной передачи γ, град	6	6	6	6	1

Таблица 5

Формат записи данных эксперимента

№ опыта	$M_{кр}$, Н·м	$M_т$, Н·м	n, об/мин	γ, град	l, мм
1	36,900	16,400	1400,000	6,100	493,000
2	37,000	17,000	1404,000	6,200	502,000
3	37,200	17,000	1432,000	6,000	509,000
4	37,000	16,700	1421,000	6,500	515,000
5	36,900	17,000	1445,000	6,300	521,000
6	35,700	16,700	1445,000	6,300	530,000
7	36,300	16,900	1445,000	6,300	537,000
8	36,600	17,600	1405,000	6,200	543,000

При постановке и планировании эксперимента использовался план полного факторного эксперимента $N = 4^4$, факторами которого являются тормозной момент устройства торможения ($M_т$, Н·м), частота вращения двигателя (n, об/мин), длина карданной передачи (l, мм), угол излома карданной передачи (γ, град). В качестве параметра оптимизации Y выбираем крутящий момент приводного электродвигателя ($M_{кр}$, Н·м). Тормозной момент отградуирован в единицах давления гидравлической системы, а крутящий момент определяется по формуле

$$M_{кр} = \frac{N \cdot 10^3}{\varpi}, \qquad (7)$$

где N – мощность привода, кВт; ϖ – угловая скорость, $с^{-1}$, определяемая по формуле

$$\varpi = \frac{\pi \cdot n}{30}, \qquad (8)$$

где n – число оборотов электродвигателя в минуту, об/мин.

При работе в карданной передаче [16–17; 19–21] возникает упругая деформация кручения, способствующая возникновению и росту моментов сил упругости, в том числе и за счёт погрешностей изготовления отдельных деталей конструкции карданной передачи, температуры, разностей жесткости отдельных элементов конструкции карданной передачи. В табл. 4 представлены уровни факторов и интервалы варьирования.

Выполнив запланированные опыты и определив с помощью этой матрицы численные значения коэффициентов, получим уравнение линейной математической модели в виде квадратичного полинома:

$$\begin{aligned} y = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + a_3x_3 + a_4x_4 + a_5x_1x_2 + \\ + a_6x_1x_3 + a_7x_1x_4 + a_8x_2x_3 + a_9x_2x_4 + a_{10}x_3x_4 + \\ + a_{11}x_1^2 + a_{12}x_2^2 + a_{13}x_3^2 + a_{14}x_4^2. \end{aligned} \qquad (9)$$

Для определения чувствительности факторов и проверки выбранных значений их уровней был проведен предварительный эксперимент с 4 факторами. Формат записи данных эксперимента приведен в табл. 5.

Обработку полученных результатов производили с помощью авторской программы для ЭВМ EREGRE [22] для получения уравнения линейной множественной регрессии, приведенного ниже:

$$\begin{aligned} y = 22,9762 + 1,3266x_1 + 0,0042x_2 + \\ + 0,8623x_3 - 0,0386x_4. \end{aligned} \qquad (10)$$

Из уравнения (10) видно, что выбранные нами факторы оказывают влияние на целевую функцию, а выбранные уровни факторов отвечают требованиям плана эксперимента.

Заключение. Приведенная методика планирования экспериментов предназначена для экспериментальных исследований различных карданных передач с разнообразными типами подшипников [23], в том числе и авторской разработки [24; 25]. Получение полиномиальной регрессионной модели целевой функции – крутящего момента (затраченной работы на вращение карданной передачи) от выбранных конструктивно-режимных параметров карданной передачи – позволит в дальнейшем использовать методы поиска минимальных значений целевой функции, а следовательно, и коэффициента полезного действия передачи и соответствующих этим значениям конструктивно-режимных параметров, позволяющих в дальнейшем на этапе проектирования подобных передач обоснованно их назначать, что позволит сократить сроки проектирования при одновременном повышении качества принимаемых проектных решений, а в эксплуатации значительно экономить энергозатраты при одновременном повышении ресурса передачи.

Благодарности. Результаты получены в рамках выполнения госзаданий № 9.447.2014/к и 211/2014.

Acknowledgements. The results were obtained as part of the state order № 9.447.2014 / k и 211/2014.

Библиографические ссылки

1. Ереско С. П. Закономерность трения эластичных материалов по шероховатым поверхностям при наличии смазки // Проблемы машиностроения и надежность машин. 2002. № 6. С. 58–61.

2. Локшина Н. Г. Развитие конструкций игольчатых подшипников и их применение. М. : ВНИПП, 1967. 283 с.

3. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Основные направления развития, улучшения и совершенствования рабочих характеристик карданных передач на игольчатых подшипниках // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. науч. конф. / СибГАУ. Красноярск, 2012. С. 254–256.

4. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т. Конструкция стенда для проведения испытаний карданных шарниров на игольчатых подшипниках // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конференции / СибГАУ. Красноярск, 2015. С. 337–339.

5. Климов А. А., Стручков А. В. Исследование динамической нагруженности трансмиссии бульдозерного агрегата на базе трактора класса 40 кН на грунтах 1-2 категорий // Вестн. КрасГАУ. 2008. № 1. С. 201–206.

6. Ереско Т. Т., Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. Современное состояние вопроса по исследованию пластического деформирования при статическом контактном нагружении игольчатых подшипников // Механики XXI веку. Братск : БрГУ, 2014. С. 37–40.

7. Пат. 153924 Российская Федерация, МПК[7] G 01 M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / Ереско С. П., Ереско Т. Т., Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А. № 2014147821/28 ; заяв. 26.11.2014 ; опубл. 10.08.2015, Бюл. № 22. 2 с.

8. Пат. 149002 Российская Федерация, МПК[7] G 01 M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско С. П., Ереско Т. Т. № 2014120845 ; заяв. 22.05.2014 ; опубл. 20.12.2014, Бюл. № 35. 1 с.

9. Пат. 162876 Российская Федерация, МПК[7] G 01 M 13/02 (2006.01). Стенд для испытаний карданных передач / Ереско С. П., Ереско А. С., Ереско Т. Т., Ереско В. С., Кукушкин Е. В., Стручков А. В., Хоменко И. И. № 2015157365 ; заяв. 30.12.2015 ; опубл. 27.06.2016, Бюл. № 18. 2 с.

10. Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско Т. Т. Конструкция стенда для проведения испытаний карданных шарниров на игольчатых подшипниках // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч. конф. : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 337–339.

11. Меновщиков В. А., Ереско С. П. Исследование и совершенствование игольчатых подшипников карданных передач транспортно-технологических машин : монография. Красноярск : Изд-во КрасГАУ, 2006. 283 с.

12. Hyun S., Robbins M. O. Elastic contact between rough surfaces: Effect of roughness at large and small wavelengths // Trobology International. 2007. Vol. 40. P. 1413–1422.

13. Оценка достоверности результатов вычислительного эксперимента при проектировании механических и гидромеханических приводов / С. П. Ереско [и др.] // Решетневские чтения : материалы XVI Междунар. научной конф. / СибГАУ. Красноярск, 2012. С. 241–242.

14. Шевцов С. М. Автоматизация процессов измерения вибрации // Механики XXI веку. 2008. № 7. С. 38–40.

15. Popov V. L. Kontaktmechanik und Reibung. Ein Lehr- und Anwendungsbuch von der Nanotribologie bis zur numerischen Simulation. Springer-Verlag, 2009. 328 p.

16. Решение математической модели динамики привода экспериментального стенда для исследования карданных передач / А. В. Стручков [и др.] // Наземные транспортно-технологические комплексы и средства : материалы Междунар. науч.-техн. конф. Тюмень : ТГНУ, 2016. С. 303–307.

17. Решение математической модели динамики механической трансмиссии бульдозера с учетом диссипативных сил / А. В. Стручков [и др.] // Системы. Методы. Технологии. 2010. № 6. С. 58–65.

18. Планирование эксперимента по исследованию карданных передач на игольчатых подшипниках / С. П. Ереско [и др.] // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы II Всерос. науч.-практ. конф. : в 2 т. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. С. 368–370.

19. Кожевников С. Н. Динамика нестационарных процессов в машинах. Киев : Наукова думка, 1996. 288 с.

20. Кожевников С. Н. Динамика машин с упругими звеньями. Киев : Наукова думка, 1981. 160 с.

21. Определение динамических параметров привода экспериментального стенда для исследования карданных передач / А. В. Стручков [и др.] // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 3. С. 638–644.

22. Регрессионный анализ многофакторных экспериментальных исследований (EREGRE) : свид. об офиц. регистр. программы для ЭВМ / С. П. Ереско. № 2004610534 (РФ) ; заявл. 24.12.2003, № 2003612713 ; зарегистр. Роспатентом 24.02.2004.

23. Сравнительный анализ конструкций карданных шарниров неравных угловых скоростей / С. П. Ереско // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 720–728.

24. Пат. 141878 Российская Федерация, МПК[7] F 16 D 3/26. Карданный шарнир / Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Ереско С. П., Ереско Т. Т. № 2014102339/11 ; заявл. 24.01.2014 ; опубл. 20.06.2014, Бюл. № 17. 2 с.

25. Пат. 146989 Российская Федерация, МПК[7] F16 D 3/26. Карданный шарнир / Кукушкин Е. В., Меновщиков В. А., Орлов А. А., Ереско С. П., Ереско Т. Т. № 2014119234/11 ; заявл. 13.05.2001 ; опубл. 27.10.2014, Бюл. № 30. 2 с.

References

1. Eresko S. P. [The pattern of the friction of elastic materials on rough surfaces in the presence of grease]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnost mashin.* 2002, Vol. 6, P. 58–61 (In Russ.).

2. Lokshina N. G. *Razvitie konstruktsii igolchatykh podshipnikov i ikh priminenie* [Development of the designs of needle roller bearings and their application]. Moscow, VNIIP Publ., 1967, 283 p.

3. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Main directions of development, improve and perfect the performance driveline on needle bearings]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XVth Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2012, P. 254–256 (In Russ.).

4. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko T. T. [Booth design for testing universal joints with needle bearings]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XV Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2015, P. 337–339 (In Russ.).

5. Klimov A. A., Struchkov A. V. [Research of Pods dynamic loading of bulldozer transmission unit 40 kN class tractor based on soils of categories 1-2]. *Vestnik KrasGAU.* 2008, No. 1, P. 201–206 (In Russ.).

6. Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Current status of the issue on the study of plastic defor-

mation under static loading, the contact needle roller bearings]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku"* [Proceed. of Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk, Bratsk State University Publ., 2014, P. 37–40 (In Russ.).

7. Eresko S. P., Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The driveline test stand]. Patent RF, no. 153924, 2015.

8. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko S. P., Eresko T. T. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The driveline test stand]. Patent RF, no. 149002, 2014.

9. Eresko S. P., Eresko A. S., Eresko T. T., Eresko V. S., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Struchkov A. V., Khomenko I. I. *Stend dla ispitaniy kardanikh peredach* [The driveline test stand]. Patent RF, no. 162876, 2016.

10. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko T. T. [Booth design for testing universal joints with needle bearings]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XVth Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2015, P. 337–339 (In Russ.).

11. Menovshchikov V. A., Eresko S. P. *Issledovanie i sovershenstvovanie igolchatikh podshipnikov kardanikh peredach transportno-tekhnologicheskikh mashin* [Study and improvement of needle bearing universal joint transmission of transport and technological machines]. Krasnoyarsk, KrasGAU Publ., 2006, 283 p.

12. Hyun S., Robbins M. O. Elastic contact between rough surfaces: Effect of roughness at large and small wavelengths. *Trobology International*. 2007, Vol. 40, P. 1413–1422.

13. Eresko S. P., Eresko T. T., Struchkov A. V., Klimov A. A., Kochkun V. S. [Evaluation of reliability of the results of computational experiment in the design of mechanical and hydro-mechanical actuators]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XVth Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2012, P. 241–242 (In Russ.).

14. Shevtsov S. M. [Automation of vibration measurements] *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechanics of XXI century"* [Proceed. of Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk, Bratsk State University, 2008, P. 38–40 (In Russ.).

15. Popov V. L. Kontaktmechanik und Reibung. Ein Lehr- und Anwendungsbuch von der Nanotribologie bis zur numerischen Simulation, Springer-Verlag, 2009, 328 p.

16. Struchkov A. V., Kukushkin E. V., Eresko S. P., Eresko T. T. [Solution of the mathematical model of the dynamics of the pilot study for drive cardan transmission]. *Materialy Mezhdunar. nauch. tekhn. konf. "Nazemnye transportno-tehnologicheskie kompleksy i sredstva"* [Proceed. of Intern. Scientific. Conf "Ground transportation and technological systems and means"]. Tyumen, 2016, P. 303–307 (In Russ.).

17. Struchkov A. V., Klimov A. A., Eresko T. T., Kochkun V. S. [Mathematical model of mechanical transmission dynamics of the bulldozer taking into account dispassive forces]. *Sistemy. Metody. Tekhnologii.* 2010, No. 6, P. 58–65 (In Russ.).

18. Eresko S. P., Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshikov V. A., Khomenko I. I. [Planning of experiment on research of cardan transmissions on the needle-shaped bearing]. *Materialy Mezhdunar. nauch. konf. "Aktualnie problem aviacii i kosmonavtiki"* [Materials Intern. Scientific. Conf "Current issues of aviation and cosmonautics"]. Krasnoyarsk, 2016, P. 368–370 (In Russ.).

19. Kozhevnikov S. N. *Dinamika nestacionarnikh processov v mashinakh* [The dynamics of non-stationary processes in machines]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1996, 288 p.

20. Kozhevnikov S. N. *Dinamika mashin s uprugimi zveniami* [Dynamics of machines with elastic links]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1981, 160 p.

21. Struchkov A. V., Kukushkin E. V., Eresko S. P., Eresko T. T. [Determination of dynamic parameters of drive of experimental stand for research of cardan transmissions]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 1, P. 638–644 (In Russ.).

22. Eresko S. P. *Regressivnii analiz mnogoaktornikh eksperimentalnikh issledovanii (EREGRE)* [Multivariate regression analysis of experimental studies (EREGRE)]. Patent RF, no. 2004610534, 2004.

23. Eresko S. P., Eresko T. T., Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A. [Comparative analysis of structures universal joints of unequal angular velocity]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 3, P. 720–728 (In Russ.).

24. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Eresko S. P., Eresko T. T. *Kardani sharnir* [Joint]. Patent RF, no. 141878, 2014.

25. Kukushkin E. V., Menovshchikov V. A., Orlov A. A., Eresko S. P., Eresko T. T. *Kardani sharnir* [Joint]. Patent RF, no. 146989, 2014.

© Кукушкин Е. В., Ереско С. П., Ереско Т. Т., Меновщиков В. А., Хоменко И. И., 2016

УДК 620.197

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1072–1076

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ МИКРОДУГОВОГО ОКСИДИРОВАНИЯ НА ПОРИСТОСТЬ И КОРРОЗИОННУЮ СТОЙКОСТЬ СПЛАВА СИСТЕМЫ AL–MG–SC

Т. В. Трушкина, А. Е. Михеев, Н. А. Сиденко, Д. В. Раводина, А. В. Гирн

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: Tatyana.si@mail.ru

Алюминиевый сплав 01570, имеющий в своем химическом составе легирующий элемент скандий, обладает высокими удельными физико-механическими характеристиками, но в агрессивных средах имеет низкую коррозионную стойкость. Для повышения коррозионной стойкости рабочих поверхностей элементов конструкций летательных аппаратов, изготовленных из сплава 01570, предложен метод формирования покрытий микродуговым оксидированием (МДО), в процессе которого на поверхности обрабатываемых материалов образуются плотные оксидные слои.

Проведены исследования морфологии, расчет пористости и коррозионной стойкости МДО-покрытий. Алюминиевым сплавам свойственна питтинговая коррозия, переходящая со временем в межкристаллитную. Во избежание проникновения активной коррозионной среды по сквозным порам МДО-покрытия до поверхности алюминиевого сплава, необходимо получать покрытия с минимальной пористостью. Установлено, что с увеличением соотношения катодной и анодной составляющей тока от 0,8 до 1,2 наблюдается уменьшение общей пористости.

Для определения коррозионной стойкости сформированных покрытий проводились ускоренные лабораторные испытания согласно ГОСТ 9.308–85 (метод 9). Процесс коррозионного разрушения искусственно ускоряется за счет чередования погружения образцов в коррозийную среду, с последующей сушкой при комнатной температуре. Количественный анализ с применением гравиметрического метода определения скорости коррозии в условиях, имитирующих морскую среду, показал, что убыль веса незначительна, и по расчетам глубинного показателя коррозии покрытия, полученные микродуговым оксидированием на сплаве 01570, относятся к группе совершенно стойких.

Ключевые слова: алюминий и его сплавы, 01570, пористость, коррозионная стойкость, функциональные покрытия, морфология, микродуговое оксидирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1072–1076

INFLUENCE OF TECHNOLOGICAL PROCESSES MDO ON POROUS AND CORROSION RESISTANCE OF THE ALLOY SYSTEMS AL–MG–SC

T. V. Trushkina, A. E. Miheev, N. A. Sidenko, D. V. Ravodina, A. V. Girn

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: Tatyana.si@mail.ru

One of the most important problems in the industry by using metals and alloys gate groups, which include aluminum alloys, is to increase the physical and mechanical properties, corrosion resistance of structures, components and assemblies made therefrom. Aluminium alloys, including Alloy 01570 have high specific physical and mechanical properties, but in solution or vapor salts have low corrosion resistance. To improve the corrosion resistance of the various protection methods are used, for example by forming a coating on the working surfaces. For the application of protective coatings on aluminum alloy 01570 a method of micro-arc oxidation (MAO) is proposed.

The morphology operation research, payment of porosity and corrosion resistance MDO coatings were carried out. Aluminum alloy is characterized by pitting, turning from time to intergranular. In order to avoid penetration of the active corrosion-protection-through pores MAO coating to the surface of the aluminum alloy, it is necessary to obtain coatings with minimal porosity of the oxide layer. It is found that with increasing ratio of the anodic and cathodic current of from 0.8 to 1.2, a decrease of the total porosity.

To determine the corrosion resistance of the coating formed, accelerated laboratory tests were carried out according to GOST 9.308–85 (Method 9). The process of corrosion failure is artificially accelerated, due to alternating samples immersion in corrosive media and then dried at room temperature. Quantitative analysis using a gravimetric method for determining the corrosion rate in simulated marine environment showed that the loss of weight is negligible and the estimated depth index coatings obtained by oxidation on the alloy microarc 01570 are completely resistant group.

Keywords: aluminum and its alloys, 01570, porosity, corrosion resistance, functional coatings, morphology, microarc oxidation.

Введение. Алюминиевые сплавы обладают высокой коррозионной стойкостью, так как способны легко пассивироваться, образуя на своей поверхности оксидную пленку толщиной до 20 мкм [1–7]. Однако эксплуатация изделий ракетно-космической техники (РКТ) проходит в экстремальных условиях в присутствии агрессивных сред, поэтому с целью повышения коррозионной стойкости алюминиевых изделий их поверхность модифицируют защитными покрытиями, которые обеспечивают требуемые эксплуатационные характеристики. В ракетно-космической технике все более широко применяется алюминиевый сплав 01570, содержащий в своем химическом составе легирующий элемент скандий, который в растворах или парах солей имеет низкую коррозионную стойкость. На данном этапе развития предприятий данной отрасли актуальным направлением является применение современных методов нанесения защитных покрытий, к которым можно отнести микродуговое оксидирование (МДО). Это процесс модификации поверхности металла в высоковольтном режиме, находящегося в электролите, позволяющий получать многофункциональные покрытия с уникальными физико-механическими свойствами, толщиной более 100 мкм [3–9]. Проведенные ранее металлографические исследования выявили, что покрытия для металлов вентильной группы, полученные при различных режимах МДО-обработки, состоят из следующих слоев: тонкого переходного, прилегающего к металлу и основного рабочего с максимальной твердостью и минимальной пористостью. Тонкий слой обеспечивает высокую адгезионную прочность покрытия с основой, рабочий слой в основном состоит из смеси α-$A1_2O_3$, γ-$A1_20_3$ и наружного технологического, обогащенного алюмосиликатами [7]. Были определены количественные характеристики химического состава покрытия, сформированного на поверхностях образцов из сплава 01570, а также выявлено влияние технологических режимов процесса МДО на толщину оксидного слоя [10–12].

Экспериментальная часть. В данной работе формирование МДО-покрытия проводилось на образцах из алюминиевого сплава 01570 в силикатно-щелочном электролите, при фиксированном значении времени оксидирования и плотности тока на установке ИАТ-Т. Регулируемым технологическим параметром процесса являлось значение соотношения катодной и анодной составляющих тока, которое варьировалось в диапазоне от 0,8 до 1,2.

В связи с тем, что коррозионная стойкость и физико-механические характеристики покрытий являются основополагающими при использовании их в промышленности, определяющим исследованием является определение структуры поверхностных слоев покрытия, его пористости и коррозионной стойкости.

Проведенные ранее исследования МДО-покрытий алюминиевых сплавов показывают, что им присуще изменение структуры, с увеличением соотношения катодной и анодной составляющих тока с 0,8 до 1,2. Прослеживается изменение размера и количества пор: их становиться меньше, но их площадь увеличивается. Наличие катодной составляющей тока приводит к разогреву внутренней части покрытия и образованию в этой области высокотемпературных фаз оксидов и оплавлению поверхности слоя, что обеспечивает низкую пористость, повышение физико-механических характеристик и коррозионной стойкости формируемых оксидных структур [13–15].

Алюминиевым сплавам свойственна питтинговая коррозия, переходящая со временем в межкристаллитную. Во избежание проникновения активной коррозионной среды по сквозным порам МДО-покрытия до поверхности самого алюминиевого сплава необходимо получать покрытия с минимальной пористостью. Следовательно, чем меньшее число сквозных пор присутствует в покрытии, тем выше коррозионная стойкость изделия в целом. Для решения данной задачи требуется отработка технологических режимов процесса нанесения покрытий. Исследование пористости покрытий проводили с полученных микрофотографий морфологии при помощи программного обеспечения Siams 700, для чего с кадров микрофотографий морфологии полученных образцов производили визуальный подсчет пор «кратеров» методом выделения каждой области темного цвета на фоне общей светлой площади образца. В табл. 1–3 представлены результаты по динамике изменения пористости и зависимость от технологических режимов процесса МДО.

Для определения коррозионной стойкости сформированных покрытий проводились ускоренные лабораторные испытания согласно ГОСТ 9.308–85 (метод 9). Суть данного метода заключается в том, что процесс коррозионного разрушения искусственно ускоряется за счет чередования погружения образцов в условия, имитирующие морскую среду, с последующей сушкой при комнатной температуре. Испытания проводились в течение 336 часов. Образцы до и после коррозионных испытаний показаны на рис. 1, 2.

При визуальном осмотре образцов на поверхностях обнаружено отложение солей в виде кристаллов (рис. 2). Повреждений, связанных с воздействием коррозионной среды, не наблюдается. Покрытие сохранило свою целостность, что свидетельствует о его

высокой коррозионной стойкости в условиях, имитирующих морскую среду.

В работе использовался количественный анализ с применением гравиметрического метода определения скорости коррозии, сущность которого заключается в измерении веса образца до проведения испытаний и после удаления продуктов коррозии. По полученным значениям масс образцов проводили расчет глубинного показателя коррозии. Из расчетов скорости коррозии определено, что с увеличением соотношения составляющих тока от 0,8 до 1,2 скорость коррозии снижается, защитные свойства повышаются. Зависимость изменения скорости коррозии от соотношения катодной и анодной составляющих тока представлена на рис. 3.

Таблица 1

Пористость МДО-покрытий на сплаве 01570 *Ik/Ia* = 0,8

	Число пор	Минимальное значение, мкм^2	Максимальное значение, мкм^2	Среднее значение, мкм^2
Площадь	1509	0,26	487,61	20,99
Периметр	1509	1,43	308,22	21,57

Таблица 2

Пористость МДО-покрытий на сплаве 01570 *Ik/Ia* = 1

	Число пор	Минимальное значение, мкм^2	Максимальное значение, мкм^2	Среднее значение, мкм^2
Площадь	1484	0,30	344	13,09
Периметр	1484	1,55	209,5	14,90

Таблица 3

Пористость МДО-покрытий на сплаве 01570 *Ik/Ia* = 1,2

	Число пор	Минимальное значение, мкм^2	Максимальное значение, мкм^2	Среднее значение, мкм^2
Площадь	1357	0,28	700,59	14,49
Периметр	1357	1,51	432,4	16,10

Рис. 1. Образцы сплава 01570 с МДО-покрытием до проведения коррозионных испытаний

Рис. 2. Образцы сплава 01570 с МДО-покрытием после коррозионных испытаний

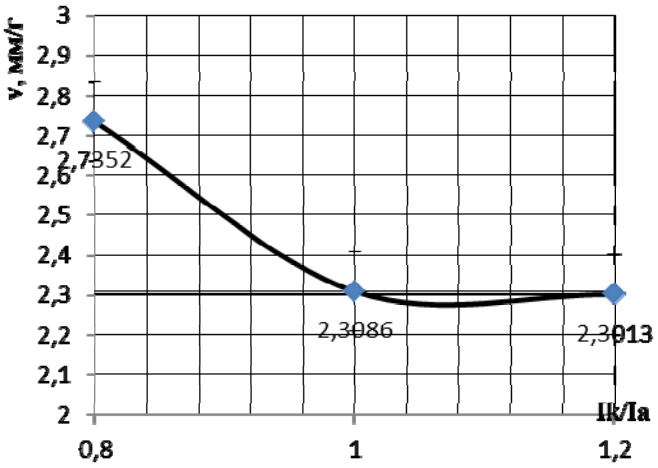


Рис. 3. Зависимость скорости коррозии МДО-покрытий на сплаве 01570 от соотношения катодной и анодной составляющих тока

Покрытия, полученные на алюминиевом сплаве 01570, относятся к группе совершенно стойких в условиях, имитирующих морскую среду. Оценка покрытий по отношению к группам коррозионной стойкости осуществлялась по результатам расчета глубинного показателя коррозии согласно ГОСТ 5275–68 [16].

Заключение. В ходе проведения экспериментальных исследований установлено:

– для достижения минимальной пористости и высокой коррозионной стойкости покрытия вести процесс МДО целесообразнее при соотношении катодной и анодной составляющих тока *Ik/Ia* от 1 до 1,2;

– МДО-покрытия, формируемые на сплаве 01570, обладают высокими защитными характеристиками от воздействия агрессивных сред.

Применение технологии микродугового оксидирования для получения покрытий на сплаве 01570 с высокими антикоррозионными свойствами актуально для предприятий оборонно-промышленного комплекса, изготавливающих изделия, эксплуатируемые в экстремальных условиях.

Библиографические ссылки

1. Модель перехода анодирования в микродуговой режим / В. И. Белеванцев [и др.] // Изв. СО АН СССР. Сер. хим. наук. 1989. Вып. 6. С. 73–81.
2. Область применения и свойства покрытий, получаемых микродуговым оксидированием / Э. С. Атрощенко [и др.] // Физика и химия обработки материалов. 1996. № 3. С. 8–11.
3. Вячеславов П. М., Шмелева Н. М. Методы испытаний электролитических покрытий. Л. : Машиностроение, 1977.
4. Федоров В. А. Модифицирование микродуговым оксидированием поверхностного слоя деталей / В. А. Федоров. М. : Энергия, 1992. 190 с.
5. Булычев С. И., Федоров В. А., Данилевский В. П. Кинетика формирования покрытия в процессе микродугового оксидирования // Физика и химия обработки материалов. 1993. № 6. С. 53–59.
6. Марков Г. А., Слонова А. И., Терлеева О. П. Химический состав, структура и морфология микроплазменных покрытий // Защита металлов. 1997. Т. 33, № 3. С. 289–294.
7. Технологические возможности микродугового оксидирования алюминиевых сплавов / А. Е. Михеев [и др.] // Вестник машиностроения. 2003. № 2. С. 56–63.
8. Тихоненко В. В., Шкилько А. М. Диагностика наружного слоя покрытия, полученного микродуговым оксидированием на сплавах алюминия // Вестник НТУ «ХПИ» : сб. науч. тр. 2010. № 47. С. 119–125.
9. Белецкий В. М., Кривов Г. А. Алюминиевые сплавы (состав, свойства, технология, применение). Киев : КОМИНТЕХ, 2005. 365 с.
10. Микродуговое оксидирование: теория, технология, оборудование / И. В. Суминов [и др.] // М. : Экспо. 2005. 368 с.
11. Земскова Е. П. Технологическое обеспечение коррозионной стойкости деталей из алюминиевых сплавов формированием тонких МДО-покрытий : автореф. дис. … канд. техн. наук. М., 2009. 20 с.
12. Химические процессы при микродуговом оксидировании / А. Е. Михеев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 2 (48). С. 212–216.
13. Морфология и пористость поверхности оксидных покрытий / Т. В. Трушкина [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 2 (54). С. 144–148.
14. Трушкина Т. В. Технология формирования высокопрочных коррозионно-стойких покрытий на алюминиевых сплавах микродуговым оксидированием : автореф. дис. … канд. техн. наук. Красноярск, 2015. 123 с.
15. Разработка функциональной схемы влияния основных факторов процесса микродугового оксидирования на свойства покрытий / Т. В. Трушкина [и др.] // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 2. С. 464–469.
16. ГОСТ 5272–68. Защита от коррозии. Ч. 4. Методы натурных испытаний. М. : Изд-во стандартов, 1999. 10 с.

References

1. Belevantsev V. I., Markov G. A., Terleeva O. P., Shulepko E. K. [Model of transition anodizing in micro-arc regime]. *Izv. SO AN SSSR. Ser. khim. Nauk.* 1989, Vol. 6, P. 73–81 (In Russ.).
2. Atroshchenko E. S., Kazantsev I. A., Rozen A. E., Golovanova N. V. [The Scope and properties of coatings obtained by microarc oxidation]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*. 1996, No. 3, P. 8–11 (In Russ.).
3. Vyacheslavov P. M., Shmeleva N. M. *Metody ispytaniy elektroliticheskikh pokrytiy* [Test methods of electroplating]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1977, 210 p.
4. Fedorov V. A. *Modifitsirovanie mikrodugovym oksidirovaniem poverkhnostnogo sloya detaley* [Modification of micro-arc oxidation of the surface layer]. Moscow, Energiya Publ., 1992, 190 p.
5. Bulychev S. I., Fedorov V. A., Danilevskiy V. P. [Kinetics of the formation of the coating during micro-arc oxidation]. *Fizika i khimiya obrabotki materialov*, 1993, No. 6, P. 53–59 (In Russ.).
6. Markov G. A., Slonova A. I., Terleeva O. P. [Chemical composition, structure and morphology of microplasma coatings]. *Zashchita metallov*, 1997, Vol. 33, No. 3, P. 289–294 (In Russ.).
7. Mikheev A. E., Terekhin N. A., Statsura V. V., Golenkova A. A., Ivasev S. S., Girn A. V. [Technological capabilities of micro-arc oxidation of aluminum alloys]. *Vestnik mashinostroeniya*, 2003, No. 2, P. 56–63 (In Russ.).
8. Tikhonenko V. V., Shkil'ko A. M. [Diagnosis outer layer of the coatings obtained by microarc oxidation on aluminum alloys]. *Vestnik NTU "KhPI"*. 2010, No. 47, P. 119–125 (In Russ.).
9. Beletskiy V. M., Krivov G. A. *Alyuminievye splavy (sostav, svoystva, tekhnologiya, primenenie).* [Aluminum alloys (composition, properties, technology, application)]. Kiev, KOMINTEKh Publ., 2005, 365 p.
10. Suminov I. V., Epel'fel'd A. V., Lyudin V. B. *Mikrodugovoe oksidirovanie: teoriya, tekhnologiya, oborudovanie* [Microarc oxidation: theory, technology, equipment]. Moscow, Ekspo Publ., 2005, 368 p.

11. Zemskova E. P. *Tekhnologicheskoe obespechenie korrozionnoy stoykosti detaley iz alyuminievykh splavov formirovaniem tonkikh MDO-pokrytiy*. *Avtoreferat dis. Kand. tekhn. Nauk* [Technology ensuring corrosion resistance of aluminum alloys by formation of thin MDO-coatings. Cand. Diss.]. Moscow, 2009, 20 p.

12. Mikheev A. E., Trushkina T. V., Girn A. V., Ravodina D. V. [Chemical processes for micro-arc oxidation]. *Vestnik SibGAU*. 2013, Vol. 2 (48), P. 212–216 (In Russ.).

13. Trushkina T. V., Mikheev A. E., Girn A. V., Alyakretskiy R. V., Ravodina D. V. [The morphology and porosity of the surface of oxide coatings]. *Vestnik SibGAU*. 2014, Vol. 2 (54), P. 144–148 (In Russ.).

14. Trushkina T. V. *Tekhnologiya formirovaniya vysokoprochnykh korrozionnostoykikh pokrytiy na alyuminievykh splavakh mikrodugovym oksidirovaniem. Avtoreferat dis. Kand. tekhn. Nauk* [Forming technology of high strength corrosion resistant coatings on aluminum alloys by micro-arc oxidation. Cand. Diss.]. Krasnoyarsk, 2015, 123 p.

15. Trushkina T. V., Mikheev A. E., Ravodina D. V., Girn A. V. [Development of the functional diagram of the influence of the main factors of micro-arc oxidation process on coatings]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 2, P. 464–469 (In Russ.).

16. GOST R 5272–68. *Zashchita ot korrozii. Chast' 4. Metody naturnykh ispytaniy* [State Standart R 5272-68. Corrosion protection. Part 4: Methods of field tests]. Moscow, Standartinform Publ., 1999, 10 p.

© Трушкина Т. В., Михеев А. Е.,
Сиденко Н. А., Раводина Д. В., Гирн А. В., 2016

УДК 621.313.13.1

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1077–1087

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЛИНЕЙНОГО ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРИВОДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ УДАРНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАТЕРИАЛОВ

А. А. Фадеев, И. Я. Шестаков, Т. Т. Ереско

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: fadeev.77@mail.ru

Исследование ударного взаимодействия имеет первостепенное значение для решения задач как теоретической направленности (изучение внутренних закономерностей ударных процессов, исследование физико-механических свойств материалов при динамическом нагружении), так и практической, прикладной направленности (повышение надежности и работоспособности деталей машин, использование ударного взаимодействия в различных технологических процессах поверхностно-пластического деформирования, упрочнения, маркирования и т. д.). Данные исследования актуальны и востребованы в машиностроении, а особенно в авиа- и ракетостроении, двигателестроении, автомобилестроении и т. д.

Рассмотрены вопросы исследования ударного взаимодействия на установке с линейным электродинамическим приводом. Цель работы – оценка возможности использования линейных электроприводов для исследования ударных процессов.

Приведен сравнительный анализ различных ударных устройств (гидравлических, пневматических, электрических). Рассмотрены преимущества и особенности работы линейного электродинамического привода, приведена математическая модель динамики работы привода в ударном режиме. Результаты математического моделирования динамики работы для различных типоразмеров линейного электродинамического привода показали высокую сходимость с данными реальных образцов. Показан вариант использования исследовательского стенда в качестве калибратора датчиков удара и вибрации – электродинамический калибратор, приведена его схема, особенности расчета калибровочных установок методом удара, основные технологические и конструктивные параметры, а также показаны результаты экспериментов по калибровке датчика вибрации, которые позволяют после соответствующей модернизации и настройки использовать электродинамический калибратор в метрологии.

Ключевые слова: ударное взаимодействие, линейный электродинамический привод, датчик удара, вибрации, калибратор.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1077–1087

USE OF THE LINEAR ELECTRODYNAMIC ACTUATOR FOR THE RESEARCH OF SHOCK INTERACTION OF MATERIALS

A. A. Fadeev, I. Y. Shestakov, T. T. Eresko

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: fadeev.77@mail.ru

The research of shock interaction is of paramount importance for solving problems of theoretical orientation (study of the internal processes impact processes, the study of physical and mechanical properties of materials under dynamic loading) and practical, applied orientation (improving the reliability and efficiency of machine parts, the use of shock interaction in various processes of surface plastic deformation, hardening, marking, etc.). These studies are relevant and always in demand in mechanical engineering, especially in aircraft, rocket building, engine building, automotive industry, etc.

The work is devoted to the study of shock interaction, using the research of stand drums on the basis of the linear electrodynamic actuator. The aim of this work is to assess the possibility of using linear actuators, because of their design features and modes of operation, the study of different shock processes.

The comparative analysis of various impact devices (hydraulic, pneumatic, electric) discusses the advantages and features of the linear electrodynamic actuator, the mathematical model of the dynamics of the actuator in the shock

regime. The results of mathematical modeling of the dynamics of working for different sizes of the linear electrodynamic actuator showed good agreement with the data of actual samples. The variant of use of research stand as a calibrator shock and vibration – electrodynamic calibrator is shown, its scheme is given, especially the calculation of the calibration method of the strike, the main technological and structural parameters and the results of experiments for calibration of the vibration sensor, which allows, after appropriate modernization, and configuration, use of electrodynamic calibrator in Metrology are shown

Keywords: impact interaction, the linear electrodynamic actuator, shock sensor, vibration calibrator.

Введение. При исследовании процессов взаимодействия тел наиболее интересными и сложными являются динамические контактные задачи, в том числе связанные с ударным воздействием. Задачи о соударении двух тел решали такие ученые, как И. Ньютон, Б. Д. Сен-Венан (задача о продольном ударе двух стержней), Г. Герц (ударное взаимодействие упругих тел), С. П. Тимошенко (теория удара) [1], А. Н. Динник (удар упругих тел) [2], Н. А. Кильчевский (аналитическое описание динамического контактного взаимодействия) [3], Е. В. Александров и В. Б. Соколинский (прикладная теория и расчеты ударных систем) [4]. Анализ современных подходов к волновым задачам динамического контакта предложен в [5]. Исследованию *виброударных процессов* сложных систем посвящены работы Л. В. Крупенина [6–8].

На основе современных теоретических разработок в области ударного взаимодействия тел предложены различные принципы и подходы к использованию теории для решения различных прикладных задач. Для достижения большой степени упрочнения деталей при проведении процессов поверхностно-пластического деформирования (ППД) в [9–11] предложено использовать *комбинацию статической и динамической нагрузки*. В [12] даны принципы расчета ударных и виброударных машин, в [13] предложен алгоритм и расчетные формулы для выбора рациональных параметров ударной системы машин. В работе [14] представлены принципиальные схемы воспроизведения ударной нагрузки на электромагнитных вибрационных стендах для ускоренных испытаний на надежность.

Ударные установки. Рассматривая перспективы использования различного типа оборудования для реализации ударного воздействия (в частности ППД), произведен сравнительный анализ технических характеристик. На графике (рис. 1) представлена зависимость произведения удельной энергии удара (ударной мощности) и частоты ударов в минуту (Дж·уд/(мин·кг)) от массы установки (кг).

За счет высокого быстродействия линейного электропривода удельная мощность в минуту у линейного электропривода выше по сравнению с гидравлическими и пневматическими ударными установками (несмотря на то, что энергия удара в импульсе у гидравлических и пневматических ударных установок выше, чем у электропривода).

Применение линейных электромашин (электроприводов) для воспроизведения ударного воздействия позволяет непосредственно преобразовывать электроэнергию в кинетическую энергию прямолинейного движения якоря, что существенно упрощает электропривод, повышает его надежность, производительность, экономичность.

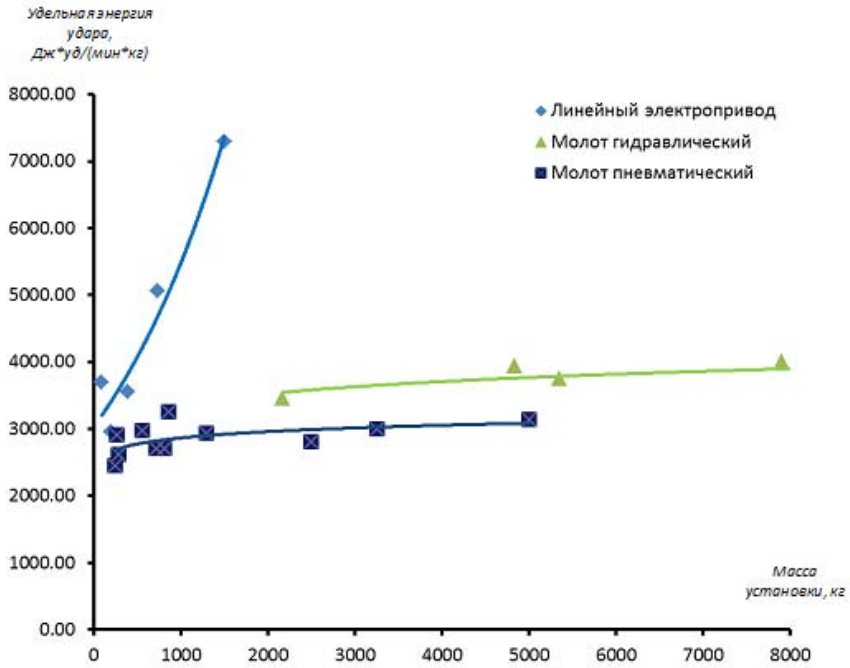


Рис. 1. Сравнительный анализ оборудования ударного воздействия

Использование линейных электроприводов разных типов для воспроизведения ударов в различных технологических процессах известно давно:

– на основе индукционно-динамического двигателя (ЛИДД) [15; 16], предназначенного для предотвращения утечки информации с компьютера, методом ударного разрушения носителя информации;

– на основе электромагнитного двигателя (ЛЭМД) [17–19] разработаны и реализованы устройства для маркирования и клеймения деталей [20–22], установки фурнитуры [23], ручных ударных инструментов [24; 25], а также переносных ударных механизмов на основе ЛЭМД [26];

– на основе линейного электродинамического двигателя (ЛЭДД) [27–29], основным преимуществом которого по сравнению с электромагнитными двигателями является отсутствие ферромагнитных материалов, что ведет к значительному снижению индуктивности и массы якоря, что, в свою очередь, способствует повышению быстродействия электродинамического двигателя.

В табл. 1 приведены ориентировочные значения параметров некоторых линейных электродвигателей ударного действия. (Удельные параметры электродинамического двигателя приводятся для импульсного режима и получены опытным путем.)

Основные преимущества линейных электродинамических машин (ЛЭДМ):

1. Электродинамический привод молота имеет лучшие, чем электромагнитный, удельные характеристики, а значит, меньшую металлоемкость привода и лучшие массогабаритные показатели.

2. Электродинамический привод молота в импульсном режиме имеет значительно более высокий КПД (58–69 %) по сравнению с электромагнитным (9–37 %).

Таблица 1

Параметры линейных машин ударного действия

Тип двигателя	Тип машины ударного действия			
	Электромагнитный		Электро-динамический	Индукционно-динамический
	Стационарный	Ручной		
Энергия ударов, Дж	340–27000	20–60	410–8100	30
Частота ударов, уд/мин	150–75	60–120	180–90	20
Потребляемая мощность, кВт	9–33	–	2,1–19,6	–
КПД, %	9,2–36,7	–	58–62	–
Масса, кг	145–5000	11	90–1500	2,2
Удельная ударная мощность, Вт/кг	5,7–6,6	–	13,7–8,1	–
Удельная энергия удара, Дж/кг	2,34–5,4	Не менее 10	4,55–5,4	–
Источник	[30]	[26]	[30]	[31]

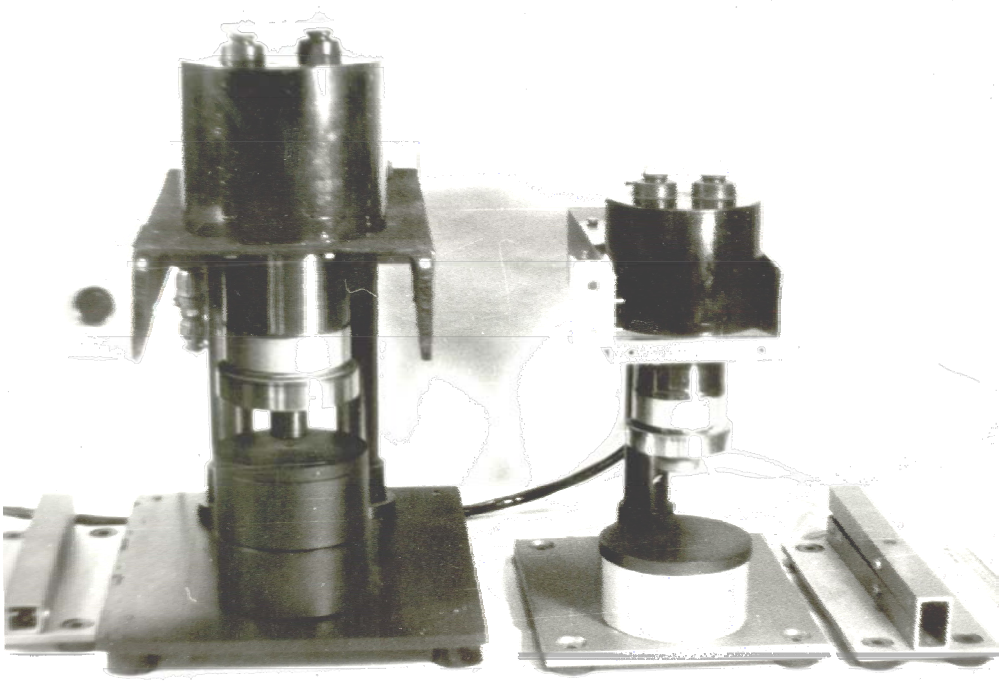


Рис. 2. Ударная установка

Исследовательская установка на базе линейного электродинамического привода. Сотрудниками СибГАУ была разработана конструкция и изготовлена опытная партия ударных установок (рис. 2) на базе линейного электродинамического двигателя с типоразмером от 60 до 250 мм со встроенным или выносным блоком питания и управления. На основе установки разработана конструкция исследовательского стенда [32]. Конструкция и расчетная схема линейного электродинамического двигателя приведена в [30]. На основе ранее проведенных исследований [30], алгоритма функционирования процесса [28] и усовершенствованной методики проектирования линейного двигателя [33] получена математическая модель динамики работы двигателя во время ударного процесса:

$$\frac{d^2x_б}{dt^2}=\left(\frac{z^2B_з^2}{m_б R_{Я.А.}}-\frac{k_d}{m_б}\right)\cdot\frac{dx}{dt}\cdot\left(1-e^{-\frac{t}{Tm}}\right)+ \\ +\frac{zB_з I_я}{m_б}-k\frac{\alpha_{y-n}}{m_б}, \quad (1)$$

где $x_б$ – перемещение бойка, м; $m_б$ – масса бойка (равная сумме масс инструмента и якоря), кг; $R_{Я.А.}$ – активное сопротивление катушки якоря, Ом; $B_з$ – магнитная индукция в зазоре, Тл; $I_я$ – величина тока в обмотке якоря, А; k – коэффициент сопротивления внедрению бойка, Н/м; α_{y-n} – величина упруго-пластической деформации, м; t – время разгона, с; T_m – постоянная времени разгона; k_d – коэффициент демпфирования; z – конструктивный параметр двигателя:

$$z=\frac{\pi d_{ср.я}N_я}{P_я}, \quad (2)$$

где $d_{ср.я}$ – средний диаметр якоря, м; $N_я$ – число витков якоря; $P_я$ – коэффициент, принятый при расчете активной длины якоря, учитывающий отношение $t_ф$ (толщина магнитного фланца) и $l_{ая}$ (длина обмотки).

Полученное дифференциальное уравнение описывает движение якоря с инструментом в момент удара бойка о поверхность. Как видно из уравнения, в правой части первый член характеризует суммарное динамическое усилие, возникающее при изменении скорости движения якоря с инструментом. Второй член уравнения характеризует статическое усилие, развиваемое обмоткой якоря двигателя. Оба первых члена зависят от конструктивного параметра якоря ЛЭДП (z) и магнитной индукции ($B_з$), создаваемой в зазоре обмоткой индуктора. Третий член уравнения упрощенно определяется величиной необходимой упруго-пластической деформации (α_{y-n}) обрабатываемого материала и свойствами пары материалов (k) «боек–поверхность» [9; 34; 35]. Для подробного рассмотрения процессов упруго-пластического взаимодействия «боек–поверхность» необходимо решить контактную задачу.

С помощью полученной модели можно оценить технические характеристики ЛЭДД, работающего в ударно-импульсном режиме при различных конструктивных и технологических параметрах обработки для различных групп материалов.

Результаты математического моделирования. Моделирование работы линейного электродинамического привода проводилось методом МКЭ в пакете Matcad при различных начальных данных (расчеты проводились для трех типоразмеров двигателя, который определяется внутренним диаметром якоря), частично по методике, предложенной в [30] и на основе дифференциального уравнения (1).

На рис. 3 представлены графики зависимости перемещения от конструктивного параметра (z) и рабочего хода (y) каждой модели двигателя:

– для ЛЭДД с типоразмером d = 60 мм, z = 10,58 мм, y = 45 мм;

– для ЛЭДД с типоразмером d = 80 мм, z = 12,71 мм, y = 59 мм;

– для ЛЭДД с типоразмером d = 100 мм, z = 73,77 мм, y = 60 мм.

Анализ графиков $x(t)$ и $v(t)$ (рис. 3, 4) показывает, что при увеличении размера линейного двигателя (значение z) скорость движения якоря возрастает. Параболический характер данного графика говорит о существенном влиянии индуцированных электродвижущих сил в обмотке возбуждения индуктора за счет перемещения якоря, а также за счет увеличения скорости движения якоря.

В табл. 2 представлены сравнительные результаты математического моделирования и данные испытаний опытных образцов.

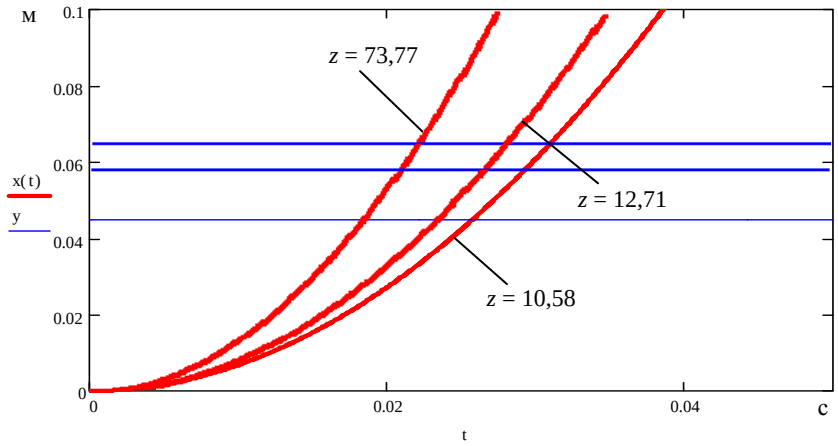


Рис. 3. Графики зависимости $x(t)$ в зависимости от конструктивного параметра z

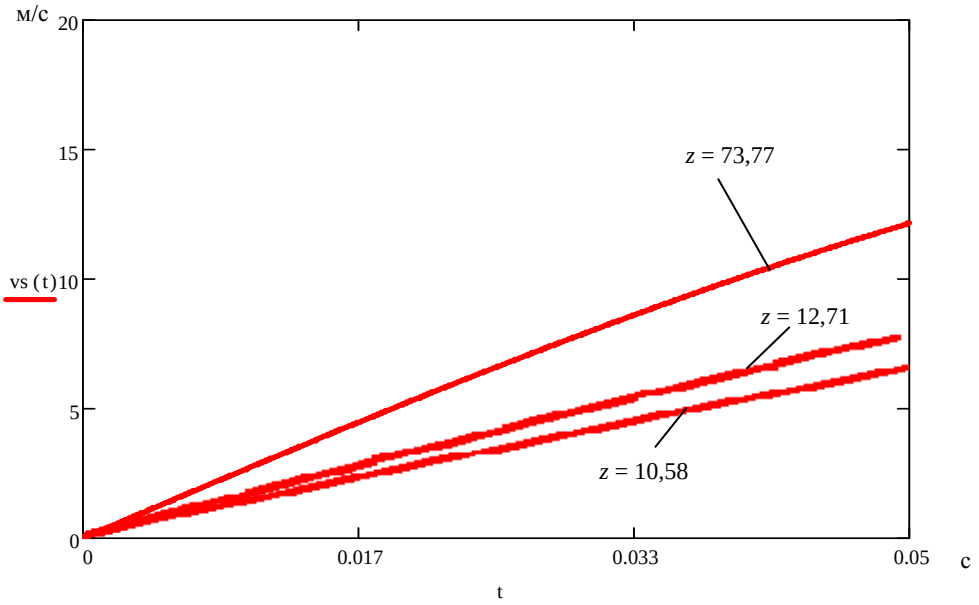


Рис. 4. Графики зависимости $v(t)$ в зависимости от конструктивного параметра z

Таблица 2

Сравнительные результаты математического моделирования и испытаний опытных образцов

Параметр	ЛЭДД (типоразмер d = 60 мм)	
	Математическая модель	Образец по [30]
Статическое усилие, Н	136	175
Предельная скорость инструмента, м/с	3,4	4,5
Время рабочего хода, мс	26	26
Параметр	ЛЭДД (типоразмер d = 80 мм)	
	Математическая модель	Образец по [30]
Статическое усилие, Н	330	380
Предельная скорость инструмента, м/с	4,32	5,2
Время рабочего хода, мс	26,6	28
Параметр	ЛЭДД (типоразмер d = 100 мм)	
	Математическая модель	Образец по [30]
Статическое усилие, Н	1087	995
Предельная скорость инструмента, м/с	5,84	5,5
Время рабочего хода, мс	22	23

Как видно из таблицы, результаты расчётов с использованием математической модели дают хорошую сходимость с экспериментальными исследованиями опытных образцов двигателя. Результаты по опытным образцам, взятые из [30], получены при исследовании только динамики привода. Контактные взаимодействия пары «инструмент – обрабатываемая деталь» здесь не учитывались, контактная задача не решалась.

Калибровка датчиков вибрации. Для получения достоверных результатов по параметрам удара (вибрации) работающего (испытываемого) оборудования необходима настройка (калибровка) датчиков и автоматизация процесса измерения вибрации [36–38].

Согласно ГОСТ ISO 16063-1–2013 «Вибрация. Методы калибровки датчиков вибрации и удара. Часть 1. Основные положения», одним из методов калибровки датчика (преобразователя) является *метод удара*.

Основной целью калибровки является определение (в направлении, соответствующем назначению преобразователя) коэффициента преобразования в рабочем диапазоне частот и амплитуд:

$$S_r = \frac{\int_{t_1}^{t_2} u_r(t)dt}{\Delta v}. \qquad (3)$$

Сотрудниками СибГАУ была усовершенствована конструкция ударного стенда (рис. 5) на базе линейного электродинамического двигателя с типоразмером 60 мм, со встроенным блоком питания и управления для калибровки преобразователя. Предложена следующая схема стенда (рис. 6).

Основной элемент стенда – это линейный электродвигатель *1* с ударным инструментом (бойком) *3*,

закреплённый на станине с наковальней *4* и подпружиненными стойками *5*. На наковальне закреплен калибруемый датчик (преобразователь) *6*, сигнал с которого поступает на регистрирующие устройства 7 (осциллограф и/или персональный компьютер). Питание линейного двигателя осуществляется блоком питания *2*.

Стенд работает следующим образом: при подаче обратного напряжения с блока питания *2* на линейный электродвигатель *1* (реверсный режим) происходит вылет якоря с инструментом (бойком) *3* из зазора индуктора и удар по наковальне *4*, находящейся в состоянии покоя, с укреплённым на ней калибруемым датчиком *6*. Направление оси чувствительности преобразователя должно точно совпадать с направлением силы удара. В процессе удара записывают временной выходной сигнал u_r (t) преобразователя *6* с помощью регистрирующих устройств *7*.

В качестве калибруемого датчика возможно использование вибропреобразователя ДН-3-М1, в качестве регистрирующего устройства использовался цифровой осциллограф ADS-2071MV (Aktakom, Тайвань).

Рис. 5. Калибратор

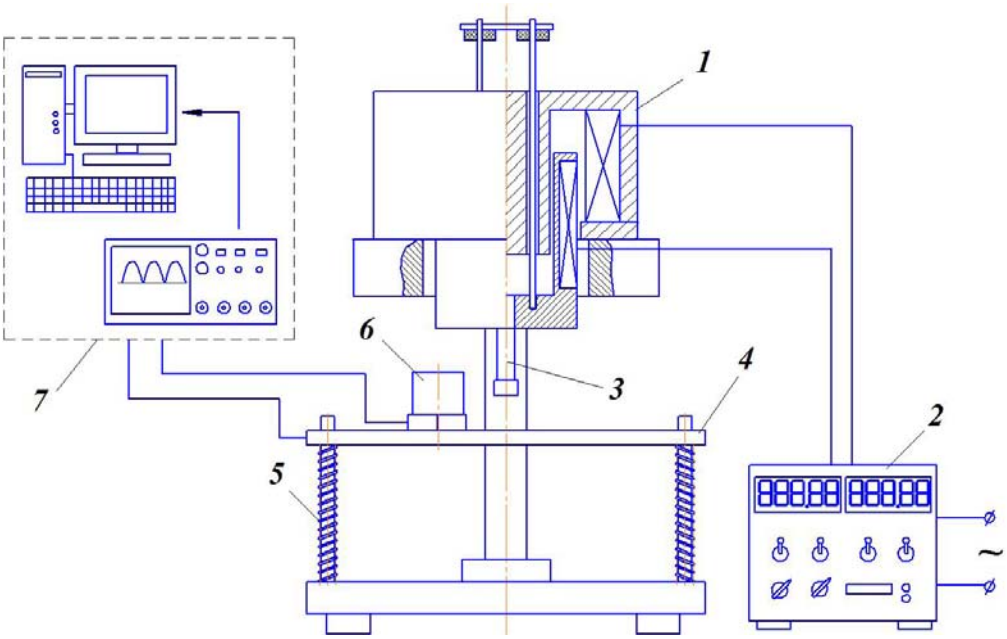


Рис. 6. Стенд калибровки датчиков

Для удобства регулировки удара и точного определения коэффициента преобразования S_r датчика имеет смысл связать его с параметрами работы линейного электродвигателя:

$$S_r = C_{\text{уд}} \int_{t_1}^{t_2} u_r(t)dt, \qquad (4)$$

где $C_{\text{уд}}$ – постоянная ударного стенда.

В пакете Matcad, при ранее рассчитанных конструктивных и скоростных параметрах работы линейного двигателя были получены результаты, представленные в табл. 3.

Такой подход позволяет производить плавную настройку работы стенда (за счет входных технических параметров – напряжения питания обмоток якоря и индуктора, продолжительности и величины импульса) и, соответственно, калибровку любых датчиков вибрации и удара в зависимости от типоразмера линейного электродинамического привода.

Результаты эксперимента. Было проведено несколько экспериментов при фиксированных технических параметрах. Регистрация сигнала производилась осциллографом, сигнал передавался щупом с коэффициентом ослабления 1:10. Характерные осциллограммы удара представлены на рис. 7.

Особый интерес представляет наличие обратного двойного пика в начале осциллограммы. Предположительно это влияние упругой деформации наковальни, которую регистрирует (деформацию) пьезоэлемент датчика.

Были проведены дополнительные опыты при изоляции датчика путём установки упругой (резиновой) прокладки. Из графиков следует, что использование резиновой прокладки позволяет избежать влияния упругих колебаний на пьезоэлемент датчика.

В табл. 4 приведены расчётные значения коэффициентов преобразования первых пиков трёх осциллограмм, полученных с использованием прокладки на резиновой основе.

Расчёт коэффициента преобразования вёлся по следующим зависимостям:

$$S_r = \frac{A}{\Delta v}, \qquad (5)$$

где A – площадь выходного сигнала преобразователя, В·с; Δv – приращения скорости, м/с.

Так как первый импульс имеет полусинусоидальную форму, расчёт площади выходного сигнала преобразователя производится по формуле

$$A = 0,637 \cdot h \cdot b, \qquad (6)$$

где h – высота импульса (величина первого пика напряжения датчика, В); b – ширина импульса (длительность первого импульса, с).

Сравнение расчётных и справочных данных показало отличие коэффициента преобразования экспериментального и справочного в лучшем случае (эксперимент № 2) на 15 %. Это расхождение можно объяснить влиянием следующих факторов:

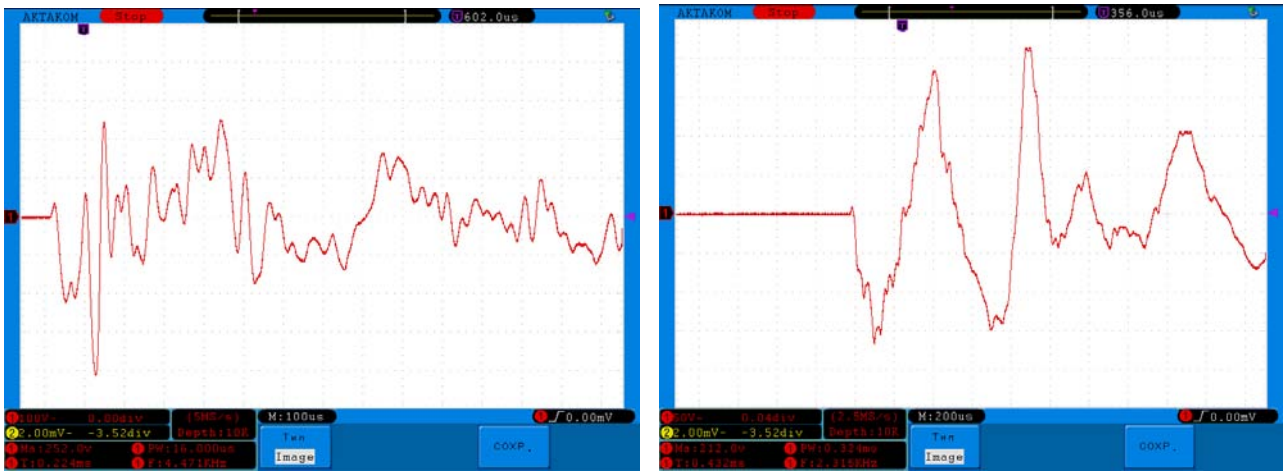
– метрологические – погрешность установки датчика и погрешность установки наковальни, погрешность преобразования датчика;

– математические – неточность расчёта технических параметров двигателя.

Таблица 3

Определение коэффициента преобразования

Конструктивный параметр, z	Предельная скорость инструмента vs, м/с	Коэффициент соотношения масс взаимодействующих тел, K_m	Постоянная ударного стенда $C_{\text{уд}}$, (м/с)$^{-1}$	Формула
10,58	3,4	1,724	0,167	$S_r = 0,167 \int_{t_1}^{t_2} u_r(t)dt$



а *б*

Рис. 7. Осциллограмма удара: *а* – без прокладки; *б* – с использованием резиновой прокладки между датчиком и наковальней

Таблица 4

Расчётные значения коэффициентов преобразования

№ п/п	Величина первого пика напряжения датчика, В	Длительность первого импульса, мкс	Приращение скорости Δv, м/с	Коэффициент преобразования датчика, мВ·с^2·м$^{-1}$ (экспериментальный)	Коэффициент преобразования датчика, мВ· с^2·м$^{-1}$ (по справочнику)
1	150	265	1,98	7,824	10
2	165	280		8,514	
3	162	260		7,212	

Несмотря на эти недостатки, при соответствующей модернизации и настройке стенда возможно использование его как стенда для калибровки датчиков.

Заключение. На основе вышеприведенных исследований оборудования и динамики ударного взаимодействия материалов можно сделать следующие выводы:

1. Ударный механизм на основе линейного электродинамического привода имеет следующие преимущества: высокое быстродействие, отсутствие магнитных материалов, универсальность конструкции, лучшие массогабаритные показатели, а также высокий КПД (58–69 %) по сравнению с электромагнитным (9–37 %).

2. Разработанная математическая модель, описывающая динамику линейного электродинамического привода, показала хорошую сходимость и является основой для разработки моделей подобных ударных устройств и механизмов, метрологического оборудования, а также ее можно использовать для исследования процессов ударного взаимодействия.

3. Разработка единого теоретического подхода при проектировании ударных устройств на базе линейного электродинамического двигателя позволит не только разрабатывать различные установки под конкретные исследовательские и технологические задачи, но и производить оптимизацию уже имеющихся для повышения их надежности и эффективности.

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации, № 9.447.2014.

Acknowledgments. This work was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation, № 9.447.2014.

Библиографические ссылки

1. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле / пер. с анг. Л. Г. Корнейчука ; под. ред. Э. И. Григолюка. М. : Машиностроение, 1985. 472 с.

2. Динник А. Н. Удар и сжатие упругих тел // Избранные труды. Киев : АН УССР, 1952. Т. 1. 217 с.

3. Кильчевский Н. А. Динамическое контактное сжатие твердых тел. Удар. Киев : Наукова думка, 1976. 315 с.

4. Александров Е. В., Соколинский В. Б. Прикладная теория и расчеты ударных систем. М. : Наука, 196. 201 с.

5. Залетдинов А. В. Математическое моделирование волновых процессов в твердых телах после ударного воздействия : дис. ... канд. техн. наук : 05.13.18. Воронеж, 2014. 138 с.

6. Крупенин В. Л. Модели вибропередачи и фильтрации виброударных процессов // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2013. № 4. С. 12–19.

7. Крупенин В. Л. О прогнозировании структур вибрационных полей в конструкциях, содержащих ударные пары // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2013. № 3. С. 78–83.

8. Крупенин В. Л. Виброударные процессы в семействе упругих систем с взаимодействующими граничными элементами посредством неньютоновских ударов // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2014. № 4. С. 10–20.

9. Киричек А. В., Соловьев Д. Л., Лазуткин А. Г. Технология и оборудование статико-импульсной обработки поверхности пластическим деформированием: Библиотека технолога. М. : Машиностроение, 2004. 228 с.

10. Соловьев Д. Л. Расширение технологических возможностей ППД статико-импульсным нагружением очага деформации // Справочник. Инженерный журнал. 2003. № 11. С. 17–20.

11. Чернявский Д. И., Чернявская Д. Д. Использование ударных механизмов в нанотехнологии // Вестник машиностроения. 2011. № 7. С. 58–60.

12. Крупенин В. Л. Ударные и виброударные машины и устройства // Вестник научно-технического развития. 2009. № 4(20). С. 3–32.

13. Еремьянц В. Э., Панова Л. Т., Асанова А. А. Выбор рациональных параметров виброударных машин для очистки поверхностей // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2013. № 6. С. 24–30.

14. Крупенин В. Л., Божко А. Е., Мягкохлеб К. Б. О формировании удара электромагнитным механизмом // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2014. № 2. С. 10–14.

15. Исследование индукционно-динамического двигателя при наличии ускорительной и тормозной фаз рабочего процесса / В. Ф. Болюх [и др.] // Електротехніка і Електромеханіка. 2007. № 2. С. 13–18.

16. Пат. 2467455 Российская Федерация, МПК H 02 K 33/04. Индукционно-динамический электродвигатель циклического действия / Болюх В. Ф., Лучук В. Ф., Щукин И. С. Опубл. 20.11.2012, Бюл. № 32. 16 с.

17. Пат. 2193943 Российская Федерация, МПК B 21 J 7/30. Линейный электромагнитный привод пресса / Угаров Г. Г., Катаев А. Ф. Серебряков В. Н., Массад А. Х. Опубл. 10.12.2002.

18. Пат. 2455145 Российская Федерация, МПК B 25 D 13/00. Линейный электромагнитный двигатель ударного действия / Нейман В. Ю., Смирнова Ю. Б., Скотников А. А., Евреинов Д. М. Опубл. 10.07.2012, Бюл. № 19. 5 с.

19. Пат. 2491701 Российская Федерация, МПК B 25 D 13/00. Синхронный электромагнитный ударный механизм / Нейман В. Ю., Нейман Л. А., Скотников А. А. Опубл. 27.08.2013, Бюл. № 24. 6 с.

20. Егоров А. А., Мошкин В. И., Угаров Г. Г. Импульсный линейный электромагнитный привод устройств маркирования и клеймения мелкоразмерных деталей и изделий : монография. Курган : Изд-во Курганского гос. ун-та, 2010. 136 с.

21. Егоров А. А. Импульсный линейный электромагнитный привод для операций маркирования и клеймения деталей и изделий : автореф. дис. … канд. техн. наук. Саратов, 2006. 20 с.

22. Прессы электромагнитные ПЭМ-641А, ПЭМ-641Б [Электронный ресурс]. URL: http://www.zeo-sar.ru/rus/equipment/measuring_devices/pem-641.html (дата обращения: 04.12.2013).

23. Электромагнитный пресс для установки фурнитуры J-93-AX Aurora [Электронный ресурс]. URL: http://knitism.alloy.ru/product/etiketki-i-oborudovanie-dlya-ustanovki/aurora-elektromagnitnyy-press-dlya-ustanovki-furni-3025468 (дата обращения: 04.12.2013).

24. Абрамов А. Д. Создание ручных форсированных электрических машин ударного действия для строительно-монтажных работ : автореф. ... дис. д-ра техн. наук. Новосибирск, 2013. 32 с.

25. Пат. 2099175, МПК B 25 D 13/00. Электромагнитный ударный инструмент / Нейман В. Ю., Угаров Г. Г. Опубл. 20.12.1997.

26. Массад Амер. Универсальный электромагнитный привод для переносных ударных механизмов : дис. ... канд. техн. наук : 05.09.03. Саратов, 2001. 140 с. : ил. РГБ ОД, 61 02-5/1923-6.

27. Пат. 2062167 Российская Федерация, МПК B 21 J 7/30. Электродинамический молот / Стрюк А. И., Безъязыков С. А., Шестаков И. А., Шелковский О. Л. Опубл. 20.06.1996, Бюл. № 7.

28. Пат. 2062168 Российская Федерация, МПК B 21 J 7/30. Способ управления работой электродинамического молота / Стрюк А. И., Безъязыков С. А., Шестаков И. А., Шелковский О. Л. Опубл. 20.06.1996, Бюл. № 17.

29. Пат. 2063292 Российская Федерация, МПК B 21 J 7/30. Электродинамический молот и способ управления его работой / Стрюк А. И., Безъязыков С. А., Шестаков И. А., Шелковский О. Л. Опубл. 10.07.1996, Бюл. № 19.

30. Шестаков И. Я. Линейные электродинамические двигатели. Конструирование. Практическое использование : монография / И. Я. Шестаков, А. И. Стрюк, А. А. Фадеев ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. 148 с.

31. Болюх В. Ф., Марков А. М., Лучук В. Ф. Разработка компактного устройства на базе индукционно-динамического преобразования с электронным управлением // Вестник СевГТУ. 2008. Вып. 88. С. 108–113.

32. Фадеев А. А., Анисимова К. Г. Перспективы использования линейных электродинамических машин для обработки материалов // Сб. науч. тр. SWorld. 2013. Вып. 2, т. 4. С. 3–8.

33. Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Ереско Т. Т. Математическая модель работы ударного устройства на основе линейного электродинамического привода // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. 90-летию со дня рождения генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (11–14 нояб. 2014, г. Красноярск). В 3 ч. Ч. 1. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. С. 315–316.

34. Дрозд М. С., Матлин М. М., Сидякин Ю. И. Инженерные расчеты упруго-пластической деформации. М. : Машиностроение, 1986. 230 с.

35. Инженерные методы исследования ударных процессов / Г. С. Батуев [и др.]. М. : Машиностроение, 1977. 246 с.

36. Шевцов С. М., Ереско А. С., Ереско С. П. Автоматизация процессов измерения вибрации // Механики XXI веку : VII Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием : сб. докладов. Братск : Изд-во БрГУ, 2008. С. 38–42.

37. Ереско С. П., Шевцов С. М. Входной контроль датчиков измерения вибрации // Решетневские чтения : материалы 12-й Междунар. конф. / СибГАУ. Красноярск, 2008. С. 145.

38. Механика современных специальных систем : монография. В 3 т. Т. 2. Оборудование, исполнительные системы, устройства, узлы / Н. В. Василенко [и др.] ; под ред. проф. Н. В. Василенко, Н. И. Галибея. Красноярск : ООО «Печатные технологии», 2004. 688 с.

References

1. Timoshenko S. P., Yang D. H., Uiver U. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Vibrations in engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 472 p.

2. Dinnik A. N. *Udar i szhatie uprugikh tel: Izbrannye trudy* [Impact and compression of elastic bodies: Selected works]. T1, Kiev, AN USSR Publ., 1952, 217 p.

3. Kil'chevskij N. A. *Dinamicheskoe kontaktnoe szhatie tverdykh tel. Udar* [Dynamic contact compression of solids. Blow]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1976, 315 p.

4. Aleksandrov E. V., Sokolinskij V. B. *Prikladnaya teoriya i raschety udarnykh sistem* [Applied theory and calculations of impact systems]. Moscow, Nauka Publ., 1969, 201 p.

5. Zaletdinov A. V. *Matematicheskoe modelirovanie volnovykh protsessov v tverdykh telakh posle udarnogo vozdejstviya. Dis. d-ra tekh. nauk* [Mathematical modeling of wave processes in solids after impact. Dr. techn. sci. Diss.]. Voronezh, 2014, 138 p.

6. Krupenin V. L. [Model webreference and filtering of vibro-impact processes]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2013, No. 4, P. 12–19 (In Russ.).

7. Krupenin V. L. [On the prediction of the structures of the vibration fields in structures containing shock pair]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2013, No. 3, P. 78–83 (In Russ.).

8. Krupenin V. L. [Vibro-impact processes in the family of elastic systems interacting with boundary elements through non-Newtonian shock]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2014, No. 4, P. 10–20 (In Russ.).

9. Kirichek A. V., Solov'ev D. L., Lazutkin A. G. *Tekhnologiya i oborudovanie statiko-impul'snoj obrabotki poverkhnosti plasticheskim deformirovaniem: Biblioteka tekhnologa* [Technology and equipment, static-pulse processing surface plastic deformation: a Library technologist]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2004, 228 p.

10. Solov'ev D. L. [The expansion of technological capabilities of PPD static-pulse loading of the deformation]. *Inzhenernyj zhurnal*. 2003, No. 11, P. 17–20 (In Russ.).

11. Chernyavskij D. I., Chernyavskaya D. D. [The use of percussion mechanisms in nanotechnology]. *Vestnik mashinostroeniya*. 2011, No. 7, P. 58–60 (In Russ.).

12. Krupenin V. L. [Shock and vibroimpact machine and devices]. *Vestnik nauchno-tekhnicheskogo razvitiya*. 2009, No. 4, P. 3–32 (In Russ.).

13. Erem'yanc V. E., Panova L. T., Asanova A. A. [The choice of rational parameters of vibro-impact machines for cleaning surfaces]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2013, No. 6, P. 24–30 (In Russ.).

14. Krupenin V. L., Bozhko A. E., Myagkohleb K. B. [On the formation of shock electromagnetic mechanism]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin*. 2014, No. 2, P. 10–14 (In Russ.).

15. Bolyuh V. F., Markov A. M., Luchuk V. F., Shchukin I. S. [Studies of the induction-dynamic engine in the presence of accelerating and braking phases of the workflow]. *Elektrotekhnika i Elektromekhanika*. 2007, No. 2, P. 13–18 (In Russ.).

16. Bolyuh V. F., Luchuk V. F., Shchukin I. S. *Induktsionno-dinamicheskiy elektrodvigatel' tsiklicheskogo deystviya* [Induction-dynamic motor of cyclic action]. Patent RF, No. 2467455, 2012.

17. Ugarov G. G., Kataev A. F., Serebryakov V. N., Massad A. H. *Lineynyy elektromagnitny privod pressa* [Linear electromagnetic drive of the press]. Patent RF, No. 2193943, 2002.

18. Nejman V. Yu., Smirnova Yu. B., Skotnikov A. A., Evreinov D. M. *Lineyny elektromagnitnyy dvigatel' udarnogo deystviya* [Linear electromagnetic motor percussion]. Patent RF, No. 2455145, 2012.

19. Nejman V. Yu., Nejman L. A., Skotnikov A. A. *Sinkhronny elektromagnitny udarny mekhanizm* [Synchronous electromagnetic percussion mechanism]. Patent RF, No. 2491701, 2013.

20. Egorov A. A., Moshkin V. I., Ugarov G. G. *Impul'sny lineyny elektromagnitny privod ustroystv markirovaniya i kleymeniya melkorazmernykh detaley i izdeliy* [Pulsed linear electromagnetic drive device marking and labeling of small parts and products]. Kurgan, KSU Pab., 2010, 136 p.

21. Egorov A. A. *Impul'snyy lineyny elektromagnitny privod dlya operatsiy markirovaniya i kleymeniya detaley i izdeliy: Avtoref. dis. kand. tekhn. nauk* [Pulsed linear electromagnetic actuator for the operation of the marking and labelling of parts and products. Dr. techn. sci. Diss.]. Saratov, 2006, 20 p.

22. *Pressy elektromagnitnye PEM-641A, PEM-641B* [Press solenoid PEM-641A, PEM-641B] (In Russ.). Available at: http://www.zeo-sar.ru/rus/equipment/measuring_devices/pem-641.html (accessed 04.12.2013).

23. *Elektromagnitny press dlya ustanovki furnitury J-93-AX Aurora* [Electromagnetic press for accessories installation J-93-AX Aurora] (In Russ.). Available at: http://knitism.alloy.ru/product/etiketki-i-oborudovanie-dlya-ustanovki/aurora-elektromagnitnyy-press-dlya-ustanovki-furni-3025468 (accessed 04.12.2013).

24. Abramov A. D. *Sozdanie ruchnykh forsirovannkh ehlektricheskikh mashin udarnogo dejstviya dlya stroitel'no-montazhnykh rabot. Dis. d-ra tekh. nauk* [Creating manual uprated electric machines percussion for construction and installation works. Dr. techn. sci. Diss.]. Novosibirsk, 2013. 32 p.

25. Nejman V. Yu., Ugarov G. G. *Elektromagnitny udarny instrument* [Electromagnetic percussion instrument]. Patent RF, No. 2099175, 1997.

26. Massad Amer. *Universal'ny elektromagnitny privod dlya perenosnykh udarnykh mekhanizmov. Diss. Kand. Tekhn. nauk* [A universal solenoid actuator for portable impact mechanisms. Dr. techn. sci. Diss.]. Saratov, 2001, 140 p.

27. Stryuk A. I., Bez''yazykov S. A., Shestakov I. A., Shelkovskij O. L. *Elektrodinamicheskiy molot* [Electrodynamic hammer]. Patent RF, No. 2062167, 1996.

28. Stryuk A. I., Bez''yazykov S. A., Shestakov I. A., Shelkovskij O. L. *Sposob upravleniya rabotoy elektrodinamicheskogo molota* [The method of controlling the operation of the electrodynamic hammer]. Patent RF, No. 2062168, 1996.

29. Stryuk A. I., Bez''yazykov S. A., Shestakov I. A., Shelkovskij O. L. *Elektrodinamicheskiy molot i sposob upravleniya ego rabotoy* [Electrodynamic hammer and the method of its operation]. Patent RF, No. 2063292, 1996.

30. Chestakov I. Y., Struk A. I., Fadeev A. A. *Lineynye electrodinamicheskie dvigately. Konstruirovanie. Practicheskoe ispolzovanie* [Linear electrodynamic motors. Design. Practical use]. SibGAU, 2011, 148 p.

31. Bolyuh V. F., Markov A. M., Luchuk V. F. [Development of compact device based on induction-dynamic conversions with electronic control]. *Vestnik SevGTU*. 2008, Iss. 88, P. 108–113 (In Russ.).

32. Fadeev A. A., Anisimova K. G. [Prospects for the use of the linear electrodynamic machines for material processing]. *Collection of scientific papers SWorld*. 2013, Vol. 4, Iss. 2, 2013, P. 3–8. (In Russ.).

33. Fadeev A. A., Chestakov I. Y., Eresko T. T. [A mathematical model of the percussion device on the basis of the linear electrodynamic actuator]. *Materialy XVIII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XVIII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2014, P. 315–316 (In Russ.).

34. Drozd M. S., Matlin M. M., Sidyakin Yu. I. *Inzhenernye raschety uprugo-plasticheskoy deformatsii*. [Engineering analysis of elastic-plastic deformation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 230 p.

35. Batuev G. S., Golubkov Yu. V., Efimov A. K., Fedoseev A. A. *Inzhenernye metody issledovaniya udarnykh protsessov* [Engineering methods of research of percussive processes]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 264 p.

36. Shevsov S. M., Eresko A. S., Eresko S. P. [Automation of processes of measuring of vibration]. *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Mechaniki XXI veku"* [Proceed. of Intern. Scientific. Conf "Mechanics of XXI century"]. Bratsk, Bratsk State University, 2008, P. 38–42 (In Russ.).

37. Shevsov S. M., Eresko S. P. [Input control vibration measurement sensors]. *Materialy 12-y Mezhdunarodnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2008, 145 (In Russ.).

38. Vasilenko N. V., Galibej N. I., Gupalov V. K., Eresko S. P., Eresko T. T. *Mekhanika sovremennykh spetsialnykh sistem* [Mechanics of the modern special systems]. Krasnoyarsk. Pechatnye tekhnologii Publ., 2004, 688 p. (In Russ.).

© Фадеев А. А., Шестаков И. Я., Ереско Т. Т., 2016

УДК 539.21:537.86

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1088–1096

ТРАНСПОРТНЫЕ СВОЙСТВА В ТВЕРДЫХ РАСТВОРАХ $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb)

А. М. Харьков, М. Н. Ситников

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: khark.anton@mail.ru

Описаны материалы на основе твердых растворов $Ce_xMn_{1-x}S$ и $Yb_xMn_{1-x}S$, которые в перспективе могут использоваться в качестве сенсоров, датчиков, устройств записи-считывания информации.

Обнаружен острый максимум в электросопротивлении в твердых растворах $Ce_xMn_{1-x}S$, температура которого смещается в сторону низких температур с ростом концентрации церия. Найдена температура кроссовера от туннельного к активационному типу проводимости. Аномалии транспортных характеристик объясняются поворотом октаэдров и сдвигом уровней энергии t_{2g}-состояний электронов, обладающих угловым орбитальным моментом.

Установлен сдвиг температуры максимума электросопротивления образцов $Ce_xMn_{1-x}S$ в магнитном поле для двух составов и рост электросопротивления для состава с $x = 0{,}05$ в магнитном поле. Найден рост магнитосопротивления из вольт-амперных характеристик с увеличением концентрации. Установлена зависимость магнитосопротивления от тока. Обнаруженные эффекты вызваны изменением орбитальных угловых корреляций электронов в магнитном поле.

Замещение ионов марганца в $Yb_xMn_{1-x}S$ редкоземельным элементом Yb с переменной валентностью сохраняет полупроводниковый тип проводимости в интервале концентраций $0 < x < 0{,}25$. Установлено изменение энергии активации при нагревании в температурном интервале $380\ K < T < 440\ K$ для всех составов.

Для твердого раствора $Yb_xMn_{1-x}S$ было найдено уменьшение энергии активации перехода электронов с примесного уровня в зону проводимости. Установлена смена знака магнитосопротивления с отрицательного на положительный при нагревании в области составов $0{,}1 \le x \le 0{,}2$. Определена критическая температура, выше которой исчезает магнитосопротивление.

Ключевые слова: твердые растворы, электросопротивление, магнитосопротивление, вольт-амперные характеристики, магниторезистивный эффект.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1088–1096

TRANSPORT PROPERTIES IN SOLID SOLUTIONS $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb)

A. M. Kharkov, M. N. Sitnikov

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: khark.anton@mail.ru

The paper describes the materials on the basis of solid solutions $Ce_xMn_{1-x}S$ and $Yb_xMn_{1-x}S$, which could potentially be used as sensors, sensor devices, and read-write information.

A sharp peak in the electrical resistivity in solid solutions $Ce_xMn_{1-x}S$ is discovered, the temperature is shifted to lower temperatures with increasing cerium concentration. The crossover temperature from the tunnel to the activation conductivity type is found. Anomalies in transport properties are explained by turning octahedral and energy levels shift t_{2g} states of electrons with orbital angular momentum.

Shift resistivity high temperature samples $Ce_xMn_{1-x}S$ in the magnetic field for the two formulations and the electrical resistance increase for $x = 0.05$ in a magnetic field is installed. The growth of the magnetoresistance of the current-voltage characteristics with increasing concentration is found. The dependence of the magnetoresistance of the current is installed. These effects are caused by the change of orbital angular correlations of electrons in a magnetic field.

The substitution of manganese ions in $Yb_xMn_{1-x}S$ rare earth element Yb with variable valence keeps semiconductor type conductivity in the concentration range $0 < x < 0.25$. The change of the activation energy on heating in a temperature range of $380\ K < T < 440\ K$ for all formulations is established.

The electrons of the impurity levels in the conduction band to produce a solid solution $Yb_xMn_{1-x}S$ have been found to decrease the activation energy. Magnetoresistance change sign from negative to positive when heated in $Yb_xMn_{1-x}S$ at $0.1 \le x \le 0.2$ is established. The critical temperature above which magnetoresistance disappears is determined.

Keywords: solid solutions, electrical resistivity, magnetoresistance, current-voltage characteristics, magnetoresistive effect.

Введение. В настоящее время большое внимание уделяется вопросам обеспечения качества и надежности ракетно-космической техники. Перед разработчиками стоит задача увеличения сроков действия электронных приборов, размещенных на открытой платформе космического аппарата. Электронные устройства должны быть устойчивы к воздействию космического излучения и функционировать с минимальным потреблением электроэнергии. В качестве перспективных материалов для элементной базы микроэлектроники могут быть использованы мультиферроики на основе сульфидов марганца, замещенных редкоземельными элементами из группы лантаноидов, таких как церий (Ce) и иттербий (Yb). В результате, это приведет к повышению эксплуатационных характеристик изделий и расширению спектра их функционального назначения в аэрокосмической отрасли.

Материалы на основе твердых растворов $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb) в перспективе могут использоваться в качестве сенсоров, датчиков, устройств записи-считывания информации. Изменение диэлектрической проницаемости в магнитном поле может найти применение при изготовлении СВЧ-приборов [1].

Взаимосвязь магнитных и электрических свойств является важным фактором для создания электронных устройств, действующих на новых принципах и открывающих новые направления, такие как спинтроника [2] и новые материалы-мультиферроики [3].

Магнитосопротивление твердых растворов $Ce_xMn_{1-x}S$ (Re = Ce, Yb) в парамагнитной области может быть обусловлено наличием вырожденных орбитальных состояний электрона и сильных электронных корреляций. В зависимости от степени заполнения орбиталей могут индуцироваться различные типы орбитальных состояний электронов, включая несоразмерные состояния. Орбитальный порядок может сопровождаться искажением решетки, ян-теллеровским искажением, вызванными связью между электронами и решеткой [4].

При некоторой концентрации допирования может возникнуть орбитально неупорядоченное состояние в результате локальных деформаций решетки. По аналогии с неупорядоченными спиновыми системами, когда в парамагнитной области существуют ферромагнитные поляроны, в области высоких температур вклад в кинетические свойства таких систем дают орбитальные поляроны. При наличии орбитального магнитного момента, например, у электронов в t_{2g}-состояниях, орбитальные поляроны обладают магнитным моментом. В этом случае энергия орбитального полярона зависит от направления и величины внешнего магнитного поля, и возможен магниторезистивный эффект.

Вырожденные состояния ионов марганца Mn^{2+} с конфигурацией $3d^5$ можно создать за счет допирования электронов в 3d-зону, например, при замещении двухвалентного марганца двухвалентным кобальтом с конфигурацией $3d^7$. Вырождение снимается за счет сильных электронных корреляций, учитываемых при исследовании транспортных и магнитных свойств в твердом растворе $Co_xMn_{1-x}S$. Трехкратное вырождение t_{2g}-состояний снимается последовательно с образованием дублета $d_{\beta\alpha}$, d_γ (β,α,γ = xy, zx, zy) при ~ 500 К, и с понижением температуры снимается вырождение d_α- и d_β-орбиталей при ~ 240 К, которое было обнаружено при расщеплении связанных оптической и акустической мод колебаний из рамановских спектров [5].

Замещение Mn^{2+} трехвалентным 4f-ионом, например, ионами церия при малых концентрациях x < 0,05, когда можно пренебречь взаимодействием между ионами церия, индуцирует не только орбитальное вырождение, но и зарядовое упорядочение с образованием дефектов по анионной системе. В этом случае имеется донорное и акцепторное допирование.

Сульфиды марганца и церия имеют кристаллическую ГЦК-решетку типа NaCl с параметром постоянной элементарной ячейки a = 5,222 Å (MnS) и a = = 5,777 Å (CeS). Сульфид церия обнаруживает металлический тип проводимости и при низких температурах переходит в магнитоупорядоченное состояние антиферромагнитного типа с T_N = 4 К с эффективным магнитным моментом m = 2,78μ_B. Согласно теоретическим расчетам 4f-уровень лежит выше дна зоны проводимости в CeS, и ионный радиус церия наибольший среди всех 4f-элементов. Сульфиды иттербия также имеют кристаллическую ГЦК-решетку типа NaCl с постоянной решеткой a = 5,693 Å (YbS). При достижении критической величины давления P = 8 ГПа решетка YbS сжимается на 12 % [6]. Можно ожидать, что при замещении катионов марганца ионами иттербия давление, оказываемое ближайшим окружением, приведет к смене валентности ионов иттербия и к образованию металлической связи. Если принять валентность металла равной +3, а серы –2, то в каждой элементарной ячейке, содержащей четыре формульные единицы YbS, окажется четыре электрона, не участвующих в связи Me–S. Эти электроны перейдут на связь Me–Me и будут коллективизированы. Образование химических связей между ионами иттербия и марганца индуцирует перестройку электронной структуры в твердом растворе и изменение магнитных и транспортных свойств [7].

Сульфид иттербия при нормальном давлении – полупроводник с прямой щелью в спектре электронных возбуждений ~ 1,3 эВ и непрямой щелью ~ 1,0 эВ между полностью занятым 4f-состоянием и свободными sd-зонными состояниями, которые расположены по энергии на 4 эВ выше по сравнению с 3p-валентной зоной ионов серы. Под действием давления щель монотонно уменьшается, dE_g / dp = –6 ± 1 [8], и при

P = 8 ГПа зоны перекрываются и возникает металлическое состояние. При P = 10 ГПа наблюдается квантовый резонанс, т. е. суперпозиция f^{13}- и f^{14}-состояний и изменение валентности 2,4, т. е. плотность носителей тока на один ион иттербия составляет 0,4 / Yb. Из ИК-спектров установлено усиление эффективной массы электронов на порядок, что связано с сильными f-электронными корреляциями [9].

Ранее магниторезистивный эффект в парамагнитной области был обнаружен в твердом растворе $Gd_xMn_{1-x}S$ [10]. Сульфид гадолиния также является металлом, удельное электросопротивление которого в три раза меньше, а постоянная решетки меньше на 5 % по сравнению с CeS. Электронная структура ионов церия и гадолиния существенно отличаются. Ион гадолиния находится в S-состоянии, а у церия спин-орбитальное взаимодействие достигает 0,5 эВ. Разница энергий между двух- и трехвалентным состоянием в сульфидах составляет соответственно 2,5 эВ для церия и 3,8 эВ для гадолиния. Это связано с положением 4f-уровня относительно дна зоны проводимости. В сульфиде марганца расположение 4f-уровня в запрещенной зоне при наличии донорных и акцепторных уровней будет определять положение химпотенциала и, соответственно, кинетические свойства. Следующий момент связан с действием 4f-ионов на ближайшие ионы марганца. Ион церия обладает большим ионным радиусом, и под действием химического давления меняется кристаллическое поле, зарядовая щель и гибридизация валентных связей между ионами марганца и марганца с 4f-элементами.

Целью исследований является изучение транспортных свойств в твердых растворах $Re_xMn_{1-x}S$ (Re = = Ce, Yb).

Электрические свойства в твердых растворах $Ce_xMn_{1-x}S$. Экспериментальные результаты и их обсуждение. Электросопротивление твердых растворов $Ce_xMn_{1-x}S$ было измерено четырехзондовым методом на образцах, охлажденных без магнитного поля и в режиме охлаждения и нагрева в магнитном поле H = 8 кЭ. Магнитное поле направлено перпендикулярно току. На рис. 1 изображены температурные зависимости электросопротивления для трех составов x = 0,01, 0,03 и 0,05.

При охлаждении в нулевом магнитном поле наблюдается максимум в электросопротивлении, который смещается в сторону низких температур с ростом концентрации от T = 238 К, x = 0,01, T = 200 К, x = 0,03 до T = 166 К, x = 0,05. Ниже температуры максимума сопротивление слабо меняется в некотором интервале температур, причем величина электросопротивления в несколько раз меньше, чем при комнатной температуре.

В магнитном поле H = 8 кЭ максимум в температурном поведении электросопротивления смещается на 72 К до T = 166 К для x = 0,01, на 65 К до T = 134 К для x = 0,03, и для состава с x = 0,05 температуры совпадают, но величина электросопротивления в магнитном поле возрастает в два раза в области комнатных температур и выше, при низких температурах на –300–500 % (рис. 1, *г*). В результате смещения максимума в электросопротивлении, магнитосопротивление (рис. 1) меняет знак с положительного на отрицательный.

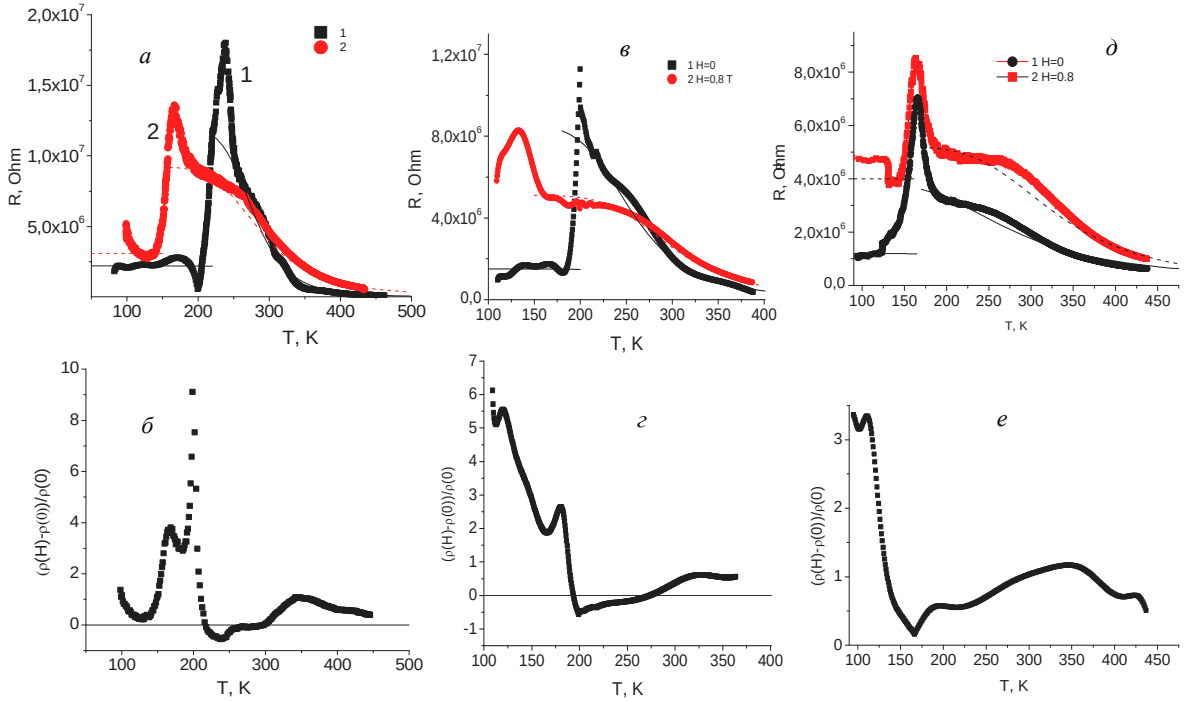


Рис. 1. Электросопротивление образцов $Ce_xMn_{1-x}S$, охлажденных без поля (1) и в магнитном поле H = 8 кЭ (2) для x = 0,01 (*а*), 0,03 (*в*), 0,05 (*д*) от температуры. Относительное изменение электросопротивления (ρ(H)–ρ(0))/ρ(0) для составов с x = 0,01 (*б*), 0,03 (*г*), 0,05 (*е*) от температуры. Подгоночная функция $1/R = A\exp(-\delta_t) + B\exp(-\Delta E/kT)$, где $\Delta E = E_c - \mu$, изображена линией

Электросопротивление образцов, охлажденных без магнитного поля, не меняется при прохождении через магнитный фазовый переход «антиферромагнетик–парамагнетик». В магнитоупорядоченной области сопротивление сохраняет постоянную величину в $Ce_{0,01}Mn_{0,99}S$ и плавно уменьшается для состава с x = 0,03 в интервале 124–134 К и скачком при T = 125 К – для x = 0,05. В области этих температур аномалий в магнитных характеристиках не обнаружено, и это возможно вызвано деформацией кристаллической решетки, которая наблюдалась из температурных зависимостей параметра элементарной ячейки и коэффициента теплового расширения в $Co_xMn_{1-x}S$ [11]. Замещение марганца кобальтом также приводит к изменению числа электронов в 3d-зоне, в частности, к заполнению верхней хаббардовской зоны t_{2g}-электронных состояний. Сжатие решетки и уменьшение постоянной решетки при T = 120 К и 175 К для x = 0,15 в $Co_xMn_{1-x}S$ объяснялось искажением кубической решетки. Рост элементарной ячейки ниже 250 К связан с орбитальным упорядочением и локализацией носителей заряда (заряженных экситонов).

В образцах, охлажденных и нагретых в магнитном поле, сопротивление возрастает ниже температуры Нееля при T = 130 К для x = 0,01, T = 133 К для x = 0,03 и скачком при T = 132 К – для x = 0,05.

Локализация дырок в интервале 230–250 К сопровождается изменением типа проводимости с прыжкового типа проводимости на туннельный тип. Для концентрации x = 0,05 преобладает туннельная дырочная проводимость. В области 170–180 К максимум в электросопротивлении вызван перестройкой электронной структуры при структурном переходе, который наблюдался в MnS при температуре T = 165 К. При температурах, выше комнатной, логарифм электросопротивления описывается линейной зависимостью от обратной температуры в интервале 350–450 К с энергией активации ΔE = 0,1–0,14 эВ. В магнитном поле энергия активации возрастает в 1,6 раза.

В общем случае проводимость обусловлена электронами и дырками, и существует четыре канала проводимости: термоактивационный прыжковый и туннельный типы проводимости электронов и дырок. Ниже будет показано, что преобладает дырочный тип проводимости для x = 0,05. Поэтому ограничимся двумя каналами проводимости $\sigma = \sigma_t + \sigma_{hop} = A\exp(-\delta_t) + B\exp(-\Delta E/kT)$, где $\Delta E = E_c - \mu$; E_c – край подвижности дырок; μ – химический потенциал; δ_t – константа туннелирования. На рис. 1 приведена подгоночная функция $1/R = 1/R_t + 1/R_{hop}$ с R_t = 3,8 МОм при T > 170 К, R_t = 1,2 МОм, T < 170 К в нулевом поле. Энергия активации совпадает с данными в интервале 350–450 К. Если константа A в туннельном токе меняется в пределах (0,1–1), то относительное уменьшение константы туннелирования при структурном переходе составляет $(1-\delta_t(T = 130\text{ К})/\delta_t(T = 200\text{ К})) \cdot 100$ = 6–8 %. В магнитном поле туннельное сопротивление возрастает до R_t = 5,2 МОм при T > 170 К, R_t = 4,0 МОм, T < 170 К, и относительный рост константы туннелирования выше перехода составляет $(1-\delta_t(0)/\delta_t(H)) \times 100$ = 2 %, ниже перехода – 8 %. Для состава с x = 0,01 сопротивления возрастают до R_t = 12 МОм при T > 170 К, R_t = 2,2 МОм, T < 170 К в нулевом поле, и в магнитном поле R_t = 9,2 МОм при T > 170 К, R_t = 3,1 МОм, T < 170 К. Относительное уменьшение константы туннелирования при температуре максимума электросопротивления (T_{Rm}) составляет $(1-\delta_t(T = 200\text{ К})/\delta_t(T = 250\text{ К})) \cdot 100$ = 11–13 % в нулевом поле и в магнитном поле – 6–8 %. Константа туннелирования при $T > T_{Rm}$ возрастает в магнитном поле на $(1-\delta_t(0)/\delta_t(H)) \cdot 100$ = 1,7 %, и ниже температуры T_{Rm} – на 2,5 %. Туннельное сопротивление в $Ce_{0,03}Mn_{0,97}S$ составляет R_t = 8,5 МОм при T > 170 К, R_t = 1,5 МОм, T < 170 К в нулевом поле, и в магнитном поле R_t = 5,1 МОм при T > 170 К. Относительное уменьшение константы туннелирования при T_{Rm} = 200 К составляет $(1-\delta_t(T = 150\text{ К})/\delta_t(T = 200\text{ К})) \cdot 100$ = 17–18 % в нулевом поле, и в магнитном поле константы туннелирования возрастают на 3 %.

Вероятность туннелирования частиц через потенциальный барьер зависит от толщины барьера, высоты и эффективной массы частицы. Изменение постоянной решетки при переходе от кубической (C) к ромбоэдрической (R) структуре в $Co_xMn_{1-x}S$ [11] достигает 0,04 %. Поэтому основным фактором уменьшения константы туннелирования является изменение эффективной массы носителей тока $(\delta_t^R/\delta_t^C)^2 = m_R^*/m_C^*$, которое составляет m_R^*/m_C^* = 0,88 для x = 0,05. Для составов с x = 0,01, 0,03 перестройка электронной структуры при температуре T_{Rm}, при которой также наблюдаются аномалии в магнитных характеристиках, вызывает изменение эффективной массы на 20 % для x = 0,01 и 31 % – для x = 0,03. В области низких температур эффективная масса возрастает в магнитном поле $m^*(H)/m^*(0)$ = 1,05, x = 0,01; 1,06, x = 0,03; 1,18, x = 0,05.

Ромбоэдрическое искажение решетки приводит к уменьшению ширины зоны локализованных состояний (W) и, соответственно, к росту эффективной массы $m^* \sim 1/W$. В результате снимается вырождение мультиплетов с проекцией орбитальных моментов $L^z = \pm 1$, которые с равной вероятностью занимают верхние и нижние уровни энергий. Включение внешнего магнитного поля определяет ориентацию искажения тетраэдра по одной из пространственных диагоналей куба и приводит к перераспределению мультиплетов в результате зеемановской энергии взаимодействия $H L^z$. В магнитном поле сокращается спектральная плотность состояний с уменьшением дисперсии осей ромбического искажения и усиливается эффективная масса носителей тока. При дальнейшем нагревании в магнитном поле выше температуры 500 К исчезает орбитальное стекло, ширина спектральной плотности локализованных электронных состояний возрастает, эффективная масса уменьшается, и исчезает зависимость от магнитного поля. Максимум в температурной зависимости электросопротивления вызван рекомбинацией электронов и дырок. В результате деформации кристаллической структуры дно потенциальной ямы электронов становится ниже по энергии потолка потенциальной ямы дырок, и электроны заполняют дырочные состояния. При рекомбинации концентрация носителей тока по дырочным и электронным каналам уменьшается, сопротивление растет.

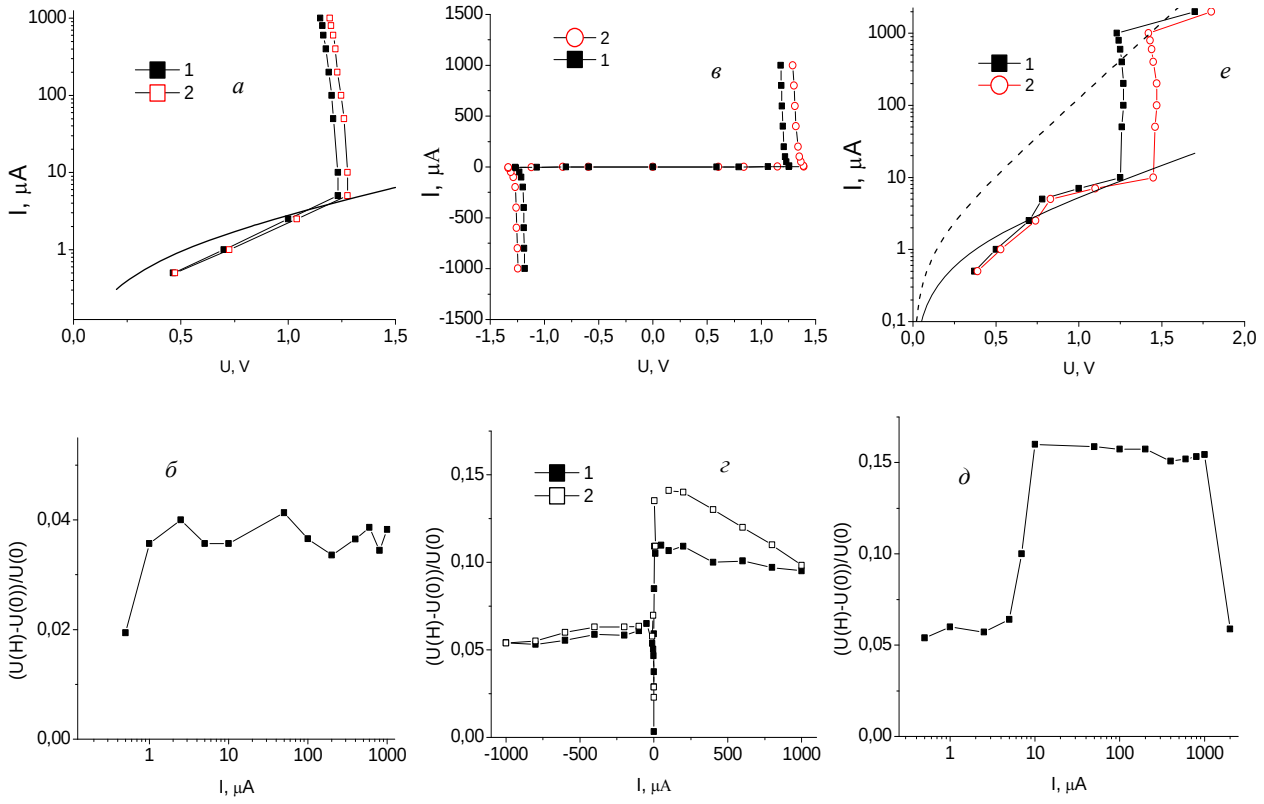


Рис. 2. Вольт-амперные зависимости $Ce_xMn_{1-x}S$, измеренные без поля (1) и в магнитном поле H = 8 кЭ (2) для x = 0,01 (*а*), 0,03 (*в*), 0,05 (*е*) при комнатной температуре. Изменение напряжения (электросопротивления) в магнитном поле от постоянного тока для x = 0,01 (*б*), 0,03 (*г*), 0,05 (*д*) при T = 300 К и при T = 400 К (2-d). Подгоночная функция $I = I_0$ (exp($N(E_c)U/kT$) – 1 изображена линией

При комнатной температуре были проведены измерения вольт-амперных характеристик без поля и в магнитном поле (рис. 2). С ростом напряжения ток монотонно возрастает, и при напряжении U_c > 1,2 В наблюдается скачок. Величина критического напряжения незначительно растет от U_c = 1,22 В для x = 0,01 до U_c = 1,25 В для x = 0,05. Скачок в зависимости тока от напряжения сдвигается в сторону большего электрического поля U_c = 1,26 В для x = 0,01 и U_c = 1,43 В для x = 0,05 в магнитном поле H = 8 кЭ. Магниторезистивный эффект растет с ростом концентрации и составляет 4 % для x = 0,01, 10 % для x = 0,03, 16 % для x = 0,05 (рис. 2, *б*, *г*, *д*).

Изменение полярности электрического поля в магнитном поле вызывает сдвиг критического напряжения $(U_c(H) - U_c(-H))/U_c(H)$ = 0,05 и уменьшение величины магнитосопротивления в два раза для состава с x = 0,03. С ростом температуры магниторезистивный эффект усиливается, и при T = 400 К магнитосопротивление составляет 14 %. Обнаружена токовая зависимость магнитосопротивления и наличие широкого максимума (рис. 2, *г*, *д*).

При напряжениях $U < U_c$ экспериментальные данные удовлетворительно описываются вольт-амперной характеристикой для диодов Шоттки в прямом направлении $I = I_0(\exp(qU/nkT) - 1)$, где I_0 – ток насыщения; n – коэффициент идеальности. В наших системах с зарядовым упорядочением заменим величину заряда на плотность заряда $N(E_c)$ на краю подвижности носителей тока $I = I_0(\exp(N(E_c)U/kT) - 1)$.

Внешнее электрическое поле вызывает перераспределение спектральной плотности состояний и рост электронной (дырочной) плотности на краю подвижности в 3–5 раз в зависимости от состава. Это может быть обусловлено сдвигом энергии Ферми к краю подвижности на 20–30 %. Вольт-амперная характеристика является симметричной относительно нуля, и это также объясняется в модели орбитально-зарядового упорядочения. Избыточная плотность электрического заряда располагается в плоскостях *XY*, *ZX*, *YZ* согласно симметрии волновых функций t_{2g}-электронных состояний. В электрическом поле вектор поляризации поворачивается по полю, и, соответственно, меняется спектральная плотность. Например, перераспределение заряда из плоскости *ZX* в плоскость *XY* вызовет изменение орбитального углового момента в магнитном поле и рост критического напряжения, при котором уровень Ферми переместится к краю подвижности. Конкуренция взаимодействий орбитальных угловых в магнитном поле и поляризации электрических зарядов в электрическом поле является причиной появления максимума в магнитосопротивлении от напряжения.

Электрические свойства в твердых растворах $Yb_xMn_{1-x}S$. Экспериментальные результаты и их обсуждение. Измерения электросопротивления для $Yb_xMn_{1-x}S$ были также проведены компенсационным четырехзондовым методом на постоянном токе в интервале температур 77–1000 К. Температурные зависимости электросопротивления для твердых

растворов $Yb_xMn_{1-x}S$ приведены на рис. 3 и 4. Они имеют типичный полупроводниковый тип и качественно не отличаются от температурной зависимости ρ (*T*) для MnS для составов с $x \leq 0{,}1$. При нагревании твердого раствора $Yb_{0,05}Mn_{0,95}S$ энергия активации увеличивается в 1,7 раза при *T* = 440 К. С ростом концентрации изменение величины энергии активации уменьшается, и температура сдвигается в область низких температур до *T* = 390 К для *x* = 0,1.

Замещение марганца иттербием приводит к росту концентрации носителей тока и уменьшению энергии активации. Отсутствие платообразных участков в зависимости ρ (*T*) в твердом растворе указывает на высокую концентрацию донорных состояний по сравнению с собственной концентрацией носителей тока. Энергии примесных состояний (E_i) находятся ниже дна зоны проводимости (E_c) на величину $\Delta E = E_c - E_i$, и с ростом концентрации энергетический интервал уменьшается.

Для состава с *x* = 0,15 можно установить корреляцию между температурным поведением электросопротивления и восприимчивости. При *T* = 288 К наблюдается скачок в электросопротивлении, связанный с уменьшением величины удельного сопротивления в два раза и с ростом обратной восприимчивости. В области высоких температур 880 К < *T* < 1020 К наблюдается небольшой максимум в электросопротивлении Δρ(*T*) / ρ (*T* = 960 К) = 0,1 (вставка на рис. 3). Эта аномалия обусловлена совпадением 4f-уровня с химпотенциалом при его смещении от дна зоны проводимости к середине запрещенной зоны, т. е. при низких температурах 4f-уровень заполнен и расположен ниже химпотенциала, а при высоких температурах электроны рассеиваются на f-центрах в результате d-f-обмена, что приводит к максимуму сопротивления [12].

Для состава с *x* = 0,2 максимум исчезает и наблюдается скачок с изменением удельного сопротивления в три раза при *T* = 700 К. Для этого состава можно выделить два температурных интервала 110 К < *T* < < 150 К, 325 К < *T* < 460 К, где сопротивление от температуры не зависит и характерно для примесного типа полупроводников. В окрестности температуры Нееля T_N = 102 К производная сопротивления по температуре dρ (*T*) / d*T* имеет максимум, что характерно для спиновых поляронов. Одной из причин появления скачка в электросопротивлении при *T* = 700 К является электрон-фононное взаимодействие, индуцирующее расщепление 4f-подзоны. Наличие ионов разной валентности Yb^{2+} и Yb^{3+} с различающимися на 10–15 % ионными радиусами, между которыми происходит переход, также ответственно за появление электрон-фононного взаимодействия. Электрон-решеточное взаимодействие состоит из взаимодействия электронов с однородной деформацией и с фононами при заданной деформации. Для выяснения этого вопроса необходимо провести измерение ИК-спектров и постоянной решетки от температуры.

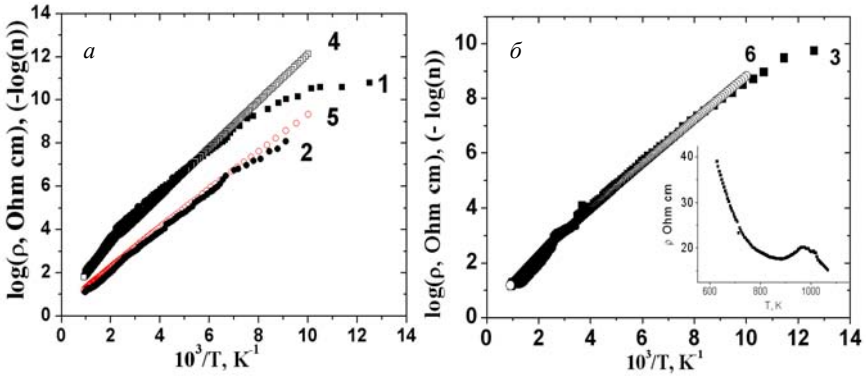


Рис. 3. Логарифм сопротивления $Yb_xMn_{1-x}S$ (1, 2, 3) от обратной температуры для составов с *x* = 0,05 (1), 0,1 (2) (*а*), 0,15 (3) (*б*) и логарифм концентрации электронов в зоне проводимости с параметрами E_g = –1,54 эВ, E_{f0} = –0,51 эВ, *A* = 55 $K^{1/2}$, *x* = 0,05 (4), E_g = –1,37 эВ, E_{f0} = –0,32 эВ, *A* = 8 $K^{1/2}$, *x* = 0,1 (5), E_g = –1,2 эВ, E_{f0} = –0,34 эВ, *A* = 25 $K^{1/2}$, *x* = 0,15 (6). На вставке – зависимость сопротивления от температуры для *x* = 0,15

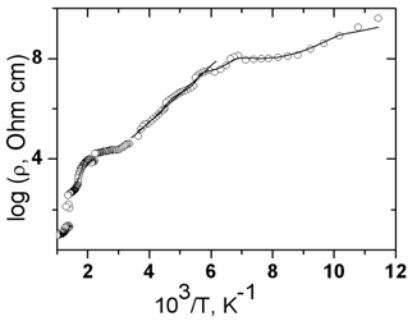


Рис. 4. Логарифм сопротивления $Yb_xMn_{1-x}S$ от обратной температуры для *x* = 0,2

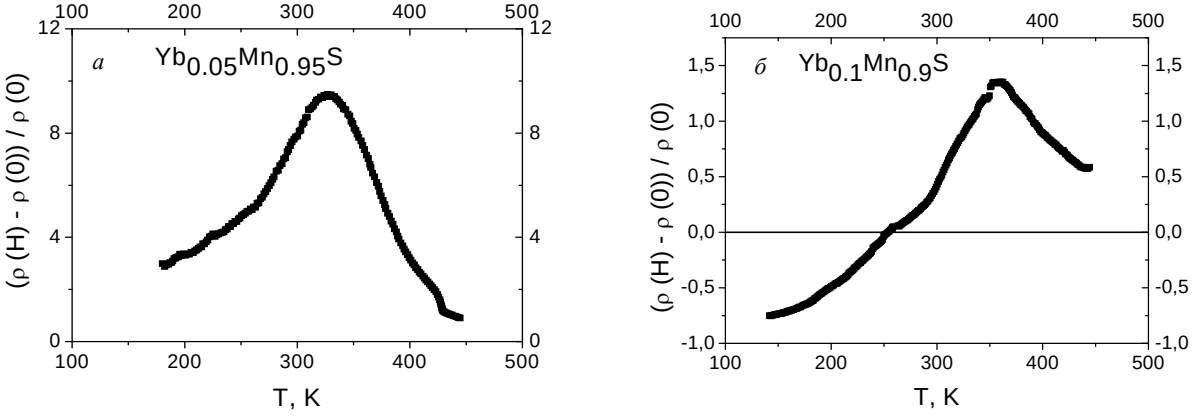


Рис. 5. Относительное изменение удельного электросопротивления от температуры для образцов $Yb_xMn_{1-x}S$ с x = 0,05 (*а*) и с x = 0,1 (*б*)

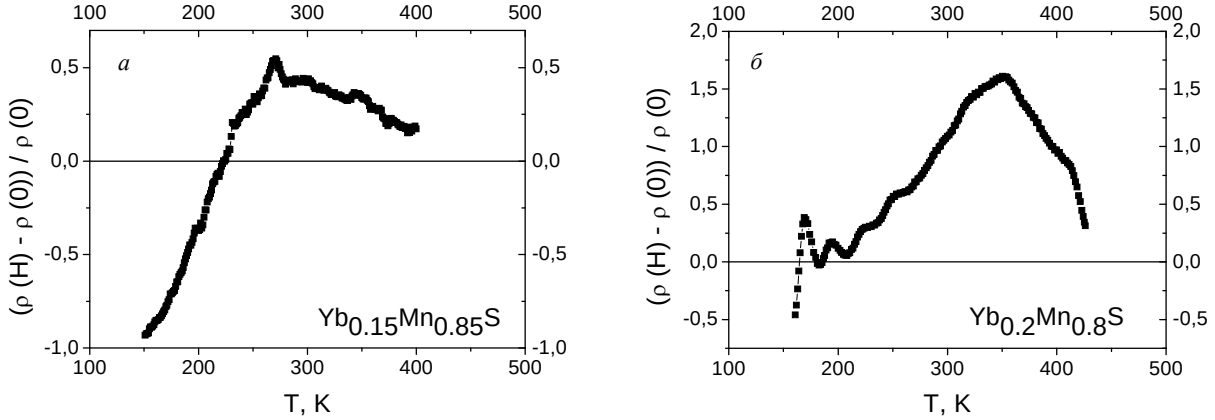


Рис. 6. Относительное изменение удельного электросопротивления от температуры для образцов $Yb_xMn_{1-x}S$ с x = 0,15 (*а*) и с x = 0,2 (*б*)

Для оценки вклада крупномасштабных флуктуаций заряда и магнитного момента были проведены измерения проводимости на постоянном токе в магнитном поле и сделан сравнительный анализ(рис. 5, 6). В твердом растворе $Yb_xMn_{1-x}S$ сопротивление увеличивается в магнитном поле H = 0,8 Тл в интервале 150 К < T < < 450 К, и относительное изменение удельного электросопротивления достигает максимума при T = 329 К. В области комнатных температур имеем гигантский положительный магниторезистивный эффект с изменением величины сопротивления на порядок (рис. 5, *а*). Величина энергии активации не меняется в интервале 150–300 К, а предэкспоненциальный множитель в зависимости сопротивления от температуры уменьшается в десять раз в магнитном поле.

В $Yb_xMn_{1-x}S$ с x = 0,1 уменьшается энергия активации носителей тока в магнитном поле, и магниторезистивный коэффициент меняет знак с отрицательного на положительный при T = 260 К (рис. 5, *б*). Максимум величины (ρ (H) – ρ (0)) / ρ(0 ρ (T, H)) наблюдается при T = 360 К, и магниторезистивный эффект исчезает асимптотически при T = 500 К. Качественно подобное поведение сопротивления в магнитном поле с пересечением температурных зависимостей ρ (T, H) и ρ (T, H = 0) при T = 220 К найдено в $Yb_xMn_{1-x}S$ с x = 0,15. Магнитосопротивление имеет максимум (ρ (H) – ρ (0)) / / ρ (0 ρ (T, H)) = 0,5 при T = 275 К (рис. 6, *а*). Температурная область 200–480 К положительного магнитосопротивления увеличивается с ростом концентрации и для x = 0,2, магниторезистивный эффект больше 100 % при температурах выше комнатных 300–400 К (рис. 6, *б*) [13].

Таким образом, в твердых растворах $Yb_xMn_{1-x}S$ для x > 0,05 магнитосопротивление меняет знак с отрицательного на положительный при нагревании и исчезает в окрестности температуры 450 К. Зависимость сопротивления от температуры имеет активационный вид и качественно отличается от температурного поведения сопротивления на переменном токе. Магнитоемкость положительна на всем исследуемом интервале температур и максимальна для состава с x = 0,2 [14].

Существование магниторезистивного эффекта подтверждает вольт-амперная характеристика, измеренная при комнатной температуре без магнитного поля и в магнитном поле H = 0,8 Тл. На рис. 7 и 8 представлены зависимости тока от напряжения в твердых растворах $Yb_xMn_{1-x}S$.

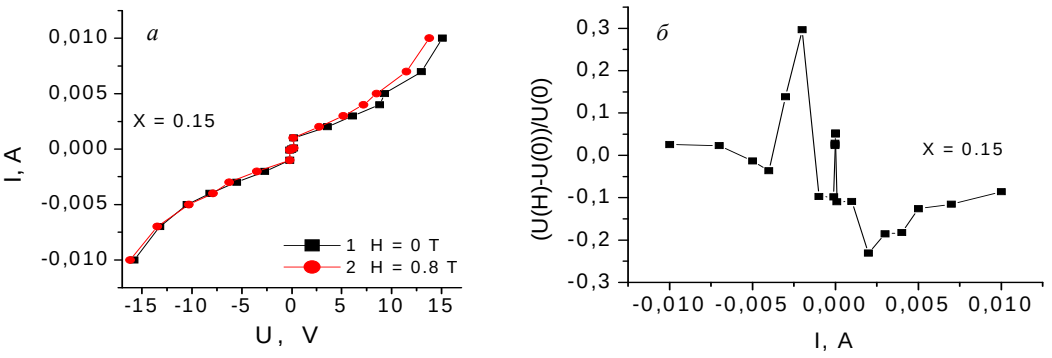


Рис. 7. Зависимость тока от напряжения без магнитного поля (1) и в поле H = 0,8 Тл (2) (*а*); относительное изменение напряжения в магнитном поле от тока при T = 300 К для состава с x = 0,15 (*б*)

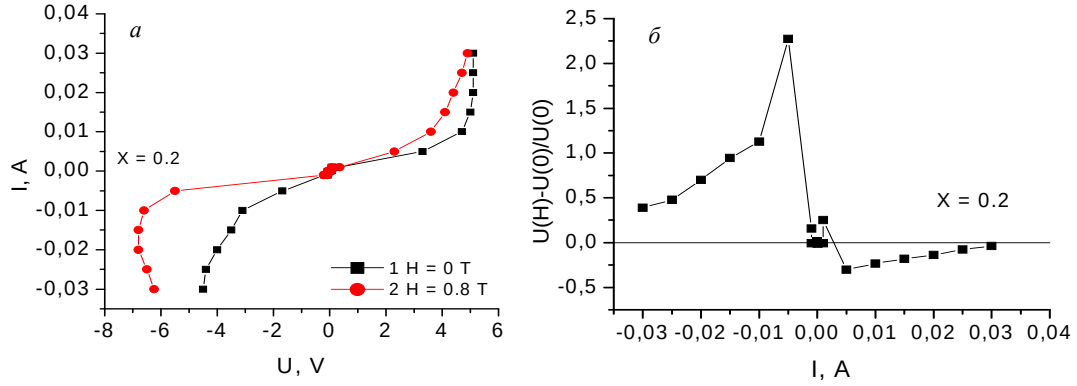


Рис. 8. Зависимость тока от напряжения без магнитного поля (1) и в поле H = 0,8 Тл (2) (*а*); относительное изменение напряжения в магнитном поле от тока при T = 300 К для состава с x = 0,2(*б*)

Вольт-амперная характеристика имеет асимметричный вид в магнитном поле, и магнитосопротивление проходит через максимум при увеличении тока по модулю. Эта асимметрия объясняется спин-орбитальным взаимодействием, которое можно представить в виде $\lambda\ [k + Hxr]x\sigma$, где λ – константа спин-орбитального взаимодействия; k – квазиимпульс электрона; H – магнитное поле; σ – спин электрона. При изменении направления тока меняется величина квазиимпульса электрона и, соответственно, меняется величина спин-орбитального взаимодействия, что приводит к асимметрии эффективного потенциала взаимодействия [15].

Заключение. В работе изучено влияние магнитного поля на транспортные свойства сульфидов, что может рассматриваться в качестве перспективных материалов для элементной базы микроэлектроники.

Электросопротивление образца $Ce_xMn_{1-x}S$, охлажденного в магнитном поле, увеличивается в несколько раз в области низких температур, и температура максимума электросопротивления понижается для двух составов и остается неизменной для x = 0,05. Обнаружено увеличение магнитосопротивления из вольт-амперных характеристик с ростом концентрации и температуры выше комнатной. Установлена зависимость магнитосопротивления от тока.

Вольт-амперная характеристика $Ce_xMn_{1-x}S$ с x = 0,03 является симметричной относительно нуля, и это также объясняется в предложенной модели орбитально-зарядового упорядочения электронов и дырок, которые ниже 500 К находятся в связанном состоянии, и электроны на t_{2g}-состояниях образуют орбитальное упорядочение типа спинового стекла. С понижением температуры уровни энергий занятых t_{2g}-состояний расщепляются в системе с сильными электронными корреляциями. Это вырождение снимается в магнитном поле при взаимодействии с угловым моментом электрона.

Замещение ионов марганца в $Yb_xMn_{1-x}S$ редкоземельным элементом Yb с переменной валентностью сохраняет антиферромагнитное состояние и полупроводниковый тип проводимости в интервале концентраций $0 < x < 0{,}25$. Установлено изменение энергии активации при нагревании в температурном интервале 380 К < T < 440 К для всех составов.

Для твердого раствора $Yb_xMn_{1-x}S$ было найдено уменьшение энергии активации перехода электронов с примесного уровня в зону проводимости и подвижности носителей заряда в магнитном поле. Установлена смена знака магнитосопротивления с отрицательного на положительный при нагревании в области составов $0{,}1 \le x \le 0{,}2$. Определена критическая температура, выше которой исчезает магнитосопротивление.

В твердых растворах $Yb_xMn_{1-x}S$ для $x > 0{,}05$ магнитосопротивление меняет знак с отрицательного на положительный при нагревании и исчезает в окрестности температуры 450 К. Магнитоемкость положительна на всем исследуемом интервале температур и максимальна для состава с x = 0,2.

Существование магниторезистивного эффекта подтверждает вольт-амперная характеристика, измеренная при комнатной температуре без магнитного поля и в магнитном поле H = 0,8 Тл, она имеет асимметричный вид в магнитном поле, и магнитосопротивление проходит через максимум при увеличении тока по модулю, что объясняется спин-орбитальным взаимодействием.

Библиографические ссылки

1. Аплеснин С. С. Основы спинтроники. СПб. : Лань, 2010. 283 с.
2. Aplesnin S. S. Influence of spin-phonon coupling on the magnetic moments in 2D spin-1/2 antiferromagnet // Phys. Lett. A. 2003. Vol. 313. P. 122–125.
3. Пятаков А. П., Звездин А. К. Магнитоэлектрические материалы и мультиферроики // УФН. 2012. Т. 182, № 6. С. 593–620.
4. Peters R., Kawakami N. Orbital order, metal-insulator transition, and magnetoresistance effect in the two-orbital Hubbard model // Phys. Rev. B. 2011. Vol. 83. P. 125110.
5. Спин-стекольные эффекты в твердых растворах $Co_xMn_{1-x}S$ / С. С. Аплеснин [и др.] // Известия РАН. Серия физическая. 2009. Т. 73. С. 1021–1023.
6. Аплеснин С. С., Москвин А. И. Влияние сильных электронных корреляций и взаимодействия электронов с решеткой на орбитальное упорядочение электронов // ЖЭТФ. 2010. Т. 92, № 4. С. 254–259.
7. Conductivity, weak ferromagnetism, and charge instability in an α-MnS single crystal / S. S. Aplesnin [et al.] // Phys. Rev. B. 2005. Vol. 71, № 1. P. 125204–125212.
8. Aplesnin S. S., Moskvin A. I. Magnetic structures upon ordering of eg orbitals in a square lattice // J. Phys.: Condens. Matt. 2008. Vol. 20. P. 325202–325203.
9. Metal insulator transition and magnetic properties indisordered systems of solid solutions $Me_xMn_{1-x}S$ / G. A. Petrakovskii [et al.] // JMMM. 1995. T. 140. C. 147–148.
10. Аплеснин С. С., Ситников М. Н. Магнитотранспортные эффекты в парамагнитном состоянии в $Gd_xMn_{1-x}S$ // ЖЭТФ. 2014. Т. 100. С. 104–110.
11. The magnetoelastic effect in $Co_xMn_{1-x}S$ solid solutions / S. S. Aplesnin [et al.] // Solid State Comm. 2010. Vol. 150. P. 564–567.
12. Магнитные и электрические свойства твердых растворов $Yb_xMn_{1-x}S$ / С. С. Аплеснин [и др.] // Известия РАН. Серия физическая. 2013. Т. 77, № 10. С. 1472–1474.
13. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sokolov V. V. Gigantic magnetocapacitive effect into $Yb_xMn_{1-x}S$ // Trends in magnetism : Abstract for Euro-Asian Symposium. EASTMAG. Vladivostok, 2013. P. 33–34.
14. Magnetic properties of semiconductors $Yb_xMn_{1-x}S$ / S. S. Aplesnin [et al.] // Book of Abstracts JEMS. 2012. P. 271–272.
15. Nonuniform Magnetic States and Electrical Properties of Solid Solutions / S. S. Aplesnin [et al.] // IEEE Transactions on magnetics, 2011. Vol. 47. P. 4413–4416.

References

1. Aplesnin S. S. *Osnovy spintroniki* [Basis of spintronics]. St.Petersburg, Lan' Publ., 2010, 283 p.
2. Aplesnin S. S. Influence of spin-phonon coupling on the magnetic moments in 2D spin-1/2 antiferromagnet. *Phys. Lett. A*. 2003, Vol. 313, P. 122–125.
3. Pyatakov A. P., Zvezdin A. K. [Magnetoelectric materials and multiferroics]. *UFN*. 2012, Vol. 182, No. 6, P. 593–620 (In Russ.).
4. Peters R., Kawakami N. Orbital order, metal-insulator transition, and magnetoresistance effect in the two-orbital Hubbard model. *Phys. Rev. B*. 2011, Vol. 83, P. 125110.
5. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Bandurina O. N., Gorev M. V., Balaev A. D., Eremin E. V. [Spin-glass effects in solid solutions $Co_xMn_{1-x}S$]. *Izvestiya RAN. Seriya fizicheskaya*. 2009, Vol. 73, P. 1021–1023 (In Russ.).
6. Aplesnin S. S., Moskvin A. I. [The influence of strong electron correlations and interactions of electrons with the lattice on the electron orbital ordering]. *ZhETF*. 2010, Vol. 92, No. 4, P. 254–259 (In Russ.).
7. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Abramova G. M., Romanova O. B., Vorotynov A. M., Velikanov D. A., Kiselev N. I., Balaev A. D. Conductivity, weak ferromagnetism, and charge instability in an α-MnS single crystal. *Phys. Rev. B*. 2005, Vol. 71, No. 1, P. 125204–125212.
8. Aplesnin S. S., Moskvin A. I. Magnetic structures upon ordering of eg orbitals in a square lattice. *J. Phys.: Condens. Matt.* 2008, Vol. 20, P. 325202–325203.
9. Petrakovskii G. A., Loseva G. V., Ryabinkina L. I., Aplesnin S. S. Metal insulator transition and magnetic properties indisordered systems of solid solutions $Me_xMn_{1-x}S$. *JMMM*. 1995, Vol. 140, P. 147–148.
10. Aplesnin S. S., Sitnikov M. N. [Magnetotransport effects in the ferromagnetic state in $Gd_xMn_{1-x}S$]. *ZhETF*. 2014, Vol. 100, P. 104–110 (In Russ.).
11. Aplesnin S. S., Ryabinkina L. I., Romanova O. B., Kharkov A. M., Gorev M. V., Balaev A. D., Eremin E. V., Bovina A. F. The magnetoelastic effect in $Co_xMn_{1-x}S$ solid solutions. *Solid State Comm*. 2010, Vol. 150, P. 564–567.
12. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Romanova, O. B., Yanushkevich K. I., Galyas A. I., Sokolov V. V. [Magnetic and electrical properties of solid solutions $Yb_xMn_{1-x}S$]. *Izvestiya RAN. Seriya fizicheskaya*. 2013, Vol. 77, No. 10, P. 1472–1474 (In Russ.).
13. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Sokolov V. V. Gigantic magnetocapacitive effect into $Yb_xMn_{1-x}S$. *Abstract for Euro-Asian Symposium "Trends in magnetism"*. EASTMAG, Vladivostok, 2013, P. 33–34.
14. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Romanova O. B., Sokolov V. V., Yanushkevich K. Magnetic properties of semiconductors $Yb_xMn_{1-x}S$. *Book of Abstracts JEMS*. 2012, P. 271–272.
15. Aplesnin S. S., Kharkov A. M., Eremin E. V., Romanova O. B., Balaev D. A., Sokolov V. V., Pichugin A. Yu. Nonuniform Magnetic States and Electrical Properties of Solid Solutions. *IEEE Transactions on magnetics*. 2011, Vol. 47, P. 4413–4416.

© Харьков А. М., Ситников М. Н., 2016

УДК 621.365,697.278

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1097–1101

ОСОБЕННОСТИ НАГРЕВА ВОДЫ И ВОДНЫХ РАСТВОРОВ ПЕРЕМЕННЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ ТОКОМ

И. Я. Шестаков[1*], А. А. Фадеев[1], В. Н. Докучаев[1], И. А. Ремизов[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]Красноярский государственный медицинский университет имени профессора В. Ф. Войно-Ясенецкого
Российская Федерация, 660022, г. Красноярск, ул. Партизана Железняка, 1
[*]E-mail: info@sibsau.ru

В производстве деталей летательных аппаратов используются электрохимические и химические процессы с применением рабочих жидкостей повышенной температуры. Для нагрева жидкостей используют горячую воду, пар, при этом энергозатраты значительны из-за больших объёмов ванн и повышенной теплоёмкости воды и водных растворов. Затраты энергии можно снизить применением прямого нагрева. Об этом свидетельствуют работы, проводимые в Кубанском государственном аграрном университете и в Дальневосточном государственном техническом университете. Представлен обзор работ, проводимых в СибГАУ по исследованию прямого нагрева воды и водных растворов переменным электрическим током при электрическом напряжении, меньшем напряжения разложения жидкостей. В результате экспериментального исследования установлено, что при малых удельных мощностях генерируемая тепловая энергия превышает затраченную электрическую, вводимую в нагреваемую жидкость. Определены физические и химические явления и оценён их вклад в тепловыделение, который позволяет повысить эффективность преобразования электрической энергии в тепловую энергию. Показана экспериментальная установка для нагрева воды и водных растворов переменным током промышленной частоты. Описана методика проведения опытов и даны выражения для расчётов затраченной удельной электрической энергии и полученной удельной тепловой энергии. Подтверждена особенность нагрева воды при малой удельной мощности и отсутствии газообразования на поверхностях электродов. Установлена зависимость эффективности преобразования электрической энергии в тепловую от отношения объёма нагреваемой жидкости к площади поверхности границы раздела фаз «жидкость–воздух». Обозначены области применения исследуемого метода нагрева, который позволит сократить энергозатраты при генерации тепла из электрической энергии, используя водонагреватели прямого действия.

Ключевые слова: электроды, вода, электрический ток, нагрев, удельная мощность.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1097–1101

FEATURES OF WATER AND WATER SOLUTIONS HEATING UNDER THE INFLUENCE OF VARIABLE ELECTROMAGNETIC FIELD

I. Y. Shestakov[1*], A. A. Fadeev[1], V. N. Dokuchaev[1], I. A. Remizov[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]Krasnoyarsk State Medical University named after prof. V. F. Voino-Yasenetsky
1, Partizan Zheleznyak Str., Krasnoyarsk, 660022, Russian Federation
[*]E-mail:info@sibsau.ru

In the manufacture of aircraft parts electrochemical and chemical processes with high temperature working liquids are used. Now the use of hot water, steam, electric heaters for heating fluids are not effective. The article presents the experimental setup for hot water and aqueous solutions of AC power frequency. The article describes the method for testing and given expression for calculation of specific electricity consumed and the resulting specific heat density. At low power density ratio of the thermal energy released in the fluid by passing an electric current through it to the amount of electrical energy supplied to the heating fluid is close to unity.

The second feature of this process is independent nature of the change ratio of the thermal energy released in the fluid by passing an electric current through it to the amount of electrical energy supplied to the heating fluid, depending on the specific power on the type and concentration of salts in the water. It was found that on heating water and aque-

ous solutions depends on material electrodes. Thus, the use of the titanium electrode gives higher values of the ratio obtained to the thermal energy consumed electric. It is shown that the contribution of the magnetic field in the heating fluid, located between the electrodes, negligible.

The process of heating the water and water solutions is carried out based on independent from each other mechanisms: the electrochemical reactions on the electrodes; heat generation in the electric double layer; by eddy phenomena in the volume of water.

Keywords: electrodes, water, electricity, heating, power density.

Введение. В производстве деталей ракетно-космической техники применяются электрохимические процессы катодного осаждения и анодного растворения металлов и сплавов, а также химическое фрезерование. В качестве рабочих жидкостей используются водные растворы кислот, солей, щелочей при температуре выше температуры окружающей среды (до 60 ºС). Для нагрева ванны с жидкостью требуется значительное количество тепловой энергии, так как для водных растворов характерна значительная теплоёмкость и применяются большие объёмы ванны (1000 л и более). Для нагрева таких объёмов рабочих жидкостей используются горячая вода, пар и электроводонагреватели косвенного действия. Меньшее распространение получили нагреватели прямого действия из-за недостаточной изученности процессов между электродами в связи со сложностью явлений, протекающих как в объёме воды, так и на поверхности электродов, хотя для их применения не требуется специального оборудования.

При отработке технологии очистки сточных вод гальванических производств от ионов металлов нестационарным электрическим полем и электрокоррекции водородного показателя промывных вод был обнаружен эффект интенсивного разогрева жидкости в межэлектродном пространстве [1; 2]. Для очистки сточных вод использовались пары электродов «нержавеющая сталь – титан», поэтому исследовали поведение титана в водных растворах при переменном электрическом токе промышленной частоты [3]. Выявлено, в анодный полупериод переменного тока происходит окисление титана до высших степеней с выделением большего количества тепла, чем в катодный полупериод затрачивается энергии на восстановление окислов титана, что приводит к превышению генерируемой тепловой энергии над затраченной электрической.

Установлено, что при электроэрозионно-химической обработке из-за интенсивного нагрева двойного электрического слоя происходит пробой электролита [4]. В работе [5] представлено выражение для расчёта времени запаздывания пробоя, из которого получена зависимость температуры двойного электрического слоя от напряжённости электрических полей в этом слое и в жидкости. В дальнейшем экспериментальным путем была определена напряжённость электрического поля в двойном электрическом слое, которая оказалась на порядок меньше, чем предполагалось [6].

При использовании графитовых электродов и водопроводной воды удельные энергозатраты меньше, чем для традиционных теплогенераторов [7–10]. Пониженное значение удельных энергозатрат объясняется нагревом двойного электрического слоя и превышением теплоты экзотермических реакций в анодный полупериод переменного тока над поглощением теплоты в катодный полупериод.

Расчётным путём установлено, что основной вклад в теплообразование вносит двойной электрический слой при использовании водного раствора морской соли (2,5 % по массе). Вклад в тепловой баланс окислительных и восстановительных реакций на поверхности электродов не превышает 2 % от джоулева тепла [11].

Анализ многочисленных исследований, в которых изучается вода, позволил выявить другие процессы, сопровождающиеся как выделением тепловой энергии, так и её поглощением [12]. В работе отмечено, что эффективность преобразования электрической энергии в тепловую будет зависеть от площади границы раздела фаз (жидкость–воздух). Для исследования этой зависимости разработана установка для прямого нагрева воды и водных растворов переменным электрическим током промышленной частоты с теплоизоляционным слоем (рис. 1).

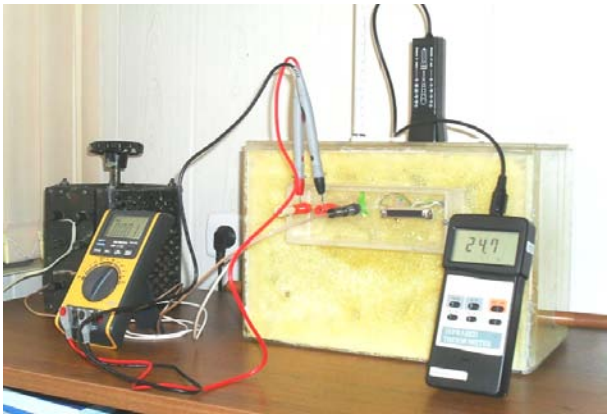


Рис. 1. Экспериментальная установка

Методика проведения экспериментов. На рис. 2 представлена принципиальная схема экспериментальной установки. Начальная температура воды равна комнатной, и температурный напор при проведении опытов не превышал 5 ºС, поэтому теплообменом с окружающей средой можно пренебречь. Нагрев воды общим объемом V в течение времени t (от 10 до 20 мин) производился в корпусе *1*, состоящем из диэлектрических стенок и теплоизоляционного материала, где расположены рабочие электроды *2, 3*. Для разделения электродов применяются диэлектрические пластины *4*. Величины напряжения U, подаваемого на электроды, и тока I определялись с помощью цифровых мультиметров *5, 6*. Температура измерялась ртутным термометром с ценой деления 0,1 °С в начальный момент и по окончании процесса в трех точках межэлектродного пространства (у дна, в средней части и на поверхности воды), и рассчитывалось среднее значение изменения температуры $\Delta T_{ср}$. Объём заливаемой воды в корпус установки изменялся, тем самым изменялось отношение V к S, где S – площадь границы раздела фаз «жидкость–воздух». В качестве материала электродов применялись пары «нержавеющая сталь – титан». Напряжение, подаваемое на электроды, не превышало напряжения разложения воды с целью исключения газообразования на электродах.

Энергетические параметры рассчитывались по следующим формулам:

$$P_{уд} = \frac{IU}{V};$$

где $P_{уд}$ – удельная мощность, Вт/л; I – электрический ток, подаваемый на электроды, А; U – напряжение, подаваемое на электроды, В; V – объем нагреваемой воды, л;

$$Q_{эл} = \frac{IUt}{V},$$

где $Q_{эл}$ – затраченная удельная электрическая энергия, Дж/л; I – электрический ток, подаваемый на электроды, А; U – напряжение подаваемое на электроды, В; t – время нагрева, с;

$$Q_{тепл} = \frac{cm\Delta T_{ср}}{V},$$

где $Q_{тепл}$ – полученная удельная тепловая энергия, Дж/л; c – удельная теплоемкость, Дж/(кг·°С); m – масса нагреваемой воды, кг; $\Delta T_{ср}$ – среднее значение изменения температуры в ячейке, °С.

После обработки результатов экспериментов были построены графики зависимостей $Q_{тепл}$ /$Q_{эл}$ от V/S. Построение осуществлялось с использованием аппроксимирующей линии (рис. 3). Нижняя линия построена при вводимой удельной мощности 12 Вт/л, верхняя – при 6 Вт/л.

Обсуждение результатов экспериментов. При низких значениях удельной мощности (менее 30 Вт/л) отношение тепловой энергии к затраченной электрической больше единицы, тем самым подтверждаются результаты ранее проведённых исследований. С уменьшением отношения объёма нагреваемой воды к площади границы раздела фаз «вода–воздух» эффективность преобразования электрической энергии в тепловую увеличивается (рис. 3). Это явление можно объяснить тем, что тепловая энергия, выделившаяся в единице объёма воды, пропорциональна квадрату напряжённости электрического поля [6]:

$$Q_{тепл} = E^2k,$$

где k – удельная электропроводность воды. В свою очередь, напряжённость электрического поля в приповерхностном слое воды определяется по формуле

$$E = U/d,$$

где d – межэлектродное расстояние, большее расчётного значения [13].

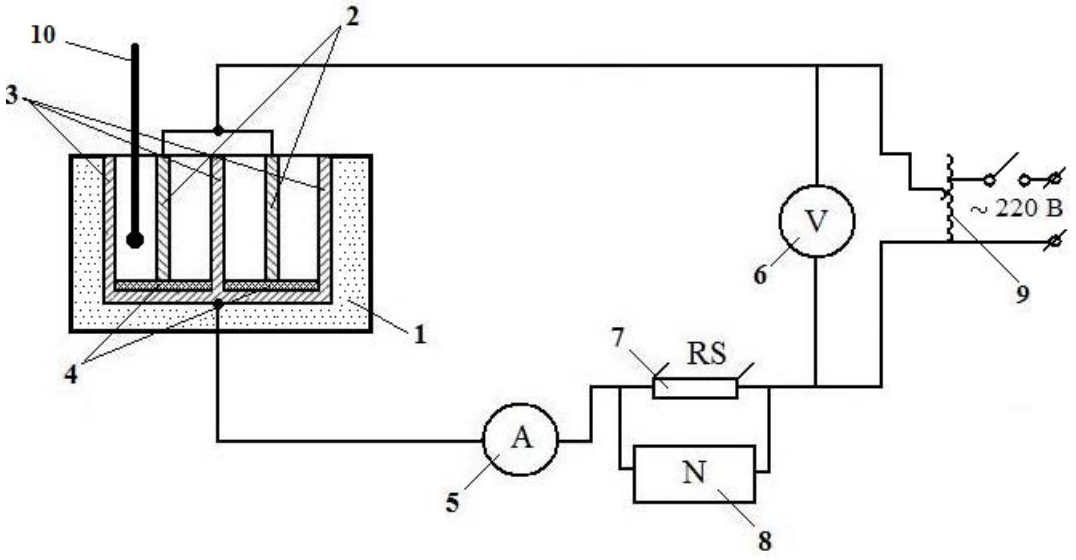


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментальной установки для нагрева воды и водных растворов переменным электрическим током: *1* – корпус; *2* – титановые электроды ОТ4-0; *3* – стальные электроды 12Х18Н10Т; *4* – пластины диэлектрические (оргстекло); *5* – амперметр; *6* – вольтметр; *7* – шунт измерительный; *8* – осциллограф С1-83; *9* – автотрансформатор, *10* – термометр

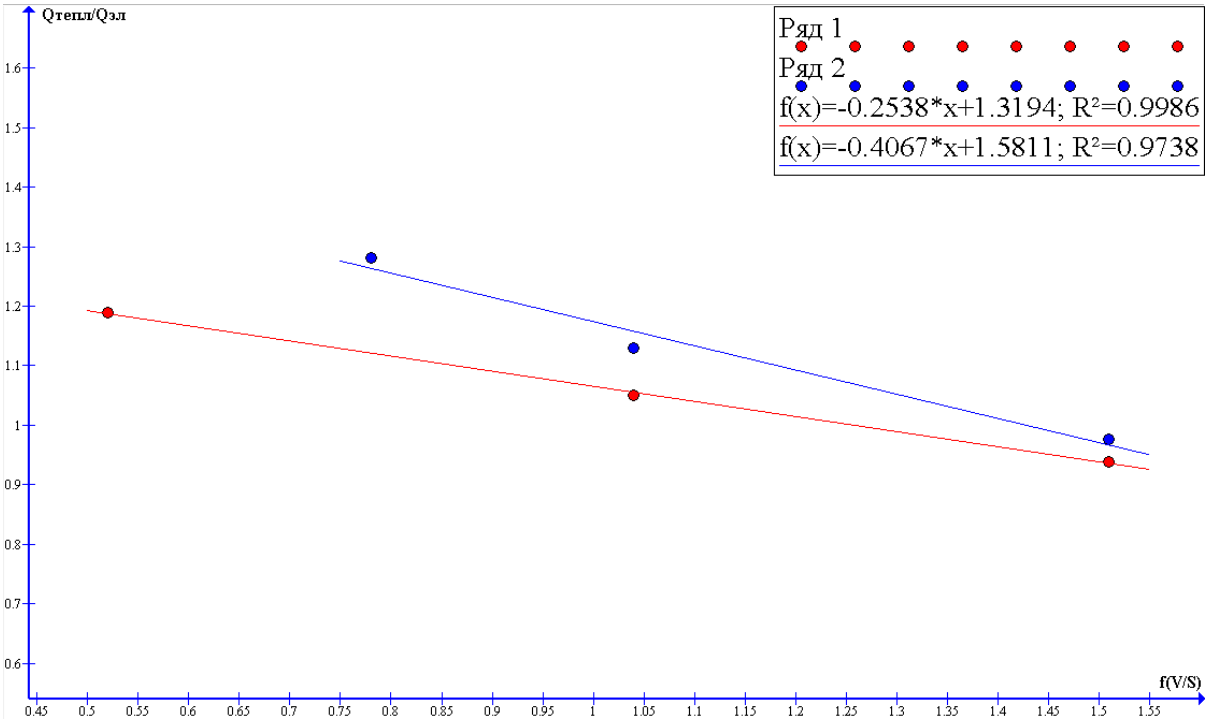


Рис. 3. Зависимость эффективности преобразования электрической энергии в тепловую от отношения объема нагреваемой жидкости к площади зеркала

Заключение. При малой удельной мощности (менее 30 Вт/л) отношение тепловой энергии к затраченной электрической больше единицы. Повышенная эффективность преобразования электрической энергии в тепловую установлена в работах [14; 15]. Однако в первом случае в качестве нагреваемой жидкости используется водный раствор щёлочи, во втором – морской соли.

С увеличением площади «зеркала» воды эффективность преобразования электрической энергии в тепловую возрастает. Использовать вышеописанный способ возможно в разных областях, от бытовых до промышленных нагревателей, в том числе для прямого нагрева электролита в гальванических ваннах, что позволит сократить расходы на электроэнергию.

Библиографические ссылки

1. Перспективы создания энергосберегающих теплогенераторов на основе электротермохимического эффекта в водных растворах / А. И. Стрюк [и др.] // Достижения науки и техники – развитию сибирских регионов : тезисы докладов Всерос. науч.-практ. конф. с междунар. участием. В 3 ч. Ч. 2 / КГТУ. Красноярск, 1999. С. 55.

2. Пат. 2187048 Российская Федерация, МКИ^3 С 01 F 24 H 1/20 Электронагреватель. / Стрюк А. И., Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Фейлер О. В. Опубл. 10.08.2002, Бюл. № 22.

3. Шестаков И. Я., Стрюк А. И., Фадеев А. А. О механизме образования электротермохимического эффекта // Перспективные материалы, технологии, конструкции, экономика : сб. науч. тр. / под ред. В. В. Стацуры ; ГАЦМИЗ. Красноярск, 2000. Вып. 6. С. 168–170.

4. Полянин В. И. Исследования напряжения и времени запаздывания пробоя при электроэрозионно-химической обработке // Технология авиастроения : межвуз. науч. сб. / Уфимский авиационный институт. 1976. Вып. 1. С. 43–51.

5. Багманов В. Х. О механизме электрического пробоя электролита в условиях ЭЭХО // Технология авиастроения. Электрические методы обработки материалов : межвуз. науч. сб. Вып. 2 / Уфимский авиационный институт. Уфа, 1982. С. 69–71.

6. Левич В. Г. Физико-химическая гидродинамика. М. : Физматгиз, 1959. 700 с.

7. Ремизов И. А., Шестаков И. Я., Спицын М. П. Эффективный электронагреватель воды // Решетнёвские чтения : материалы X Междунар. научн. конф., посвящ. памяти ген. конструктора ракетно-космических систем акад. М. Ф. Решетнёва / СибГАУ, Красноярск. 2006. С. 190–191.

8. Шестаков И. Я., Докучаев В. Н., Чибаков Д. О. Электросберегающий теплогенератор // Материалы XII Междунар. научн. конф., посвящ. памяти ген. конструктора ракетно-космических систем акад. М. Ф. Решетнёва / СибГАУ, Красноярск. 2008, С. 83–84.

9. Пат. 2279016 Российская Федерация, МКИ^3 С 01 F 24 H 1/20. Электронагреватель / Шестаков И. Я., Фадеев А. А., Стрюк А. И. № 2005103779/06 ; заявл. 14.02.2005 ; опубл. 27.06.2006, Бюл. № 18.

10. Пат. 2412403 Российская Федерация, МКИ^3 С 01 F 24 H 1/20. Электронагреватель / Шестаков И. Я., Докучаев В. Н., Чибаков Д. О. № 2009137673/06 ; заявл. 12.10.2009 ; опубл. 20.02.2011, Бюл. № 5.

11. Шестаков И. Я., Докучаев В. Н., Чибаков Д. О. Эффективный теплогенератор // Проблемы теплофизики и теплоэнергетики : материалы Всерос. науч.-практ. конф. Иркутск : Изд-во ИрГТУ, 2008. С. 324–325.

12. Фадеев А. А., Шестаков И. Я. О возможном механизме нагрева воды и водных растворов при воздействии переменного электромагнитного поля // Вестник СибГАУ. 2011. № 1(34). С. 76–78.

13. Шестаков И. Я., Раева О. В. Оценка влияния коагуляции на степень очистки воды от ионов металлов // Вестник СибГАУ. 2013. № 1(47). С. 172–174.

14. Канарёв Ф. М. Вода – новый источник энергии. 2-е изд. перераб и доп. Краснодар : Изд-во Кубан. гос. аграр. ун-та, 2000. С. 77–94.

15. Титаев Б. Ф. Вода как источник энергии // Наука в России. Новосибирск : Видеостудия «Радуга», 1996. 103 с.

References

1. Serdyuk A. I., Shestakov I. J., Fadeev A. A., Feiler O. V. [Prospects of energy-efficient heat generators based on electrothermomechanical effect in aqueous solutions]. *Dostizheniya nauki i tekhniki-razvitiyu sibirskikh regionov: Tezisy dokladov Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem* [Advances in science and technology, the development of Siberian regions: Abstracts of the All-Russian scientific-practical conference with international participation]. Part 2. Krasnoyarsk, KSTU, 1999, P. 55 (In Russ.).

2. Stryuk A. I., Shestakov I. J., Fadeev A. A., Feiler O. V., *Elektronagrevatel'* [Electric heater]. Patent RF, no. 2187048. 2002.

3. Shestakov I. J., Stryuk A. I., Fadeev A. A. [On the mechanism of formation of electrothermomechanical effect.] *Perspektivnye materialy, tekhnologii, konstruktsii, ekonomika: Sb. nauch. Tr.* [Advanced materials, technology, design, Economics: collection of scientific papers]. 2000, Vol. 6, P. 168–170 (In Russ.).

4. Polyanin V. I. [Research and voltage breakdown delay time when elektroerohionnochemical treatment]. *Mezhvuz. nauch. sb.* 1976, Iss. 1. Aviation technology, P. 43–51 (In Russ.).

5. Bagmanov V. H. [On the mechanism of electrical breakdown of the electrolyte in a EEHO.] *Tekhnologiya aviastroeniya. Elektricheskie metody obrabotki materialov: Mezhvuzovskiy nauch. Sb.* 1982, Iss. 2, P. 69–71 (In Russ.).

6. Levich V. G. *Fiziko-khimicheskaya gidrodinamika* [Physico-chemical hydrodynamics]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 1959, 700 p.

7. Remizov I. A., Shestakov I. J., Spitcin M. P. [Efficient electric water heater]. *Materialy 10 Mezhdunarodnoy nauchn. konf. Reshetnevskie chteniya* [Proceedings of the X th International Science Conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2006, P. 190–191.

8. Shestakov I. Y., Dokuchaev V. N., Chibakov D. O., [Electric saving and heat source] *Materialy 12 Mezhdunarodnoy nauchn. konf. Reshetnevskie chteniya* [Proceedings of the XII International Science Conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2008, P. 83–84.

9. Shestakov I. Y., Fadeev A. A., Stryuk A. I., *Elektronagrevatel'* [Electric heater]. Patent RF, No. 2005103779/06, 2006.

10. Shestakov I. Y., Dokuchaev V. N., Chibakov D. O., *Elektronagrevatel'* [Electric heater]. Patent RF, No. 2009137673/06, 2011.

11. Shestakov I. Y., Dokuchaev V. N., Chibakov D. O. [Efficient heat source]. *Problemy teplofiziki i teploenergetiki: materialy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Problems of thermal physics and heat power engineering: Proceed. of All-Russian scientific-practical conference]. Irkutsk, Irkutsk State Technical University Publ., 2008, P. 324–325 (In Russ.).

12. Fadeev A. A., Shestakov I. J. [A possible mechanism of heating of water and aqueous solutions when exposed to an alternating electromagnetic field]. *Vestnik SibGAU.* 2011, No. 1 (34), P. 76–78 (In Russ.).

13. Shestakov I. J., Rayeva O. V. [Assessing the impact of the degree of coagulation of water purification from metal ions]. *Vestnik SibGAU.* 2013, No. 1 (47), P. 172–174 (In Russ.).

14. Kanarev F. M. *Voda – novii istochnik energii. 2-e izdanie dop. I pererab.* [Water as a new source of energy. 2nd ed. Revised and enlarged]. Krasnodar, Cubanskii agrarnii universitet Publ., 2000, P. 77–94.

15. Titaev B. F. [Water as a source of energy]. *Nauka v Rossii* [Science in Russia]. Novosibirsk, Raduga Publ., 1996, 103 p.

© Шестаков И. Я., Фадеев А. А.,
Докучаев В. Н., Ремизов И. А., 2016

Раздел
Part
4

ЭКОНОМИКА

ECONOMICS AEROSPACE INDUSTRY

УДК 332.055:338.49

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1104–1112

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ЭКОНОМИКИ МОНОГОРОДА

И. С. Антонова

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

Рассматривается понятие инфраструктуры диверсификации экономики моногорода и даются ее сравнительные характеристики по моногородам субъектов Федерации Сибирского федерального округа. Целью работы является выявление элементов и построение модели инфраструктуры диверсификации экономики моногорода, призванной привлечь частного инвестора. В процессе исследования применены как общенаучные методы системного анализа и синтеза, так и анализ множеств на основе диаграммы Эйлера–Венна и моделирования взаимодействий между отдельными элементами инфраструктуры диверсификации экономики моногорода. В результате проведенного исследования выделен конечный реципиент влияния социальной инфраструктуры – население города. Предложено различать виды инфраструктуры по степени опосредованности их влияния на конечного реципиента, а также охарактеризовано и систематизировано представление об элементах инфраструктуры диверсификации в инвестор-ориентированной модели инфраструктуры диверсификации экономики моногорода. Результаты исследования позволят сформировать комплексное, системное представление об элементном составе инфраструктуры, создаваемой для реализации комплексных инвестиционных планов модернизации моногорода, включающих как институциональные, так и инвестиционные проекты; определить взаимосвязи и взаимозависимость элементов инфраструктуры диверсификации; определить зону интересов частных инвесторов и инструменты финансирования проектов диверсификации моногорода; оценить усилия органов государственного и местного самоуправления по формированию инвестиционно привлекательной среды в моногороде. Для оценки эффективности инфраструктурных инвестиций в проекты комплексного инвестиционного плана модернизации моногорода предложен показатель, отражающий отношение объема привлеченных частных инвестиций в проекты диверсификации экономики моногорода в расчете на рубль вложенных средств в инфраструктурные проекты. Итоги данного исследования позволяют сделать вывод о ключевой проблеме во взаимодействии базовых финансовых институтов диверсификации – Фонда развития промышленности и Внешэкономбанка, создающих «замкнутый круг» ответственности, при котором одна сторона не финансирует программу, пока вторая не сделает того же. Решение данной проблемы позволит скоординировать действия базовых институтов диверсификации экономики моногорода и обеспечить эффективность ее диверсификации.

Ключевые слова: инфраструктура, моногород, диверсификация, институты, механизмы, инструменты.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1104–1112

MODELING OF INFRASTRUCTURE FOR COMPANY TOWN ECONOMY DIVERSIFICATION

I. S. Antonova

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

The article discusses the concept of infrastructure for economic diversification of company towns and conducts the comparative analysis of company towns in Siberian federal district. The research aims at identifying the elements and the model development for company town economic diversification infrastructure, designed to attract the private investor. During the study the author uses the general scientific methods of system analysis and synthesis, as well as the set analysis based on Euler-Venn chart and of the interaction modeling for infrastructure elements of company town economic diversification. As a result, the author identifies the final recipient of social and infrastructure influence – the population of the town, then distinguishes infrastructure types according to the impact mediation degree on the final recipient, and also describes and systematizes the idea of the diversification infrastructure elements in the investor-oriented model for the infrastructure company town economy diversification. The results of the study will provide

an integrative, systemic view on the elemental composition and structure of the infrastructure created for the implementation of Complex investment plans of modernization of company towns, including both institutional and investment projects. Moreover the study allows identifying the relationships and interdependence between infrastructure elements of diversification and determining the place of the private investor as well as specifying the financing instruments for diversification projects. The results of the study will assist to estimate the efforts of state and local government making the company town investment attractive environment. The author offers to assess the effectiveness of public investments in infrastructure projects within Complex investment plan for company town modernization on the basis of indicator that measures the investments in private projects per ruble of state investments in infrastructure. Finally, the results of this study allow the author concluding about the fundamental problem in the interaction between Industrial Development Fund and Vnesheconombank, creating a "vicious circle" of responsibility, in which one side does not fund the program, while the second will do the same. The solution to this problem will allow coordinating the activity of the basic institutions of company town economic diversification and to ensuring the effectiveness of its diversification.

Keywords: infrastructure, company town, diversification, institutions, arrangements, tools.

Введение. Развитие моногородов в современных условиях является актуальным вопросом во всех регионах страны. В Сибирском федеральном округе насчитывается 66 моногородов различного профиля. Бесспорный лидер по числу моногородов – Кемеровская область, где из 49 городов и городских поселений 24 являются моногородами. В Красноярском крае насчитывается пять монопрофильных населенных пунктов, включенных в список моногородов, среди которых Железногорск и Зеленогорск, являющиеся закрытыми административно-территориальными образованиями, которые отнесены ко второй группе моногородов с риском ухудшения социально-экономического положения. При этом Железногорск можно отнести к моногородам особого рода, это закрытое административно-территориальное образование (ЗАТО) с наличием объектов военно-промышленного комплекса. Распределение моногородов по регионам Сибирского федерального округа представлено на рис. 1.

По числу моногородов с риском ухудшения социально-экономического положения Красноярский край (5 моногородов) уступает только Кемеровской области (16 моногородов) и Забайкальскому краю (6 моногородов), при этом в Красноярском крае нет моногородов со стабильным положением и находящихся в наиболее сложном социально-экономическом положении. Из всех моногородов Сибирского федерального округа только Красноярский край и Томская область (г. Северск) имеют моногорода, представленные ЗАТО, к числу которых относится и Железногорск с военно-промышленным монопрофилем. В процессе развития моногородов подобного профиля изменение экономической структуры происходит сравнительно медленно, что может быть объяснено высокой степенью значимости для национальной экономики и безопасности профиля моногорода. Отнесение моногородов Красноярского края ко второй группе (моногорода с риском ухудшения социально-экономического положения) позволяет им применять разработанные на сегодняшний день инструменты государственной поддержки.

Целью данного исследование является выявление элементов и построение модели инфраструктуры диверсификации экономики моногорода, призванной привлечь частного инвестора. Такая модель позволит систематизировать объекты инфраструктуры, выделить основные институты, механизмы и инструменты диверсификации, которые доступны на сегодняшний день моногородам, отнесённым, прежде всего, к первым двум группам по степени риска ухудшения социально-экономического положения. Для реализации поставленной цели предлагается на основе анализа и синтеза понятийного аппарата введение понятия «инфраструктура диверсификации экономики моногорода», а также систематизация элементов инфраструктуры диверсификации на основе диаграммы Эйлера–Венна. Это позволило автору разработать модель инфраструктуры диверсификации, ориентированной на привлечение частного инвестора.

Понятие «инфраструктура». Развитие моногорода в современных условиях определяется перспективами диверсификации его экономики. Базовым инструментом стратегического планирования процесса диверсификации выступает комплексный инвестиционный план модернизации моногорода [1; 2]. Разработка комплексного инвестиционного плана позволяет сформировать заявку на получение государственного финансирования программы диверсификации и развития моногорода. Тем не менее, данные средства предназначены исключительно для финансирования инфраструктурных проектов. Последнее определяет актуальность формирования инфраструктуры диверсификации экономики моногорода.

Понятие инфраструктуры получило всестороннее исследование в зарубежной литературе в 40–50-х гг. прошлого века. П. Розенштайн-Родан в своих работах подчеркивал особое значение «социальных накладных расходов» (англ. *social overhead capital*) в такие отрасли, как энергетика, транспорт, коммуникации и т. д., для ускорения и повышения отдачи от последующих инвестиций в экономику, которые и называл «основой» (англ. *framework*) или «инфраструктурой» (англ. *infrastructure*) [3; 4]. Подобным образом в ранних работах А. О. Хиршмана [5] подчеркивается высокая роль инфраструктуры как движущей силы развития экономики, однако позже, исследуя инфраструктурные проекты, автор указывает на то, что ошибочно рассматривать формирование инфраструктуры как ключевой инструмент развития экономики без соответствующего спроса, что может привести к значительному ущербу [6]. Тем не менее, инфраструктурным инвестициям в развитии территории и рынка

отводится основная роль и сегодня. С данного утверждения начинаются работы, посвящённые изысканиям в области инфраструктурных инвестиций [7–10]. Появляется симбиоз технологий и инфраструктуры под общим термином «инфратехнология» [8], под которым подразумеваются как методы тестирования новых технологий, так и формирование базы данных для проведения научно-исследовательских работ по различным видам деятельности. Причем эффективность инвестиций в инфраструктурные проекты (в том числе инфратехнологии) выше для государства, нежели для частного сектора [7; 11].

Современные зарубежные исследования в области инвестиций в инфраструктуру территории ставят задачу разработки комплексного подхода к формированию устойчивой системы инвестиций в инфраструктуру, учитывающей как экономические, так и социальные и экологические последствия таких инвестиций. Т. Д. Фоксон отмечает, что инфраструктурные системы включают физические и социальные сети, которые выступают посредниками между потоками материальных ресурсов и оказанием услуг для домашних хозяйств и предприятий [7]. Д. Т. Скотт подчеркивает, что на рынке, в котором отсутствует соответствующая инфраструктура, ощущается недостаток инвестиций в новые технологии [8].

Исследования значимости инфраструктурных инвестиций для развития экономики на макро-, мезо- и микроуровне закреплено рядом нормативных актов и исследуется российскими учеными. Градостроительный кодекс РФ выделяет понятие инженерной, транспортной и социальной инфраструктур как инструментов обеспечения устойчивого развития территории [12]. Н. А. Иванова, рассматривая понятие «инфраструктура», проводит сравнительную характеристику пятнадцати определений и приходит к выводу о том, что инфраструктура – это совокупность отраслей хозяйства, призванных создавать и обеспечивать организационно-экономические, социальные и юридические условия для нормального функционирования экономики и обеспечения качественной жизнедеятельности людей [13, с. 36].

Анализ определений рассматриваемого понятия показал, что к основным элементам инфраструктуры в научной литературе относят материальные и организационно-правовые условия, материально-технические средства, совокупность предприятий, организаций и учреждений, виды и сферы деятельности, а также комплекс взаимосвязанных обслуживающих структур. Перечисленные элементы обеспечивают нормальное, свободное либо (что реже) эффективное функционирование экономики. Единственное, в чем сходится большинство определений, – в том, что конечным реципиентом создания инфраструктуры остается человек (население), при этом степень участия инфраструктуры в данном процессе может разниться. Так, социальная инфраструктура, представленная жилищно-коммунальным хозяйством, образованием, здравоохранением, социальным обеспечением и др., имеет непосредственное влияние на процессы жизнедеятельности населения, тогда как производственная инфраструктура влияет опосредованно через развитие экономического базиса для повышения уровня жизни населения.

Видовое разнообразие инфраструктуры. Принимая во внимание характер влияния различных видов инфраструктуры на жизнедеятельность населения, все виды инфраструктуры можно распределить между инфраструктурой прямого воздействия (социальная инфраструктура), инфраструктурой опосредованного воздействия (производственная инфраструктура, инфраструктура диверсификации), инфраструктурой смешанного воздействия (финансовая инфраструктура, институциональная и информационная инфраструктура). Взаимосвязь множеств элементов инфраструктуры представим на диаграмме Эйлера–Венна с учетом их взаимного влияния на население (рис. 2).

Диаграмма Эйлера–Венна позволяет показать пересечение множеств элементов различного вида инфраструктур и представить элементный состав инфраструктуры диверсификации экономики моногорода, возникающий в результате пересечения множеств элементов социальной, производственной, институциональной и финансовой инфраструктур.

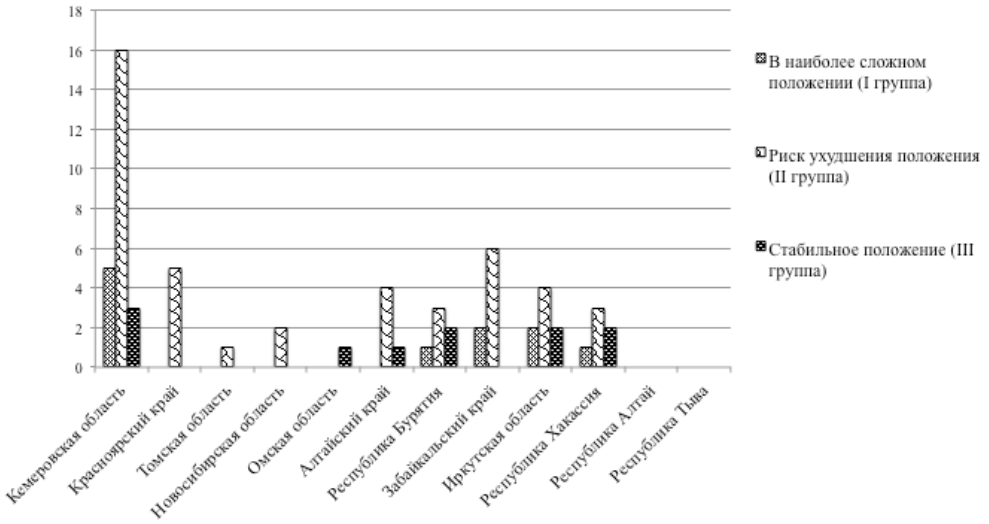


Рис. 1. Распределение моногородов по регионам Сибирского федерального округа

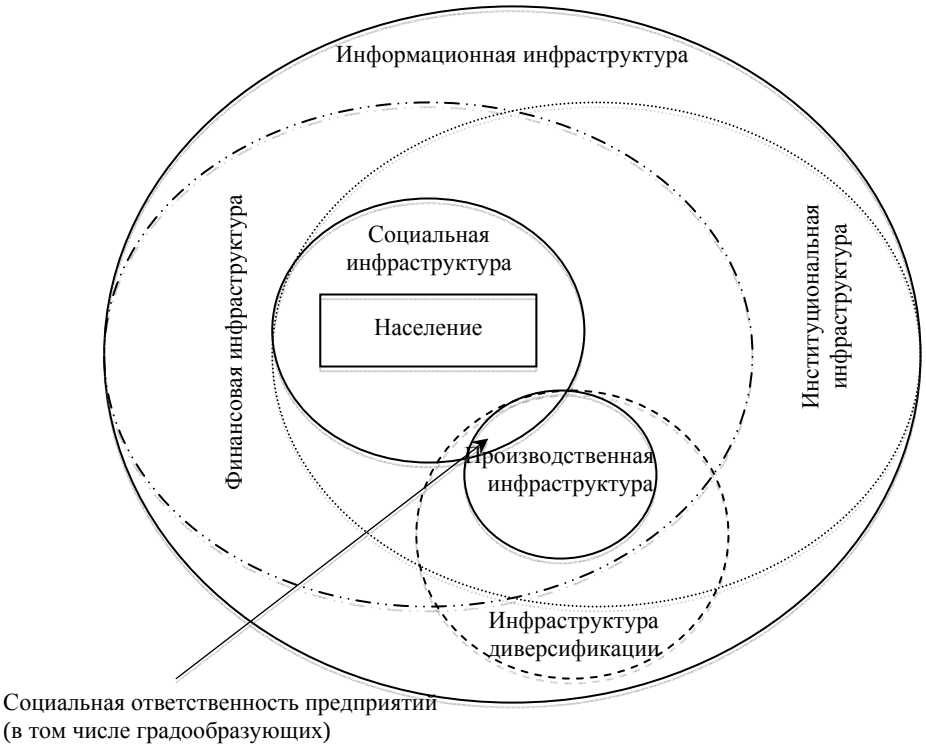


Рис. 2. Влияние инфраструктуры на процессы жизнедеятельности населения

Диверсификацию структуры экономики моногорода целесообразно рассматривать как переход от одного типа структуры экономики к другому. При этом Л. В. Торшина под типом структуры региональной экономики понимает качественно и количественно детерминированное соотношение отраслей экономики региона, рассматриваемого как система отраслевых ядер (кластеров), каждое из которых функционально и технологически связано с конкретным технологическим укладом [14]. Под инфраструктурой диверсификации экономики моногорода, в свою очередь, рассматривается совокупность элементов производственной, социальной, финансовой и институциональной инфраструктуры, включая инструменты и механизмы, формирующие основу для эффективной диверсификации экономики моногорода. Тогда по отношению к процессу диверсификации указанные виды инфраструктуры выступают составляющими, в различной степени влияющими на процесс диверсификации и еще более опосредованно – на нормальное функционирование населения города. Среди выделенных множеств элементов инфраструктуры диверсификации в наибольшей степени на конечного реципиента оказывает социальная инфраструктура, более опосредованно влияет финансовая инфраструктура и производственная инфраструктура, тогда как институциональная инфраструктура, на взгляд автора, имеет наиболее опосредованное воздействие. Указанные подмножества в составе инфраструктуры диверсификации сохраняют указанные свойства. Рассмотрим каждое из них по отдельности.

Элементы инфраструктуры диверсификации экономики моногорода. Социальная инфраструктура как подмножество элементов инфраструктуры диверсификации – это совокупность отраслей, предприятий, учреждений и прочих элементов хозяйственной системы, закладывающих основу для нормальной жизнедеятельности населения и способствующих развитию промышленности и прочих видов экономической деятельности города. В моногородах, которые получили развитие в советское время, социальная инфраструктура зачастую развивалась за счет основных фондов непроизводственного назначения градообразующего предприятия, на которое возлагалась обязательная социальная ответственность по созданию условий жизни рабочих. Дома культуры, детские сады, столовые и прочие объекты внеоборотных фондов в современных условиях снижают рентабельность активов, что вынуждает градообразующие предприятия отказываться от такого рода вложений. Так, согласно утратившему силу постановлению Правительства РФ от 29.08.1994 г. № 1001 [15] выделялся следующий критерий градообразующих предприятий: наличие на предприятии объектов социально-коммунальной и инженерной инфраструктуры, обслуживающих не менее 30 % населения города. В современном законодательно утвержденном перечне критериев определения моногородов такого критерия нет. За период с 1994 по 2015 гг. в вопросе определения критериев происходит смена фокуса с градообразующего предприятия на устойчивость моногорода в целом [16, с. 15–17]. Так, Е. М. Петрикова указывает на то, что после распада Советского Союза и разрушения территориально-производственных комплексов формально объекты социальной инфраструктуры перешли в ведение органов местного самоуправления, став в дальнейшем причиной ее деградации, что и объясняет отсутствие в современных условиях такого

критерия. С другой стороны, с формированием вертикально интегрированных структур на территориях моногородов развитие социальной инфраструктуры вновь переходит в область корпоративной социальной ответственности [17]. Однако такая ситуация характерна только для устойчивых моногородов нефтегазового сектора. В моногородах, находящихся в первой и второй группах риска ухудшения социально-экономического положения, основным источником финансовой поддержки инфраструктурных проектов выступает государственная поддержка в рамках комплексных инвестиционных планов модернизации моногородов (КИПММ).

Развитие социальной инфраструктуры предопределено уровнем экономического развития моногорода, базисом для которого выступает производственная инфраструктура. Промышленное территориальное развитие связано с возможностью развития кластеров. При этом под инфраструктурой промышленного кластера понимается совокупность объектов технологической и промышленной инфраструктуры, учреждений образования и науки, обеспечивающих развитие промышленного кластера и реализацию программы развития промышленного кластера [18].

Формирование производственной инфраструктуры моногорода может идти по двум направлениям, во-первых, на базе старых производственных площадок градообразующих предприятий с комплексом инженерной инфраструктуры (Braunfield). Во-вторых, на базе создания абсолютно новых индустриальных парков (Greenfield) на территории без объектов производственной и инженерной инфраструктуры, ориентированных на реализацию передовых высокотехнологичных производств. Индустриальные парки типа «Гринфилд» и «Браунфилд» реализуются при поддержке Министерства промышленности и торговли РФ посредством финансирования инфраструктурных проектов. По данным геоинформационной системы «Индустриальные парки. Технологии. Кластеры» в России в 2016 г. зарегистрировано 155 индустриальных парков, основная часть которых относится к европейской части страны. Анализ данных об индустриальных парках, технопарках и кластерах Сибирского федерального округа, созданных в моногородах, позволил выявить их незначительное число, что представлено в таблице.

Помимо инфраструктурных проектов, которые становятся базовым инструментом привлечения государственных инвестиций в развитие моногородов, следует выделить прочие инструменты диверсификации. К их числу относятся единичные инвестиционные проекты и инвестиционные проекты в составе комплексного инвестиционного плана модернизации моногородов, а также лоты и соответствующие заявки на проведение научно-исследовательских работ и получение субсидий на компенсацию части затрат на НИОКР, объявляемые Министерством промышленности и торговли РФ.

Формирование условий для проведения диверсификации экономики моногорода связано с разработкой специальных механизмов, которые повышают инвестиционную привлекательность разработанных проектов и программ моногорода: оформление в моногороде территории опережающего социально-экономического развития (ТОСЭР), призванной создать налоговые преференции для частных инвестиций на ближайшие три года; механизмы государственно-частного и муниципально-частного партнерства; создание корпораций развития (центров кластерного развития), призванных обеспечить взаимодействие предприятий кластера, научно-образовательных учреждений, органов государственной власти и местного самоуправления, а также инвесторов; кооперация предприятий и вузов посредством их участия в федеральных целевых программах и программах субсидирования НИОКР. Выбор и запуск механизма повышения инвестиционной привлекательности моногорода за счет налоговых преференций определяется его специфической инфраструктурой. К инфраструктуре ТОСЭР в соответствии с законом 473-ФЗ от 29.12.2014 г. «О территориях опережающего социально-экономического развития в РФ» [19] относятся земельные участки, объекты транспортной, коммунальной, инженерной, энергетической, социальной, инновационной и прочих инфраструктур как внутри такой территории, так и за ее пределами, что в очередной раз свидетельствует о многослойности и многоаспектности понятия «инфраструктура».

Базовыми финансовыми институтами, позволяющими привлечь государственную поддержку развития моногородов, выступают Фонд развития моногородов, Фонд развития промышленности, Корпорация малых и средних предприятий, субсидирование НИОКР по федеральным целевым программам и постановлению Правительства РФ № 218 от 9.04.2010 г. [19]. Данные институты формируют инфраструктуру отбора и государственного финансирования разработанных инфраструктурных проектов. Финансовая инфраструктура диверсификации экономики моногорода, таким образом, представляет собой совокупность организаций, нормативно-правовой базы, механизмов и инструментов государственного финансирования инфраструктурных проектов с целью создания условий для диверсификации экономики моногорода и привлечения частных инвестиций.

Таблица

Промышленные площадки моногородов Сибирского федерального округа

№ п/п	Название парка	Тип площадки	Тип парка	Регион	Моногород
1	Биомедицинский кластер	Технопарк	Кластер	Кемеровская область	Белово, Новокузнецк
2	«Кузнецкий»	Индустриальный парк	«Браунфилд»	Кемеровская область	Новокузнецк
3	«Черногорский»	Индустриальный парк	«Гринфилд»	Республика Хакасия	Черногорск

Управляющей подсистемой, обслуживающей остальные отрасли, выступает институциональная инфраструктура. Не являясь самостоятельной отраслью или подотраслью, она включает в себя экономическое законодательство, государственные и общественные организации, контролирующие соблюдение законов и неформальных правил поведения, на что указывает А. Д. Артамонов [20]. К основным институтам данного вида инфраструктуры предлагается отнести Министерство экономического развития РФ, Министерство промышленности и торговли РФ, Министерство образования и науки РФ, а также «ключевого игрока» – Государственную корпорацию «Банк развития и внешнеэкономической деятельности (Внешэкономбанк)». Среди основных целей функционирования Внешэкономбанка следует выделить следующие: диверсификация экономики РФ; стимулирование инвестиционной и иной деятельности; реализация проектов развития инфраструктуры, инноваций, особых экономических зон [21]. При этом данный институт выполняет следующие функции: финансирование, инвестиционное консультирование, обучение, подготовка законодательных актов, формирование информационно-коммуникационного пространства и др. Институциональная инфраструктура характеризуется отдаленностью и опосредованным действием на конечного реципиента, под которым, как упоминалось выше, предлагается понимать население.

Моделирование инфраструктуры диверсификации экономики моногорода. Инфраструктуру диверсификации экономики моногорода предлагается рассматривать в качестве базиса, совокупности элементов, обеспечивающих запуск и реализацию процесса реструктуризации экономики моногорода. При этом если социальная инфраструктура нацелена на поддержание определенного уровня жизнедеятельности населения, то инфраструктура диверсификации – на привлечение частного инвестора. Таким образом, привлечение частных инвестиций в программу диверсификации становится показателем эффективности созданной инфраструктуры диверсификации, которая может быть оценена соотношением объема частных инвестиций, привлеченных в КИПММ по проектам диверсификации экономики моногорода, и объема инвестиций, привлеченных в КИПММ по инфраструктурным проектам. Такой показатель позволит оценить, какой объем инвестиций в проекты диверсификации привлекает один рубль средств, вложенных в инфраструктурные проекты:

$$E_{INFR} = \frac{I_P}{I_G},$$

где E_{INFR} – эффективность созданной инфраструктуры диверсификации экономики моногорода; I_P – объем частных инвестиций, привлеченных на реализацию проектов диверсификации экономики моногорода; I_G – объем финансирования инфраструктурных проектов.

Привлечение частных инвестиций в проекты диверсификации является одной из приоритетных задач финансирования инфраструктурных проектов государством на региональном и местном уровне. Формирование инфраструктуры диверсификации позволяет создать условия для запуска и реализации новых инвестиционных проектов. Модель инфраструктуры диверсификации предполагает наличие институциональной, финансовой и промышленной подсистем, связанных специализированными механизмами на основе разработанных инструментов диверсификации, что показано на рис. 3.

В основе модели – возможные схемы финансирования проектов развития, разработанные ВЭБ, которые включают:

– финансирование инфраструктурных проектов на основе механизма государственно-частного партнерства;

– участие в уставном капитале предприятий, реализующих проекты диверсификации.

Данные схемы дополняются финансированием научных разработок в рамках федеральных целевых программ, а также постановления Правительства РФ № 218П [22].

Площадкой для реализации проектов диверсификации может выступать промышленный, инновационный, технологический, аграрный или индустриальные парки по типу «Гринфилд» или «Браунфилд», финансирование которых может происходить либо через инфраструктурные проекты, либо через инвестиционные проекты, представленные в КИПММ. Помимо этого допускается субсидирование НИОКР, капитализируемое в затратах инвестиционных проектов через процедуру подачи совместных заявок от предприятия и научно-образовательного учреждения, а также через размещение лотов по субсидированию различных направлений деятельности Министерства промышленности и торговли РФ (Минпромторга РФ).

Среди механизмов диверсификации, доступных в настоящее время моногородам, следует выделить оформление территории опережающего социально-экономического развития, а также различные схемы кооперации и государственно-частного партнёрства [23]. Финансовая инфраструктура диверсификации при этом реализует непосредственное финансирование прежде всего инфраструктурных проектов, к чему следует отнести Фонд развития моногородов и Фонд развития промышленности, Корпорацию малых и средних предприятий, бюджеты всех уровней, а также прочие институты развития. Так, Фонд развития промышленности представляет моногородам до 500 млн руб. под 3,5–5 % годовых, Минпромтог РФ – лоты по 100–200 млн руб., примерно такой же предельный объем финансирования и у федеральных целевых программ. Однако наибольший интерес представляет институциональная инфраструктура диверсификации, представленная, в частности, Внешэкономбанком и Минпромторгом РФ. Взаимодействие двух институтов можно охарактеризовать принципом «круговой ответственности», когда финансирование инфраструктурного проекта предполагается из обоих источников, что вызывает спор в первостепенности таких вложений. Такую проблему, в частности, отмечают представители муниципальных органов управления.

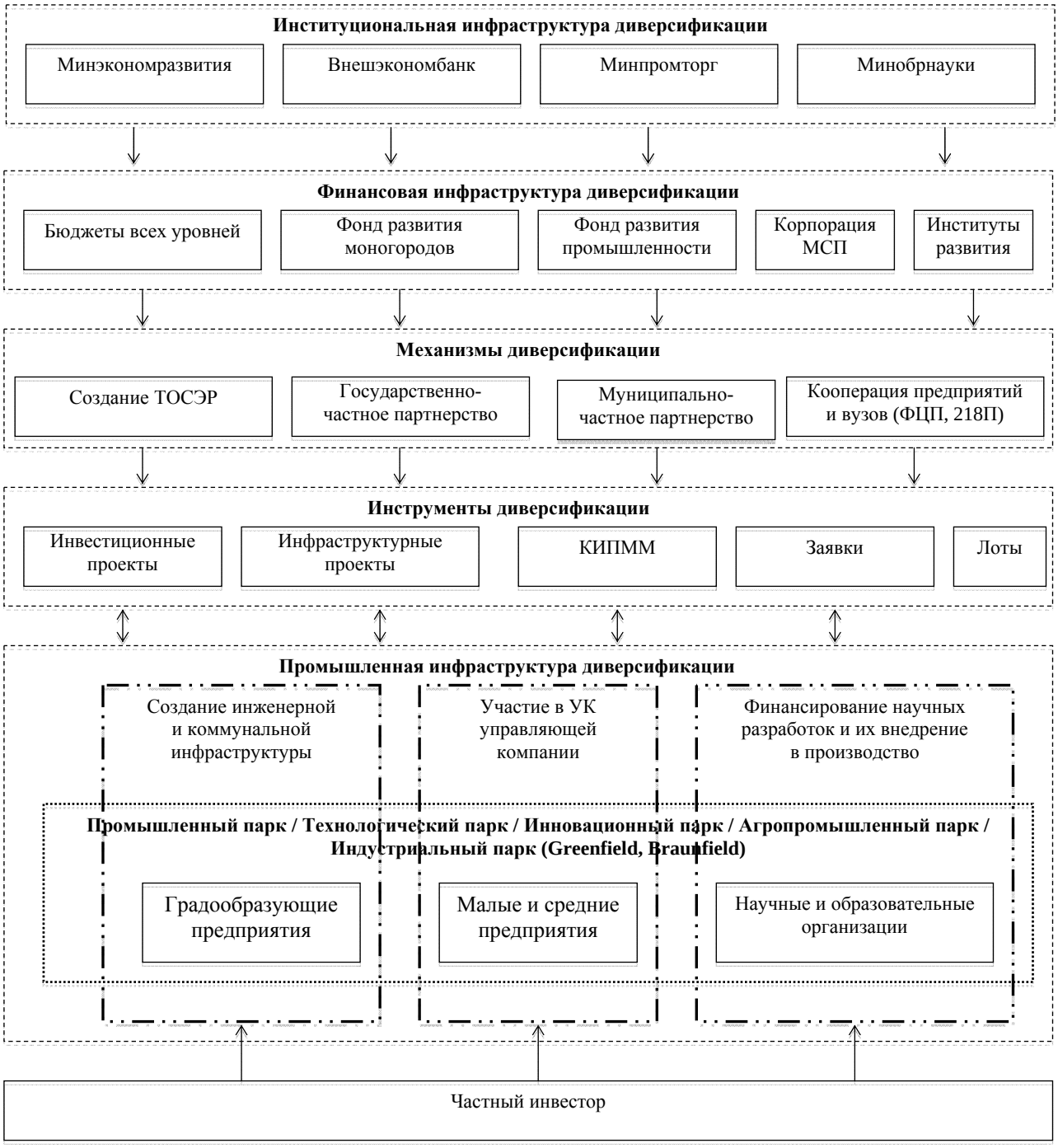


Рис. 3. Модель инвестор-ориентированной инфраструктуры диверсификации экономики моногорода

Заключение. В результате проведенного исследования уточнено и сформулировано понятие «инфраструктура диверсификации экономики моногорода», под которой понимается совокупность элементов, обеспечивающих запуск и реализацию процесса реструктуризации экономики моногорода, ориентированного на привлечение частного инвестора.

На основе систематизации видов инфраструктуры с применением диаграммы Эйлера–Венна показано место и группы основных элементов данного вида инфраструктуры, что позволяет сделать вывод о том, что в инфраструктуре диверсификации также могут быть выделены социальная, финансовая, промышленная и институциональная подсистемы.

В работе показано, что целью создания инфраструктуры диверсификации является привлечение частного инвестора, на что и ориентированы инфраструктурные инвестиции государства. Для оценки эффективности таких средств предложен показатель, отражающий соотношение объема финансирования проектов диверсификации частными инвесторами и объема привлечения финансирования инфраструктурных проектов, представленных в КИПММ.

Итогом работы стала разработанная инвестор-ориентированная модель инфраструктуры диверсификации экономики моногорода, представленная совокупностью промышленной, финансовой, институциональной инфраструктур диверсификации,

связанных механизмами диверсификации и реализуемых через специализированные инструменты диверсификации. Полученные результаты позволят моногородам оценить возможности по привлечению средств в разрабатываемые ими программы диверсификации.

Благодарности. Статья подготовлена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 16-36-00294 мол_а «Динамический подход к оценке эффективности диверсификации экономики моногорода».

Acknowledgments. The reported study was supported by RFBR, research project No. 16-36-00294 mol_a “Dynamic approach for company town diversification evaluation”.

Библиографические ссылки

1. О принятии мер, направленных на обеспечение стабильного развития монопрофильных муниципальных образований : приказ Минрегиона России от 03.07.2013 г. № 282 [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=EXP;n=564847#0 (дата обращения: 15.10.2016)

2. Антонов Г. Д., Иванова О. П., Антонова И. С. Подход к управлению проектами диверсификации моногорода (на примере Кузбасса) // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2012. №. 7. С. 15–22.

3. Rosenstein-Rodan P. N. Notes on the theory of the ‘big push’ // Economic Development for Latin America. Palgrave Macmillan UK, 1961. P. 57–81.

4. Rosenstein-Rodan P. N. International aid for underdeveloped countries // The Review of Economics and Statistics. 1961. P. 107–138.

5. Hirshman A. O. The Strategy of Economic Development. Yale University Press, 1958. 217 p.

6. Hirschman A. O. Development projects observed. Brookings Institution Press, 2011. P. 68.

7. Low carbon infrastructure investment: extending business models for sustainability / T. J. Foxon [et al.] // Infrastructure Complexity. 2015. Vol. 2, № 1. P. 1–13.

8. Scott J. T. The Service Sector’s Acquisition and Development of Information Technology: Infrastructure and Productivity // The Journal of Technology Transfer. 1999. T. 24, № 1. P. 37–54.

9. Young K., Hall J. W. Introducing system interdependency into infrastructure appraisal: from projects to portfolios to pathways // Infrastructure Complexity. 2015. Vol. 2, № 1. P. 1–18.

10. Emile A. Theoretical Approach of Public Infrastructures’ Role in The Economic Growth // Indian Journal of Applied Research. 2016. Vol. 6, № 7. P. 464–470.

11. Link A. N. Economic performance measures for evaluating government-sponsored research // Scientometrics. 1996. Vol. 36, № 3. P. 325–342.

12. Градостроительный кодекс Российской Федерации от 29.12.2004 г. № 190-ФЗ (в ред. от 03.07.2016 г. с изм. и доп., вступ. в силу с 01.09.2016 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=200986#0 (дата обращения: 15.10.2016).

13. Иванова Н. А. Теоретические аспекты понятия инфраструктуры региона // Современные наукоемкие технологии. Региональное приложение. 2012. №. 4. С. 32.

14. Торшина Л. В. Роль диверсификации структуры экономики в обеспечении устойчивого развития региона // Тр. Вольного экономического общества России. 2009. № 5(118). С. 224–235.

15. О порядке отнесения предприятий к градообразующим и особенностях продажи предприятий-должников, являющихся градообразующими : постановление Правительства РФ от 29.08.1994 г. № 1001 [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=4363#0 (дата обращения: 15.10.2016).

16. Иванова О. П., Антонова И. С., Антонов Г. Д. Развитие моногородов и управление инвестиционной привлекательностью : монография. М. : Инфра-М, 2016. 260 с.

17. Петрикова Е. М. Комплексная инвестиционная программа развития моногородов // Территория и планирование. 2011. №. 2. С. 32.

18. О промышленных кластерах и специализированных организациях промышленных кластеров : постановление Правительства РФ от 31.07.2015 г. № 779 (в ред. от 26.09.2016 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=205164#0 (дата обращения: 15.10.2016)

19. О территориях опережающего социально-экономического развития в Российской Федерации : федер. закон от 29.12.2014 г. № 473-ФЗ (в ред. от 03.07.2016 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=200767#0 (дата обращения: 15.10.2016).

20. Артамонов А. Д. Институциональные формы государственного регулирования экономики // Российское предпринимательство. 2008. № 5–2 (111). С. 10–14.

21. О банке развития : федер. закон от 17.05.2007 г. № 82-ФЗ (в ред. от 03.07.2016 г.). [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=200995#0 (дата обращения: 15.10.2016).

22. О мерах государственной поддержки развития кооперации российских образовательных организаций высшего образования, государственных научных учреждений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства, в рамках подпрограммы «Институциональное развитие научно-исследовательского сектора» государственной программы Российской Федерации «Развитие науки и технологий» на 2013–2020 годы» : постановление Правительства РФ от 09.04.2010 г. № 218 (в ред. от 21.07.2016 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=202327#0 (дата обращения: 15.10.2016).

23. О государственно-частном партнерстве, муниципально-частном партнерстве в Российской Федерации и внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации : федер. закон от 13.07.2015 г. № 224-ФЗ (в ред. от 03.07.2016 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=200950#0.

References

1. The Order of The Ministry of regional development dated 03.07.2013 No. 282 “On the measures aimed at ensuring stable development of monoprofile municipal formations”. Available at: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=EXP;n=564847#0 (accessed 15.10.2016) (In Russ.).

2. Antonov G. D., Ivanova O. P., Antonova I. S. [The approach to the management of projects to diversify single-industry towns (for example, Kuzbass)]. *Natsional’nye interesy: prioritety i bezopasnost’*. 2012, No. 7, P. 15–22 (In Russ.).

3. Rosenstein-Rodan P. N. Notes on the theory of the ‘big push’. *Economic Development for Latin America*. Palgrave Macmillan UK, 1961, P. 57–81.

4. Rosenstein-Rodan P. N. International aid for underdeveloped countries. *The Review of Economics and Statistics*. 1961, P. 107–138.

5. Hirshman A. O. The Strategy of Economic Development. Yale University Press, 1958, 217 p.

6. Hirschman A. O. Development projects observed. Brookings Institution Press, 2011, 68 p.

7. Foxon T. J. et al. Low carbon infrastructure investment: extending business models for sustainability. *Infrastructure Complexity*. 2015, Vol. 2, No. 1, P. 1–13.

8. Scott J. T. The Service Sector’s Acquisition and Development of Information Technology: Infrastructure and Productivity. *The Journal of Technology Transfer*. 1999, Vol. 24, No. 1, P. 37–54.

9. Young K., Hall J. W. Introducing system interdependency into infrastructure appraisal: from projects to portfolios to pathways. *Infrastructure Complexity*. 2015, Vol. 2, No. 1, P. 1–18.

10. Emile A. Theoretical Approach of Public Infrastructures’ Role in The Economic Growth. *Indian Journal of Applied Research*. 2016, Vol. 6, No. 7, P. 464–470.

11. Link A. N. Economic performance measures for evaluating government-sponsored research. *Scientometrics.* 1996, Vol. 36, No. 3, P. 325–342.

12. The town-planning code of the Russian Federation of 29.12.2004 N 190-FZ (ed. from 03.07.2016) (Rev. and EXT., joined. in force 01.09.2016). Available at: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=200986#0 (accessed 15.10.2016) (In Russ.).

13. Ivanova N. A. [Theoretical aspects of the concept of regional infrastructure]. *Sovremennye naukoemkie tekhnologii. Regional’noe prilozhenie*. 2012, No. 4, P. 32 (In Russ.).

14. Torshina L. V. [The role of diversification of the economy in ensuring sustainable development of the region]. *Trudy Volnogo ekonomicheskogo obshestva Rossii*. 2009, No. 5(118), P. 224–235 (In Russ.).

15. The decree of the RF Government dated 29.08.1994 № 1001 “About a procedure of classification of enterprises forming company towns and features of sale of the enterprises - debtors, which are city-forming”. Available at: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=4363#0 (accessed 15.10.2016) (In Russ.).

16. Ivanova O. P., Antonova I. S., Antonov G. D. *Razvitie monogorodov i upravlenie investitsionnoy privlekatel’nost’yu* [The development of single-industry towns and the management of investment attractiveness]. Moscow, INFRA-M Publ., 2016, 260 p.

17. Petrikova E. M. [The complex investment program of development of monotowns]. *Territoriya i planirovanie*. 2011, No. 2, P. 32 (In Russ.).

18. Resolution of the Government of the Russian Federation from 31.07.2015 No. 779 (ed. by 26.09.2016) “Industrial clusters and specialized organizations of industrial clusters”. Available at: http://www.consultant.ru/cons/cgi/online.cgi?req=doc;base=LAW;n=205164#0 (accessed: 15.10.2016) (In Russ.).

19. RF Federal law “On territories of advancing socio-economic development in the Russian Federation” of 29.12.2014 No. 473-FZ (ed. from 03.07.2016) (In Russ.).

20. Artamonov A. D. [Institutional forms of state regulation of economy]. *Rossiyskoe predprinimatel’stvo*. 2008, No. 5-2 (111), P. 10–14 (In Russ.).

21. RF Federal law “On Bank for development” of 17.05.2007 N 82-FZ (ed. from 03.07.2016) (In Russ.).

22. The decree of the RF government of 09.04.2010 No. 218 (edition of 21.07.2016) “On measures of state support of development of cooperation of Russian educational institutions of higher education, state scientific institutions and organizations implementing complex projects on high-tech production, in the framework of the programme “Institutional development of research sector” of the state program of the Russian Federation “Development of science and technologies” for 2013–2020” (In Russ.).

23. RF Federal law “On public-private partnership, municipal-private partnership in the Russian Federation and amendments to certain legislative acts of the Russian Federation” from 13.07.2015 N 224-FZ (ed. From 03.07.2016) (In Russ.).

© Антонова И. С., 2016

УДК 338.222

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1113–1118

СУБЪЕКТЫ ИННОВАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Л. В. Ерыгина, К. В. Орлова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: erigina@sibsau.ru, karina13-ok@mail.ru

Рассмотрены важные аспекты инновационной деятельности. Актуальность работы заключается в востребованности инноваций и инновационного процесса в машиностроительной отрасли. Во введении обозначены основные тенденции развития мировой экономики и выбор вектора развития российской экономики, а именно, выход на траекторию опережающего развития национальной экономики. Даны характеристики главным участникам инновационной деятельности – новатору, инноватору и инвестору. Установлено, что субъектами инновационной деятельности являются предприятия, организации и отдельные лица, непосредственно участвующие в разработке нововведений и создании опытных образцов новой продукции, а также те, кто оказывает финансовые, информационные, маркетинговые, патентно-лицензионные, лизинговые, сбытовые и иные виды услуг. Особо отмечено, что для реализации наукоёмких и сложных инноваций в таких отраслях, как ракетно-космическая промышленность, формируются объединения предпринимательских организаций – консорциумы, концерны, холдинги, финансово-промышленные группы и т. д. Используя эффект масштаба и располагая большим капиталом, крупное корпоративное предпринимательство способно осваивать стратегические технологии, имеющие приоритетное значение для достижения национальной экономики научно-технического прогресса. Среди организационных структур инновационного процесса особая роль принадлежит малым предприятиям. Эффективность их деятельности определяется качеством инновационной среды. В связи с необходимостью развития инновационной инфраструктуры именно бизнес-инкубаторы рассматриваются как основной инструмент для развития и поддержки малых инновационных предприятий. В заключение подчеркивается необходимость развития коммуникаций между участниками инновационного процесса, а также ключевая роль инновационной инфраструктуры для функционирования экономики, основанной на знаниях.

Ключевые слова: инновации, инновационная деятельность, субъект инновационной деятельности.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1113–1118

SUBJECTS OF INNOVATIVE ACTIVITY

L. V. Erygina, K. V. Orlova

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: erigina@sibsau.ru, karina13-ok@mail.ru

Important aspects of innovative activity are considered. The relevance of work is in a demand of innovations and innovative process in machine-building branch. In introduction the main tendencies of development of world economy and a choice of a vector of development of the Russian economy, namely an exit to a trajectory of the advancing development of national economy are designated. Characteristics are given to the main participants of innovative activity to the innovator, the innovator and the investor. It is established that subjects of innovative activity are the enterprises, the organizations, and the individuals who are directly participating in development of innovations and creation of prototypes of new production, and also those who renders financial, information, marketing, patent and license, leasing, marketing and other types of service. It is especially noted that for realization of the knowledge-intensive and difficult innovations in such branches as the space-rocket industry merger of the enterprise organizations is formed: consortia, concerns, holdings, financial and industrial groups, etc. Using a scale effect and having the big capital, large corporate business is capable to master the strategic technologies having priority value for achievement of national economy of scientific and technical progress. Among organizational structures of innovative process the special role belongs to small enterprises. Efficiency of their activity is defined by quality of the innovative environment. Due to the need of development of innovative infrastructure business incubators are considered as the main tool for development and support

of the small innovative enterprises. In the conclusion need of development of communications between participants of innovative process, and also a key role of innovative infrastructure for functioning of the economy based on knowledge is emphasized.

Keywords: innovations, innovative activity, subject of innovative activity.

Введение. Сейчас человечество в лице ведущих стран мира ищет новые инструменты, способные поднять мировую экономику. Россия нуждается в ускоренном развитии. Отставание нашей страны от стран ОЭСР в экономическом развитии настолько велико, что сегодня нужны не дискуссии, а действия, основанные на новом институционально-синергетическом подходе. И тогда у России появится шанс выйти на траекторию опережающего развития национальной экономики [1]. Поиск эффективных инструментов выхода нашей страны из кризиса невозможен, если не учитывать второй аспект современного кризиса, а именно, его структурный характер.

За современным глобальным кризисом скрывается мощный технологический сдвиг, который означает новое перераспределение ресурсов и выход на первые роли новых героев – новейшие технологии и человеческие ресурсы. Именно сегодня, когда научно-техническая революция разворачивается фантастическими темпами, единственно реальным выходом из кризиса для России являются инновации во всех сферах деятельности, в том числе и в сфере управления [2].

Инновационный процесс объединяет науку, технику, предпринимательство, т. е. охватывает все сферы деятельности, связанные с производством, обменом и потреблением.

Субъекты инновационного процесса. Главными субъектами инновационной деятельности являются новатор, инноватор, инвестор, реализующие основные функции по ее осуществлению.

Новатор – участник инновационного процесса, осуществляющий поиск инновационных идей и разработку новшеств на их основе. В качестве разработчиков могут выступать:

1) научно-исследовательские организации;
2) малые инновационные предприятия;
3) инжиниринговые компании;
4) отделы НИОКР (научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ) на крупных предприятиях;
5) индивидуальные изобретатели.

Инноватор – участник инновационного процесса, осуществляющий внедрение и продвижение (коммерциализацию) новшества на рынке. Инноваторами являются:

1) внедренческие рискофирмы;
2) концерны;
3) финансово-промышленные группы.

Инвестор – участник инновационного процесса, осуществляющий финансирование разработки и внедрение новшеств. Инвесторами инновационного процесса являются:

1) государственные и коммерческие банки;
2) инвестиционные компании;
3) страховые компании;
4) пенсионные фонды;
5) специализированные компании;
6) частные лица [3].

Компания может осуществлять разработку и продвижение инновации, используя собственные ресурсы и возможности. В этом случае фирма совмещает все основные функции (финансирование, разработку, коммерциализацию) при реализации инновационной деятельности.

Однако инновационная деятельность в рамках крупного предприятия сопряжена с некоторыми проблемами, связанными с необходимостью сочетания высокорисковых проектов с текущей деятельностью компании. Поэтому для снижения влияния факторов риска начальные этапы инновационного процесса осуществляют малые инновационные или инжиниринговые компании, а крупная компания коммерциализирует разработанное новшество [4].

Субъектами инновационной деятельности являются предприятия, организации и отдельные лица, непосредственно участвующие в разработке нововведений и создании опытных образцов новой продукции, а также те, кто оказывает финансовые, информационные, маркетинговые, патентно-лицензионные, лизинговые, сбытовые и иные виды услуг. В роли субъектов инновационной деятельности могут выступать:

1) научно-производственные предприятия и комплексы типа технополисов, технопарков, инновационных центров, инновационно-инвестиционных центров, бизнес-центров и других образований подобного рода, представляющих собой особые организационные формы инновационной деятельности и инновационного обслуживания;
2) научные и научно-исследовательские организации (академические и отраслевые НИИ, КБ, лаборатории, опытные площадки, вузы) [5];
3) крупные и средние предприятия;
4) малые инновационные предприятия;
5) работники научной, производственной и инновационной сферы.

С юридической точки зрения под субъектами инновационной предпринимательской деятельности следует понимать физических лиц, занимающихся предпринимательской деятельностью в научно-технической сфере без образования юридического лица, т. е. индивидуальных предпринимателей, получивших свидетельство на занятие этим видом деятельности [6]. К данному субъекту инновационной предпринимательской деятельности можно отнести изобретателей, конструкторов, технологов и других субъектов творческой деятельности, которые разрабатывают и реализуют нововведения в различных областях экономики.

Ведущими субъектами инновационной деятельности являются юридические лица, как правило, коммерческие организации, преобразующие инновационные идеи в конкретные проекты и получающие в связи

с этим финансовый результат в форме прибыли. Поэтому к субъектам инновационной предпринимательской деятельности независимо от форм собственности относятся научно-исследовательские и проектно-конструкторские организации, предприятия и организации различных отраслей экономики, высшие учебные заведения.

Элементы инновационной инфраструктуры. Субъектам инновационной деятельности требуются помощники и посредники, которые обеспечат поиск партнеров, рынков сбыта, источников финансирования и правовой поддержки.

Отдельной группой выделяют субъекты, обслуживающие инновационную деятельность. Они представляют собой элементы инновационной инфраструктуры. Совершенствование модели инновационной инфраструктуры происходит путем формирования организационных форм и механизма функционирования субъектов инфраструктуры, позволяющих создавать условия для привлечения инвестиций в инновационное развитие [7]. Сюда относят предприятия, организации и отдельных лиц, оказывающих финансовые, информационные, коммуникационные, маркетинговые, патентно-лицензионные, лизинговые, сбытовые и иные виды услуг.

Субъекты инновационной деятельности различаются по территориальному признаку, основным функциям, структурным элементам и степени завершённости инновационного процесса или процесса воспроизводства знания.

В соответствии с гражданским законодательством организационно-правовыми формами инновационной деятельности могут быть хозяйственные товарищества и общества, государственные и муниципальные унитарные предприятия, учреждения, среди которых особо выделяются научные организации [8].

Важная роль в осуществлении наукоёмких и сложных инновационных идей принадлежит объединениям предпринимательских организаций: консорциумам, концернам, холдинг-компаниям, финансово-промышленным группам и другим ассоциациям и союзам юридических лиц [9].

Определённое место среди таких объединений занимают консорциумы, важнейшей задачей которых является поиск и реализация крупных инновационных проектов, как правило связанных с развитием техники и внедрением новых технологий. Консорциум в инновационной сфере можно определить как временное соглашение между банками, предприятиями, компаниями, фирмами, научными центрами для осуществления наукоёмких и капиталоёмких проектов, в том числе международных. Специфика консорциума состоит в том, что партнёры, входящие в него, сохраняют свою экономическую и юридическую самостоятельность, за исключением той части деятельности, которая касается целей консорциума. Кроме этого, консорциум – это временное объединение, которое прекращает свою деятельность после выполнения поставленных при образовании целей. Например, космический научно-образовательный инновационный консорциум создан с целью повышения эффективности и качества подготовки квалифицированных кадров для ракетно-космической промышленности на основе интеграции образования, науки и ракетно-космической промышленности, а также совместного использования интеллектуальных, материальных, информационных ресурсов и инновационных технологий, проведения научных исследований по приоритетным направлениям развития образования, науки и ракетно-космической техники, создания эффективной инновационной системы ракетно-космической промышленности для реализации инновационных проектов [10].

Одной из наиболее сложных форм инновационных предпринимательских структур, объединяющей предприятия промышленности, транспорта, торговли и банковской сферы, является концерн. Участниками концерна могут быть отдельные предприятия, компании, фирмы, которые объединяют свои усилия для достижения каких-либо конкретных общих целей, в том числе для осуществления наукоёмких инновационных проектов. Целью образования концерна предприятиями и организациями может быть выравнивание определённых отраслевых сезонных колебаний и рисков, перемещение капитала из менее перспективных отраслей экономики в более перспективные. По сравнению с малыми и средними, крупные предприятия в освоении инноваций обладают некоторыми преимуществами. В первую очередь, это концентрация больших финансовых средств, так как обычно значительные открытия требуют и значительных затрат; издержки на освоение успешных инноваций могут непредвиденно возрасти в несколько раз, и только крупные предпринимательские структуры в состоянии довести такие разработки до конечного результата. Следующей особенностью и преимуществом научных исследований в крупных объединениях является осуществление многоцелевых исследований. Научно-технологические подразделения таких структур имеют возможность объединить у себя исследователей и учёных по многим отраслям знаний для того, чтобы предпринимаемая попытка решения многогранной проблемы не испытывала недостатка в разработках в каком-либо направлении науки и позволяла в случае неэффективности одного направления перейти на другое, а также вести параллельную разработку нескольких нововведений. Всё это повышает эффективность инновационной деятельности [11].

Как показывает практика, инновационная деятельность крупных и малых предприятий взаимосвязана. Так, товары длительного пользования конструктивно устроены таким образом, что не все детали доступны простому пользователю, и в том случае, если какая-то деталь выходит из строя, необходимо покупать новую, что требует развития индустрии соответствующих услуг. Именно это создаёт широкое поле деятельности для малого инновационного предпринимательства, а также укрепляет и расширяет взаимосвязи малых предприятий с крупными. Крупные инновационные предприятия, в свою очередь, создают предпосылки для развития малых, так как очень часто нововведения, которые используют крупные предприятия, являются результатом инновационной деятельности малых, но последующее внедрение осуществляется

предприятиями, обладающими для этого лучшими финансовыми и материальными ресурсами, хорошей материально-технической базой и соответствующим персоналом.

Среди малых организационных форм, направленных на интенсификацию инновационного процесса, важными являются венчурные инжиниринговые и внедренческие фирмы.

Инжиниринговые фирмы – это своего рода соединительное звено между научными исследованиями и разработками, с одной стороны, и нововведениями и производством – с другой. Инжиниринговая деятельность связана с созданием объектов промышленной собственности, деятельностью по проектированию, производству и эксплуатации машин, оборудованию, организацией производственных процессов с учётом их функционального назначения, безопасности и экономичности. Особую роль среди структур, поддерживающих развитие инновационной деятельности, играют технопарки, которые преобразуют входные ресурсы (основные и оборотные фонды, инвестиции, интеллектуальные ресурсы) в выходные инновационные услуги. Технопарки могут значительно различаться по структуре и объёму входных ресурсов и выходных услуг. Эти характеристики изменяются в значительном интервале и определяют форму: от простейших структур типа научных «отелей», которые могут размещаться в одном небольшом здании и оказывать 2–3 вида услуг, до технополисов или регионов науки, занимающих значительную территорию и представляющих собой сложные региональные экономические комплексы с инновационной ориентацией. По нарастающей степени сложности технопарковые структуры можно расположить следующим образом: инкубаторы, технологические парки, технополисы, регионы науки и технологий.

Технологический парк – это научно-производственный территориальный комплекс с достаточно сложной функциональной структурой, главная задача которого состоит в формировании максимально благоприятной среды для развития малых наукоёмких фирм-клиентов [12]. Структурной единицей технопарка является центр инноваций. К числу наиболее распространённых центров относятся исследовательский центр, бизнес-инкубатор, научно-технологический комплекс (инновационный центр), промышленная зона, маркетинговый центр, центр обучения и др. Каждый из перечисленных центров реализует специализированный набор услуг, например, услуги, связанные с проведением исследовательских работ или с переподготовкой специалистов по какому-либо определённому технологическому направлению.

Бизнес-инкубатор – это структура, которая оказывает помощь предприятиям на стадии инкубации, когда осуществляются первые шаги их развития [13]. Инновационная фирма в зависимости от её технологического профиля покупает или арендует у инкубатора тот или иной набор инновационных услуг, куда обязательно входит аренда помещения. Инкубационный период фирмы-клиента длится обычно 2–3 года, реже – 5 лет, по истечении этого срока инновационная фирма покидает инкубатор и начинает самостоятельную деятельность.

Технополис представляет собой целостную научно-производственную структуру, созданную на базе отдельного города, в экономике которого заметную роль играют технопарки и инкубаторы. Новые товары и технологии, разработанные в научных центрах, используются для решения всего комплекса социально-экономических проблем города. Технополисы могут быть образованы как на основе вновь строящихся, так и на основе реконструирующихся городов. Существуют также технополисы «размытого» типа, обычно они возникают на базе больших городов, которые при отсутствии чётко очерченных высокотехнологичных зон тем не менее располагают развитыми инновационными структурами.

Регион науки и технологий охватывает значительную территорию, границы которой могут совпадать с границами целого административного района. В экономике такого района большую роль играет инновационная деятельность, поддерживаемая технопарковыми структурами. Научно-производственный комплекс представляет здесь единое целое, поскольку новые технологии, создаваемые в научных центрах, сразу же внедряются в производственном секторе [14]. В регионе науки и технологий функционируют крупные научные учреждения и промышленные предприятия, специализирующиеся на производстве наукоёмкой продукции. В этот комплекс входят также производственная и бытовая инфраструктуры, малый и средний бизнес, фонды и финансовые институты, зоны отдыха и культурные учреждения и др. На перспективность такого региона большое влияние оказывают природные условия. Регион науки и технологий может включать в себя технополисы, технопарки и инкубаторы, а также широкую инфраструктуру, поддерживающую научную и производственную деятельность.

Венчурный бизнес. Особое место среди малых инновационных предприятий занимают венчурные фирмы, т. е. «рисковые» фирмы, представляющие собой небольшие, но очень гибкие и эффективные предприятия, которые создаются с целью апробации, доработки и доведения до промышленной реализации «рисковых» инноваций [15]. В некоторых случаях венчурные фирмы являются временными организационными структурами, которые создаются под решение конкретной проблемы. Данные предприятия характеризуются высокой активностью, которая объясняется прямой личной заинтересованностью работников фирмы и партнёров по венчурному бизнесу в успешной коммерческой реализации разработанной идеи, технологий, изобретений. Наибольшее распространение венчуры получили в наукоёмких отраслях экономики, где они специализируются на проведении научных исследований и инженерных разработках [16]. Особое значение венчурного бизнеса заключается в следующем:

– венчурный бизнес приводит к созданию новых жизнеспособных хозяйственных единиц, воздействующих на всю традиционную структуру ведения научных исследований, и вызывает структурные изменения в общественном производстве стран;

– увеличивает занятость высококвалифицированных специалистов;

– способствует техническому перевооружению традиционных отраслей экономики;

– побуждает крупные корпорации к совершенствованию принципов управления и организационных структур;

– венчурный бизнес показывает, что ориентация на долгосрочные цели требует создания специальной кредитно-финансовой системы на основе венчурного капитала.

Создаются венчурные фирмы на договорной основе на средства, полученные путём объединения, как правило, нескольких юридических или физических лиц (в некоторых случаях и тех, и других одновременно) либо на кредиты или вложения крупных компаний и банков. Для создания венчурной фирмы необходимо наличие нескольких условий: идеи нововведения (нового производства, технологии, услуги); общественной потребности в реализации этой идеи; предпринимателя, способного на основе такой идеи организовать новую фирму; рискового капитала для финансирования этой фирмы.

В отличие от других форм инвестирования, инвестирование в венчурный бизнес характеризуется рядом отличительных особенностей:

1. Финансовые средства вкладываются в венчурный бизнес без материального обеспечения и без гарантий, соответственно, инвесторы идут на большой риск. В случае неудачи они могут потерять значительные денежные средства. Такое рисковое вложение средств предпринимателями объясняется их верой в успех венчурного бизнеса и отсутствием условий для собственных исследований и коммерческой реализации перспективной технологии.

2. Обязательно долевое участие инвестора в уставном капитале фирмы в прямой или опосредованной форме (как правило, доля не превышает 50 %), т. е. рисковый капитал размещается не на заёмной основе, а в виде паевого взноса в уставный капитал фирмы в зависимости от доли и участия, которая оговаривается при предоставлении финансовых средств [17]. Инвесторы имеют право на соответствующее получение прибыли финансируемой фирмы.

3. Средства предоставляются на длительный срок и на безвозвратной основе, поэтому в некоторых случаях инвесторам приходится ожидать в среднем 3–5 лет, чтобы убедиться в перспективности вложений.

4. Активное участие инвестора в управлении финансируемой фирмой, так как он лично заинтересован в успехе венчурного предприятия. Поэтому рисковые инвесторы часто не ограничиваются предоставлением денежных средств, а оказывают различные управленческие, консультативные и прочие деловые услуги венчурной фирме, но при этом не вмешиваются в оперативное руководство её деятельностью.

Венчурные фирмы создаются в двух организационных формах: самостоятельные венчурные фирмы и фирмы, находящиеся внутри крупных предприятий. Решение о создании внутреннего венчура принимается руководством предприятия, и его деятельность контролирует непосредственно один из руководителей. При отборе идей, на базе которых может быть создан рисковый наукоёмкий проект, обязательно учитываются два момента: во-первых, задачи этого проекта не должны совпадать с традиционной сферой интересов материнской компании, т. е. целью внутреннего венчура является изыскание новых инноваций. Во-вторых, при отборе идей, которые будут реализовываться в рамках внутренних венчуров, эксперты должны убедиться, что коммерческий потенциал нововведений, издержки на создание, производство и сбыт могут быть предсказаны с точностью от 50 до 75 %.

Современные венчурные предприятия представляют собой гибкие и мобильные структуры, которые отличаются очень высокой и целенаправленной активностью, что объясняется в первую очередь прямой личной заинтересованностью работников предприятия и инвесторов в успешной скорейшей коммерческой реализации разрабатываемой идеи, технологии объекта, изобретения, причём с минимальными затратами. По темпам доведения разработки до коммерческой реализации конкурировать с ними крупным промышленным предприятиям очень сложно [18].

Заключение. Активность хозяйствующих субъектов в рамках инновационной деятельности во многом зависит от уровня развития коммуникаций между вышеуказанными структурами. В ходе воспроизводства инноваций они должны обеспечиваться достаточными объёмами информации из различных сфер науки, техники, экономики, а также финансами, правовой и политической поддержкой. В связи с этим инновационная или воспроизводственная инфраструктура приобретает ключевое значение в вопросе функционирования экономики, основанной на знаниях [19]. Без анализа современных теоретических представлений о природе и характере инновационной деятельности хозяйствующих субъектов в экономически развитых странах невозможно выделить и практически реализовать приоритеты, которым должны следовать процессы реформирования отечественной инновационной сферы.

Библиографические ссылки

1. Инновационный императив / Ю. С. Елисеев [и др.] // Будущее России в зеркале синергетики. М. : Комкнига, 2006. 272 с.

2. Инновационное развитие – основа ускоренного роста экономики Российской Федерации : национальный доклад. М. : Ассоциация менеджеров, 2006. 180 с.

3. Инновационная деятельность : толковый словарь. 2-е изд., доп. Новосибирск : Сибирское научное изд-во, 2008. 224 с.

4. Никитенко С. М., Гоосен Е. В. Субъекты малого инновационного предпринимательства в вузах и НИИ: виды и стратегии поведения [Электронный ресурс] // Фундаментальные исследования. 2015. № 12-1. С. 171–176. URL: http://www.fundamental-research.ru/ru/article/view?id=39386 (дата обращения: 17.03.2016).

5. Основы коммерциализации результатов НИОКР и технологий / сост. и общ. ред. Н. М. Фонштейн. М. : АНХ, 1999. 271 с.

6. Костенко М. А. Характеристика объектов интеллектуальной собственности как основы инновационной деятельности [Электронный ресурс] // Известия ЮФУ. Технические науки. 2013. № 6 (143). URL: http://cyberleninka.ru/article/n/harakteristika-obektov-intellektualnoy-sobstvennosti-kak-osnovy-innovatsionnoy-deyatelnosti (дата обращения: 17.03.2016).

7. Живиця А. Э. Инвестиционное развитие инновационной инфраструктуры Российской Федерации // Креативная экономика. 2010. № 7. С. 110–115.

8. Соловьев В. П. Инновационная инфраструктура как фактор социальной адаптации к условиям технологического развития // Инновации. 2012. № 5 (163). С. 27–30.

9. Филатов В. В. Актуальные вопросы управления инновационной деятельностью предпринимательских ассоциаций и стратегических альянсов в условиях нарастающей глобализации // Качество, инновации, образование. 2012. № 5. С. 32–41.

10. Роскосмос [Электронный ресурс]. URL: http://www.federalspace.ru/440/ (дата обращения: 20.05.2016).

11. Ерыгин Ю. В., Саакян А. М. Роль государства в развитии инновационной деятельности промышленных предприятий // Экономика и эффективность организации производства. 2011. № 14. С. 21–24.

12. Технопарки: организация и управление : пер. с англ. / под ред. В. Е. Шукшунова. М. : МЭИ, 1997. 163 с.

13. Гуденко И. К. Методы и инструменты стимулирования малого инновационного бизнеса [Электронный ресурс] // Всероссийский журнал научных публикаций. 2012. URL: http://cyberleninka.ru/article/n/metody-i-instrumenty-stimulirovaniya-malogo-innovatsionnogo-biznesa (дата обращения: 20.05.2016).

14. Ерыгин Ю. В. Планирование устойчивого инновационного развития предприятий ОПК: методология и инструментарий : монография / СибГАУ. Красноярск : Город, 2005. 200 с.

15. Трифилова А. А. «Открытые инновации» – парадигма современного инновационного менеджмента // Инновации. 2008. № 1. С. 73–78.

16. Медынский В. Г., Ильдеменов С. В. Реинжиниринг инновационного предпринимательства. М. : ЮНИТИ, 1999. 414 с.

17. Ушаков И. И. Как привлечь инвестиции. СПб. : Питер, 2006. 224 с.

18. Соболева И. И. Принципы венчурного финансирования и особенности организации венчурного финансирования в РФ // Вестник ЛГУ. 2012. Т. 6, № 3.

19. Стратегии инновационного развития до 2020 года. М. : Минэкономразвития России, 2010. 105 с.

References

1. Eliseev Yu. S., Malinetskiy G. G., Medvedev A. A., Kharin A. A. *Innovatsionnyy imperative. Budushchee Rossii v zerkale sinergetiki* [An innovative imperative. Future of Russia in a synergetrics mirror]. Moscow, Komkniga Publ., 2006, 272 p.

2. *Natsional'nyy doklad "Innovatsionnoe razvitie – osnova uskorennogo rosta ekonomiki Rossiyskoy Federatsii"* [The national report "Innovative development is a basis of the accelerated growth of economy of the Russian Federation"]. Moscow, Assotsiatsiya menedzherov Publ., 2006, 180 p.

3. *Tolkovyy slovar' "Innovatsionnaya deyatel'nost'"* [Definition dictionary "An innovative activity"]. 2 izd., dop. Novosibirsk: Sibirskoe nauchnoe izdatel'stvo Publ, 2008. 224 p.

4. Nikitenko S. M., Goosen E. V. [Sub''ekty malogo innovatsionnogo predprinimatel'stva v VUZah i NII: vidy i strategii povedeniya]. *Fundamental'nye issledovaniya*. 2015, No. 12-1, P. 171–176 (In Russ.). Available at: http://www.fundamental-research.ru/ru/article/view?id=39386 (accessed 17.03.2016).

5. *Osnovy kommertsalizatsii rezul'tatov NIOKR I tekhnologiy* [Bases of commercialization of results of research and development and technologies]. Moscow, ANH Publ., 1999, 271 p.

6. Kostenko M. A. [Kharakteristika ob''ektov intellektual'noy sobstvennosti kak osnovy innovatsionnoy deyatel'nosti] *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki*. 2013. No. 6 (143) (In Russ.) Available at: http://cyberleninka.ru/article/n/harakteristika-obektov-intellektualnoy-sobstvennosti-kak-osnovy-innovatsionnoy-deyatelnosti (accessed 17.03.2016).

7. Zhivitsya A. E. [Investment development of innovative infrastructure of the Russian Federation]. *Kreativnaya ekonomika*. 2010, No.7, P. 110–115 (In Russ.).

8. Solov'yev V. P. [Innovative infrastructure as a factor of social adaptation to conditions of technological development]. *Innovatsii*. 2012, No. 5, P. 27–30 (In Russ.).

9. Filatov V. V. [Topical issues of management of innovative activity enterprise associations and strategic alliances in the conditions of the accruing globalization]. *Kachestvo, Innovatsii, Obrazovanie*. 2012, No. 5, P. 32–41 (In Russ.).

10. Roskosmos. *Official site*. Available at: http://www.federalspace.ru/440/ (accessed 20.05.2016).

11. Erygin Yu. V., Saakyan A. M. [The state's role in the development of innovative activity of industrial enterprises]. *Ekonomika I effektivnost organizatsii proizvodstva*. 2011, No. 14, P. 21–24 (In Russ.).

12. *Tekhnoparki: organizatsiya I upravlenie. Per. s angl.* [Science and technology parks: organization and management. The lane with English]. Moscow, MAI Publ., 1997, 163 p.

13. Gudenko I. K. [Methods and instruments of stimulation of small innovative business] *Vserossiyskiy zhurnal nauchnykh publikatsiy*. 2012 (In Russ.). Available at: http://cyberleninka.ru/article/n/metody-i-instrumenty-stimulirovaniya-malogo-innovatsionnogo-biznesa (accessed 20.05.2016).

14. Erygin Yu. V. *Planirovanie ustoychivogo innovatsionnogo razvitiya predpriyatiy OPK: metodologiya i instrumentariy* [Planning for sustainable innovative development of military-industrial enterprises; methodology and tools]. Krasnoyarsk, SibGAU, Gorod publ., 2005, 200 p.

15. Trifilova A. A. ["Open innovations" is a paradigm of modern innovative management]. *Innovatsii*. 2008, No. 1, P. 73–78 (In Russ.).

16. Medynsky V. G., Ildemenov S. V. *Reenzhiniring innovatsionnogo biznesa* [Reengineering of innovative business]. Moscow, YuNITY Publ., 1999, 414 p.

17. Ushakov I. I. *Kak privlech' investitsii* [How to attract investments]. St. Petersburg, Piter Publ., 2006, 224 p.

18. Soboleva I. I. [The principles of venture capital financing, and especially the organization of a venture Financing for RF]. *Vestnik LGU*. 2012, Vol. 6, No. 3.

19. *Strategiya innovatsionnogo razvitiya do 2020 goda* [Strategy of innovative development till 2020]. Moscow, Minekonomrazvitiya Rossii Publ., 2010, 105 p.

© Ерыгина Л. В., Орлова К. В., 2016

UDC 657.421

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1119–1123

METHODS OF ACCOUNTING FOR AND MONITORING OF THE FIXED ASSETS RENEWAL PROCESS OF ENTERPRISES OF SPACE INDUSTRY

G. I. Zolotareva*, N. V. Bahmareva, E. V. Astapenko

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: astra07@inbox.ru

The article examines the need for a methodology to monitoring the situation in the process of updating the fixed assets of enterprises of the space industry, given the variety of forms of improvement of technical characteristics of production capacity and sources of funding. Developed methodology of accounting for and monitoring of the process of updating the fixed assets of enterprises of the space industry, allowing to evaluate the process and to obtain operational information to support management decisions in terms of updates to organize and monitoring their impact on the development of the situation. The proposed method of accounting and monitoring is a cyclical implementation procedures of the accounting process and direct the collection and processing of information about the presence of unacceptable deviations from the planned renovation of fixed assets. Reviewed the content and features of each of the stages of the methods of accounting and analysis of renovation of fixed assets, the implementation of which allows to systematically create an information base for selection and justification of managerial decisions on the issue of renovation of fixed assets. This information system will be useful for large-scale, and operational management decisions.

Keywords: renewal of fixed assets, accounting, the enterprises of space industry.

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1119–1123

МЕТОДИКА УЧЕТА И КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССА ОБНОВЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ СРЕДСТВ ПРЕДПРИЯТИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Г. И. Золотарева*, Н. В. Бахмарева, Е. В. Астапенко

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: astra07@inbox.ru

Обоснована необходимость формирования методики учета и контроля изменения параметров деятельности предприятий космической отрасли при проведении планового обновления основных средств. Рекомендации сделаны с учетом многообразия форм улучшения технических характеристик производственных мощностей и источников их финансирования. Рекомендованная методика учета и контроля параметров обновления основных средств предприятий космической отрасли позволяет комплексно оценить результативность данного процесса, а также получить оперативную информацию для обоснования принимаемых управленческих решений в части обновления. Предлагаемая методика учета и контроля представляет собой цикличную реализацию процедур организации учетного процесса и непосредственного сбора и обработки информации о наличии недопустимых отклонений от запланированных параметров обновления основных средств. Рассмотрено содержание и особенности осуществления каждого из этапов методики учета и анализа обновления основных средств, реализация которых позволяет планомерно создать информационную базу для выбора и обоснования управленческих решений по вопросу обновления основных средств. Данная методика может быть использована как элемент учетно-аналитической системы как для крупномасштабных, так и для оперативных управленческих решений.

Ключевые слова: обновление основных средств, учет, предприятия космической отрасли.

Introduction. Space equipment manufacturing enterprises are classified as the most high-technology sphere of the national economy. In the concept of Russia long-term social-economic development space industry is regarded as one of the primary areas that provide national defense capability and economic security of the country.

Innovative character of the manufactured products, the necessity to strictly follow the specified criteria of space technology determines available capacity, conforming to the up-to-date requirements as well as capable of performing tasks set.

All the matters that are mentioned above are obtained through the constant renewal of enterprises fixed assets, up-grade of the qualitative characteristics of material and technical resources as well as equipment available. For the significance of the tasks that are solved by the space industry enterprises the quantity of the equipment that must be renewed is as a rule large.

Rationale for the necessity of the accounting and monitoring of the space industry enterprises fixed assets renewal. The above mentioned extensive renewal of fixed assets leads to the problem when the enterprises find it difficult to regularly monitor all the changes that occur in financial state and performance of an enterprise on the whole in the course of the renewal.

The fact that there exists the lack of possibility to acquire concrete update information shows that it doesn't allow to justify managerial decision making in terms of fixed assets renewal and to monitor their impact on the process development. All this can lead to the substantial financial losses, enterprise's solvency and other detrimental effects.

To turn the situation around the enterprise must have specialized accounting and analytical system that allows taking proper account of set up parameters of fixed assets renewal and timely monitor those set up parameters of fixed assets renewal as reported in previous publications of the authors of this paper [1; 2].

Despite the fact that the solving of the methodological, theoretical and applied matters of the enterprises' fixed assets reprocessing is taken considerable attention to in a wealth of research studies [3–8], the development of accounting and analytical tools necessary during the process of the renewal has received almost no attention.

The review of the papers that were written by the authors mentioned in the paragraphs written above shows that there is the lack of detailed description of events management that occur during the process of fixed assets renewal and the impact they have on the enterprise's financial soundness.

An additional point is that the detailed techniques aimed at the management of the most needed enterprise-wide fixed assets renewal are lacking; accounting and monitoring of fixed assets is based on standard approach. Besides, the monitoring generalized system and the rates of efficiency assessment of conducted measures are not, as a rule, applied.

All the points that are shown above prove the rationale for the research being conducted and the necessity to meet the challenge at a whole new level with due consideration of theoretical and practical approaches having been worked out.

Essential component of any accounting and analytical system is the organization of the accounting and monitoring of given parameters in the form of selected methodology along with the list of factors being monitored. The methodology is regarded as accounting and monitoring sequence of actions of preset in the form of a specific algorithm rates.

When investigating the relevance of the current methodology to monitor the situation in the process of space industry enterprises current assets renewal, the diversity of forms available capacity technical characteristics and the sources of their funding improvement was taken into consideration.

The methodology algorithm. Types of monitored parameters (financial, indicative and operating) [1; 2], that are recommended to be used in the proposed methodology, were defined and specified on the basis of requirements for the accounting and analytical system taking into account the most significant factors that have an effect on enterprise financial soundness in the process of fixed assets renewal.

The implementation of given parameters recording and monitoring methodology is functionally related to the certain stages of space industry enterprises' fixed assets renewal described by the authors of the article in previously published papers [1; 2].

Table

Methodology of recording and monitoring of renewal parameters of space industry enterprise's fixed assets

Fixed assets reproduction stages	Stages of the proposed accounting and monitoring methodology of the fixed assets renewal process
1. Available assets diagnostics	Monitoring of available assets engineering data (evaluation of state, supportability and efficiency of the equipment utilization)
2. Formation and approval of the technical re-equipment plan: 2.1. Choice of the reproduction form of fixed assets 2.2. Approval of the list and priority of the renewal of fixed assets 2.3. Approval of the plan of technical re-equipment	1. Options of fixed assets reproduction analysis 2. Compiling the informational database to make management decisions on the fixed assets reproduction form 3. Compiling the list of factors that have an effect on enterprise financial soundness in the process of fixed assets renewal 4. Evaluation of factors 5. Ranking of factors

End of table

Fixed assets reproduction stages	Stages of the proposed accounting and monitoring methodology of the fixed assets renewal process
3. Choice of financing sources	1. Compiling the list of financing sources 2. Evaluation of financing sources effectiveness 3. Structure of financing sources definition 4. Specification of factors list adjusted the financing source choice 5. Extra factors analysis and factors ranking 6. Rate system formation: – choice of managed rates; – definition of rates permissible value range 7. Decomposition of the rates into financial, indicative and operating ones 8. Dividing the rates into accounting and non-accounting ones 9. Analytics of monitoring accounts expansion to get accounting data 10. Collection of non-accounting data regulation
4. The renewal of fixed assets: 4.1. Acquisition/ maintenance / upgrading of fixed assets 4.2. Monitoring of the technical re-equipment plan accomplishment 4.3. Analysis of the identified technical re-equipment plan deviations 4.4. Technical re-equipment plan adjustment (if needed)	1. The rates accounting and monitoring: – finance rates monitoring; – indicative rates discrete monitoring; – operating rates monitoring 2. Inadmissible deviations disclosure 3. Identified deviations analysis 4. Information data base to manage decision making compiling
5. Analysis of fixed assets reproduction results	Monitoring of the available equipment technical parameters

Principle stages of accounting and monitoring parameters of fixed assets renewal methodology are shown in table.

Suggested accounting and monitoring methodology is a cyclical implementation of the following procedures: organization of a accounting process and accumulation and processing the information concerning the inadmissible from the planned fixed assets renewal parameters deviations.

At the first stage of the methodology the enterprise production capacity performance is monitored as well as the results of the evaluation of state, supportability and efficiency of the equipment utilization are analyzed. One of the major tasks at this stage is to define the rates and rating rationale of the fixed assets utilization effectiveness. The analysis makes it possible to identify the “areas of concern” of the enterprise equipment available that require monitoringled influence in a part of their renewal.

At the second stage of the methodology the analysis of the fixed assets reproductive alternatives is carried out. Depending on the final result fixed assets reproduction can be constricted, on a simple scale and on a progressively increasing scale. The way of selected fixed assets reproduction must realize the enterprise development strategy. Further comes the analysis of the effectiveness of the fixed assets productivity depending on the options of the course of events and probability of occurrence of set parameters deviations. Any situations that can lead to inadmissible deviations must be considered. All the above give the permits to develop information database dealing with enterprise performance pre- and post- fixed assets reproduction in order to prepare managerial decisions. An additional point is that it helps to gather the information dealing with the factors that have an impact on the given process. Specific features of the measures intended to the fixed assets renewal demand to analyze the factors that determine the development of the described process and the formation of their ranked list (the ledger) to single out the factors that are at this stage the most important ones for the fixed assets renewal. In the consequence of the marked factors analysis the list of potential problems that may hamper the enterprise sound financial standing or technical renewal accomplishment is drawn up. This will allow foreseeing some concrete measures to timely regulate fixed assets renewal process. Technical renewal plan approval can be instrumental in specification of fixed assets renewal planned parameters as well as internal and outside funds investment pattern.

The third stage of the methodology starts with the funding resources list. The funds that are invested into fixed assets must ensure the development and timely funding of the fixed assets process renewal. In relation to the borrowed funds their application is subject to the variety of reasons and all of them are individual for each enterprise. The next step is to make an assessment of the efficiency of the should cost and the way of funds investing that is more relevant to the enterprise in a given economic situation. The key aspects that have an effect on the financing source are the cost and availability. It is obvious to clearly understand the cost of the financing source as well as its availability. Therefore, when having defined the necessary financing amount and the aims for its use it is required to set out the terms of the loan – a long term loans or a short term loan. Yet, the use of any financial instruments brings with it occurrence of additional unfavorable factors having an effect on fi-

nancial soundness, interest, investment and inflation risks. Specification and analysis of the factors will allow not only minimizing the emerging risks but disposing the financing source. Then, the ranking of the supplemented ledger must be repeated. The system of monitored figures is developed with the consideration of the results obtained during the repeated ranking. The next step is to conduct a two-way decomposition of the monitored figures. They are: by the way of monitoring (financial, indicative, operating) and by the possibility of their use to obtain accounting standards data (accounting, non-accounting). Decomposition makes it possible to specify the list of figures the value of which can not be obtained by the use of accounting standards and consequently specific procedure of data collecting must be applied to these figures. An additional point is that the necessity of itemization extension is specified.

After the system of the monitored figures has been developed the acceptable region of the monitored figures is determined. Frequency of the indicative rates monitoring is determined at this point as well.

The following items are recommended to use as the finance rates: financial stability index and debt ratios; turnover rates of payables; working capital turnover; Equity to Total Assets; working capital financed by equity to total assets ratio [2]. Profitability ratios of the operating activities; current assets to equity ratio and current assets coverage ratio; capitalization rate and coverage ratio can also be chosen.

As the given ratios are the most available instruments to carry out the monitoring the recommendations how to use these ratios are found in papers of many economists [9–12].

To identify the more acceptable indicative [13; 14] and operating [15–18] rates a great deal of various researches has been carried out. According to the point of view of the authors the more useful to monitoring the renewal process are the following: historical cost and depreciated book value of the equipment; equipment-structures ratio; productive capacities; fixed assets renewal ratio; fixed assets depreciation reserve ratio; capital-labour ratio; return on assets ratio; return on assets; labour intensity of the production plan; equipment deterioration; equipment progressivity; the density of innovative production in its total volume; average time spent to master new production; emission taxation; loss density [2].

Stage four of the methodology performs accounting and monitoring of the rates that are selected at the previous stage of the methodology offered. The monitoring of the rates that form the monitoring rates system of the fixed assets renewal process is carried at intervals set by: the management (in a ten-day period, every month, quarterly) and the level of detail. It is done with the aim of managing the fixed assets renewal process in accordance with personified order necessary for the production shop or the whole enterprise.

The more detailed and frequently indicative rates monitoring is conducted and the more extensive the list of financial and operating rates will be the more reliable the results of the analysis and more accurate the evaluation of the situation will be. Thus, the forecast of precision of worked out measures implementation on fixed assets renewal will be more reliable as well. Then, the analytical data are collected and the set parameters deviations are found out. The deviations that are found out show the troubles and errors that occur during the fixed assets renewal and demand, therefore, the working out of the managerial measures aimed at the elimination of these troubles and errors.

Thus, the information database to select and justify managerial decisions on the fixed assets renewal is systematically formed at the enterprise. Given system will be effective for both large-scale and operating managerial decisions.

Stage five of the methodology is the final one. It is characterized by the summarizing the following: the fixed assets renewal having been done and monitoring of the technical parameters of the equipment available in the form of the continuous control of their return on assets ratio, capital-labor ratio and other rates of the current state of the fixed assets that are significant to the enterprise.

Consequently, as the methodology suggested is aimed at the managerial decisions realization to the extent concerning the space industry enterprises fixed assets renewal, the management of this enterprise, when using the methodology, gets the opportunity: to measure the enterprise fixed assets development based on the accounting and analytical information available, set realistic goals in the area of modernization, analyze and compare controlled parameters at each stage of the enterprise fixed assets renewal.

References

1. Zolotareva G. I., Bakhmareva N. V. [Prerequisites for accounting and analytical support for planned upgrading fund assets]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 2, P. 510–517 (In Russ.).

2. Zolotareva G. I., Bakhmareva N. V. [Indicators of accounting and analytical control system of renewal of fixed assets of the enterprises of the space industry]. *Audit i finansovyy analiz*. 2016, No. 4, P. 87–93 (In Russ.).

3. Babich O. V. [Methods of identifying ways to improve the efficiency of the use of basic production assets of industrial enterprise]. *Menedzhment v Rossii i za rubezhom*. 2006, No. 4, P. 76–85 (In Russ.).

4. Kurenkov Y. V. *Obnovlenie osnovnogo kapitala v SShA* [Renewal of fixed capital in the United States]. Moscow, Progress Publ., 1977, 344 p.

5. Melekhin V. B. [Contingency management technical re-equipment of industrial enterprises] *Pribory + avtomatizatsiya*. 2004, No. 1, P. 34–39 (In Russ.).

6. Ismailova Sh. T. [Evaluating the effectiveness and simulation of business activity in the construction of production units]. *Vestnik Dagestanskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2011, Vol. 21, No. 2, P. 84–88 (In Russ.).

7. Boyko A. A., Bakhmareva N. V. *Instrumenty protsessno-orientirovannogo upravleniya vosproizvodstvom osnovnykh fondov predpriyatiy raketno-kosmicheskoy promyshlennosti* [Tools of process-oriented management of the reproduction of fixed assets of enterprises of space-rocket industry]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2012, 128 p.

8. Kokurin D. I., Pavel'ev V. P., Koltunov A. I. [Analysis of the effectiveness of investments in the modernization of the main production engineering enterprise funds]. *Izvestiya MGTU "MAMI"*. 2012, No. 1 (13), P. 334–339 (In Russ.).

9. Abdukarimov I. T., Narizhnyy I. F. [Monitoring and analysis of fixed assets on the basis of accounting (financial)]. *Sotsial'no-ekonomicheskie yavleniya i protsessy*. 2013, No. 6 (052), P. 26–39 (In Russ.).

10. Yarygina N. A. [The role of accounting in analyzing the financial performance]. *Vektor nauki Tol'yattinskogo gosudarstvennogo universiteta*. 2014, No. 4 (30), P. 232–235 (In Russ.).

11. Fedorova E. A., Timofeeva Ya. V. [Standards of financial stability of Russian companies: industry specific]. *Korporativnye finansy*. 2015, No. 1 (33), P. 38–47 (In Russ.).

12. Gul'penko K. V. [Effect of revaluation of fixed assets in the financial performance of the transport company]. *Problemy sovremennoy ekonomiki*. 2009, Vol. 4, P. 362–367 (In Russ.).

13. Balabaykin V. F., Kozhevnikova T. P. [Development of strategies for the development of milk processing plants on the basis of indicative plans]. *Agrarnyy vestnik Urala*. 2011, Vol. 9, P. 44–47 (In Russ.).

14. Golubitskiy B. I., Vasil'ev D. E. [Balanced Scorecard Kaplan-Norton: international experience for local companies]. *Rossiyskiy vneshneekonomicheskiy vestnik*. 2009, No. 10, P. 44–51 (In Russ.).

15. Postnikova T. V. [Assessment of key performance indicators based on the integrated supply chain]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. Baumana*. 2012, No. 10, P. 513–526 (In Russ.).

16. Chernov V. B., Pyr'ev D. A. [Methodological approaches to effective change management in the machine-building enterprise]. *Vestnik Yuzhno-Ural'skogo gosudarstvennogo universiteta*. 2010, No. 26 (202), P. 89–93 (In Russ.).

17. Pukhnatyy F. A. [Criteria for assessing the financial and economic viability of enterprises printing industry]. *Vestnik Adygeyskogo gosudarstvennogo universiteta*. 2011, Seriya 5: Ekonomika, P. 87–95 (In Russ.).

18. Vladimirova M. P., Pukhnatyy F. A., Inyakin E. E. *Funktsionirovanie i razvitie effektivnykh organizatsiy v rynochnoy ekonomike* [Functioning and development effective organizations in a market economy]. Moscow, Ekonomika Publ., 2010, 264 p.

Библиографические ссылки

1. Золотарева Г. И., Бахмарева Н. В. Предпосылки использования учетно-аналитического обеспечения при плановом обновлении фонда основных средств // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 2. С. 510–517.

2. Золотарева Г. И., Бахмарева Н. В. Показатели учетно-аналитической системы контроля обновления основных средств предприятий космической отрасли // Аудит и финансовый анализ. 2016. № 4. С. 87–93.

3. Бабич О. В. Методика выявления путей повышения эффективности использования основных производственных фондов промышленного предприятия // Менеджмент в России и за рубежом. 2006. № 4. С. 76–85.

4. Куренков Ю. В. Обновление основного капитала в США. М. : Прогресс, 1977. 344 с.

5. Мелехин В. Б. Ситуационное управление техническим перевооружением производственного предприятия // Приборы + автоматизация. 2004. № 1. С. 34–39.

6. Исмаилова Ш. Т. Оценка эффективности и моделирование предпринимательской деятельности производственных подразделений в строительстве // Вестник Дагестанского государственного технического университета. 2011. Т. 21, № 2. С. 84–88.

7. Бойко А. А., Бахмарева Н. В. Инструменты процессно-ориентированного управления воспроизводством основных фондов предприятий ракетно-космической промышленности : моногр. / СибГАУ. Красноярск, 2012. 128 с.

8. Кокурин Д. И., Павельев В. П., Колтунов А. И. Анализ эффективности финансовых вложений в модернизацию основных производственных фондов машиностроительного предприятия // Известия МГТУ «МАМИ». 2012. № 1 (13). С. 334–339.

9. Абдукаримов И. Т., Нарижный И. Ф. Мониторинг и анализ основных средств на основе бухгалтерской (финансовой) отчетности // Социально-экономические явления и процессы. 2013. № 6 (052). С. 26–39.

10. Ярыгина Н. А. Роль бухгалтерской отчетности в анализе финансовых показателей // Вектор науки Тольяттинского государственного университета. 2014. № 4 (30). С. 232–235.

11. Федорова Е. А., Тимофеева Я. В. Нормативы финансовой устойчивости российских предприятий: отраслевые особенности // Корпоративные финансы. 2015. № 1 (33). С. 38–47.

12. Гульпенко К. В. Влияние переоценки основных средств на финансовые показатели транспортной компании // Проблемы современной экономики. 2009. Вып. 4. С. 362–367.

13. Балабайкин В. Ф., Кожевникова Т. П. Разработка стратегий развития молокоперерабатывающих предприятий на основе индикативных планов // Аграрный вестник Урала. 2011. Вып. 9. С. 44–47.

14. Голубицкий Б. И., Васильев Д. Е. Система сбалансированных показателей Каплана–Нортона: международный опыт для отечественных компаний // Российский внешнеэкономический вестник. 2009. № 10. С. 44–51.

15. Постникова Т. В. Оценка ключевых показателей эффективности на основе интегрированой цепи поставок // Наука и образование : науч. издание МГТУ им. Баумана. 2012. № 10. С. 513–526.

16. Чернов В. Б., Пырьев Д. А. Методические подходы к эффективному управлению изменениями на машиностроительном предприятии // Вестник Южно-Уральского государственного университета. 2010. № 26 (202). С. 89–93.

17. Пухнатый Ф. А. Критерии оценки финансово-хозяйственной состоятельности предприятий отрасли печати // Вестник Адыгейского государственного университета. Сер. 5. «Экономика». 2011. С. 87–95.

18. Владимирова М. П., Пухнатый Ф. А., Инякин Е. Е. Функционирование и развитие эффективных организаций в рыночной экономике : моногр. М. : Экономика, 2010. 264 с.

© Zolotareva G. I., Bahmareva N. W., Astapenko E. V., 2016

УДК 005.591.1/.6

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1124–1128

ОРГАНИЗАЦИОННО-УПРАВЛЕНЧЕСКИЕ ИННОВАЦИИ КАК ИНСТРУМЕНТ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЕЙ

В. В. Левшина, Е. Н. Савчик*, И. А. Манакова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: savchik_elena@mail.ru

В современных экономических условиях предприятиям Российской Федерации для обеспечения конкурентоспособности на российском и международном рынках необходимо реализовывать стратегии, направленные на высокотехнологичное и инновационное развитие. В связи с этим предприятию, выпускающему продукцию для нескольких отраслей экономики, например нефтяной и оборонно-промышленного комплекса, необходимо одновременно соответствовать различным нормативным требованиям, предъявляемым к их системе управления. В связи с этим целью настоящего исследования является рассмотрение требований международных и национальных стандартов, а также определение подхода к их реализации на предприятиях высокотехнологичных отраслей. Рассмотрено нормативное обеспечение систем управления предприятием и отражены тенденции по его изменению. Особое внимание уделено международному стандарту ISO 9001:2015, устанавливающему требования к системе менеджмента качества, который может стать одним из важнейших инструментов в инновационном развитии предприятий высокотехнологичных отраслей. Принятая в 2015 году новая версия данного стандарта содержит значительные изменения в требованиях к системам управления организациями, в связи с чем является актуальным их рассмотрение. Проведен анализ изменений и представлены отличия от стандарта ISO 9001 версии 2008 года. Также отмечено, что международный стандарт ISO 9001:2015 ориентирован на использование современных подходов в менеджменте. В связи с тем, что к предприятиям высокотехнологичных отраслей заинтересованные стороны все чаще предъявляют требования по подтверждению соответствия их систем управления международным и/или отраслевым нормативным документам, определен механизм их реализации. Проведен анализ требований стандартов ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015), ГОСТ РВ 0015-002–2012 и спецификации API Q1 (9 версия). Анализ позволил выявить легко интегрируемые области, а также специфичные области, требующие дополнительных разработок и внедрения в деятельность предприятий высокотехнологичных отраслей. Результаты проведенного исследования позволят предприятиям привести в соответствие систему управления, ориентированную на обеспечение качества.

Ключевые слова: организационно-управленческие инновации, международные стандарты, система менеджмента качества, предприятия высокотехнологичных отраслей, обеспечение качества.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1124–1128

ORGANIZATIONAL AND MANAGERIAL INNOVATIONS AS AN INSTRUMENT OF QUALITY ASSURANCE AT THE ENTERPRISES OF HIGH-TECH INDUSTRIES

V. V. Levshina, E. N. Savchik*, I. A. Manakova

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
*E-mail: savchik_elena@mail.ru

To ensure competitiveness of enterprises of the Russian Federation in domestic and international markets in the current economic conditions it is necessary to implement strategies aimed at high-tech and innovative development. In this regard, the enterprise producing products for several industries, such as oil and military-industrial complex, need to meet simultaneously the various regulatory requirements imposed on its management system. In this context, the aim of this study is to examine the requirements of international and national standards, as well as defining the approach to their implementation on high-tech enterprises. The regulatory support of enterprise management systems is studied in the article and the trend to change it is reflected. The particular attention is paid to the international standard ISO 9001:2015 which specifies requirements for a quality management system and which may be one of the most important

tools in the development of innovative high-tech enterprises. The new version of the standard adopted in 2015, contains significant changes to the requirements for the management system of organizations, in connection with this it is relevant to consider them. Therefore, the authors analyzed the changes and represented the differences from the standard ISO 9001 version 2008. It is also noted that the international standard ISO 9001:2015 is focused on the use of modern approaches in management. Due to the fact that the concerned parties increasingly make demands to the high-tech enterprises to confirm the conformity of their management systems to international and / or industry regulations, the authors determined the mechanism of their implementation. The authors analyzed the requirements of the standards ISO 9001:2015 (GOST R ISO 9001–2015), GOST RV 0015-002–2012 and specification API Q1 (9th version). The analysis revealed easily integrated areas, as well as specific areas requiring further development and implementation to the activities of the high-tech enterprises. The results of the research will allow enterprises to align the management system that focuses on quality assurance.

Keywords: organizational and managerial innovations, international standards, quality management system, enterprises of high-tech industries, quality assurance.

Введение. Современное состояние экономики Российской Федерации (внешние вызовы, внутренние проблемы) продвигают российские предприятия к реализации экспортной и импортозамещающей политики. Это прежде всего относится к предприятиям, развивающим высокотехнологичные производства. Чтобы выполнить требования заинтересованных сторон и встроиться в производственные цепочки таких высокотехнологичных отраслей, как, например, нефтеперерабатывающая и оборонная, предприятие должно осуществить организационное обновление, ориентированное на качество и основанное на внедрении современных международных и (или) отраслевых нормативных требований. Система управления, направленная на создание уверенности, что требования к качеству будут выполнены, даст возможность предприятию выйти на зарубежные рынки и (или) получить оборонзаказ.

Нормативное обеспечение организационного обновления хозяйственных систем. Наиболее распространенным международным нормативным документом для систем управления организациями является стандарт ISO 9001 «Системы менеджмента качества. Требования». Международная организация по стандартизации (ISO) объявила переходный период до 15.09.2018 г., во время которого продолжают действовать требования стандарта ISO 9001:2008 (российский аналог – ГОСТ ISO 9001–2011) и начинается применение новой версии стандарта – ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015). Прежде всего, эта последняя версия содержит значительные изменения в требованиях к системам управления организациями, отражающие глобализацию менеджмента социально-экономических систем, так как согласно директиве Международной организации стандартизации [1] при разработке и пересмотре стандартов на системы менеджмента должна быть использована их единая структура («структура высокого уровня»), единое текстовое содержание базовых положений, общие базовые термины и определения. Следуя этой директиве, уже был разработан и утвержден международный стандарт на систему экологического менеджмента – ISO 14001:2015 (ГОСТ Р ИСО 14001–2015); в стадии утверждения международные стандарты на систему энергетического менеджмента (ISO 50001) и систему менеджмента промышленной безопасности и охраны труда (ISO 45001). Изменения, происходящие с нормативными документами на системы менеджмента организации, в будущем должны найти отражение и в отраслевых стандартах на соответствующие системы, например, ГОСТ РВ 0015-002–2012 «Система разработки и постановки на производство военной техники. Системы менеджмента качества. Общие требования».

Содержание новой версии стандарта ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) ориентировано на использование современных передовых концепций менеджмента, успешно и широко применяющихся во всем мире [2; 3]. Так, «структура высокого уровня», положенная в основу стандарта ISO 9001:2015, содержит замкнутый управленческий цикл P–D–C–A и при правильном применении обеспечивает саморазвитие системы. Сохранен фокус на потребителя, но теперь он рассматривается в числе других заинтересованных сторон организации, требования и ожидания которых должны учитываться на сбалансированной основе. Заинтересованные стороны являются частью введенного понятия «среда организации», используемого в большинстве управленческих практик, ориентированных на ее анализ как необходимой информации при принятии решений в отношении любых изменений. Новая версия стандарта предполагает осуществлять оценку рисков и принимать решения, основанные на результатах этой оценки. Этот подход заменил отдельный пункт «Предупреждающие действия». С применением риск-ориентированного мышления в организации связано еще одно нововведение – требования по планированию изменений. Это означает, что когда организация собирается что-то изменить в своей деятельности, например, выпускать новую продукцию, совершенствовать организационную структуру, она должна просчитать риски (угрозы), касающиеся целостности ее системы менеджмента качества (СМК). Серьезно изменен подход к компетентности организации. Если эта компетентность в предыдущих версиях определялась квалификацией персонала, то в новой версии она базируется на концепции «знаний организации» и «менеджменте знаний». Введено понятие «документированная информация»; организации предоставляется возможность определить формат и объем документирования с учетом ее особенностей. Этот подход призван сделать СМК менее формальными, а обмен информацией – более результативным. Больше внимания уделяется вопросу

взаимоотношения СМК с системой менеджмента предприятия в целом. СМК должна органически вписываться в общую систему менеджмента, строиться по единым принципам, быть нацеленной на создание единой бизнес-среды организации и интеграцию всей деятельности для получения ценности. Это обеспечивается усилением акцента на лидерство – роль руководителя, направленную на отказ от его формального отношения к СМК [4–10].

Факторы организационного обновления хозяйственных систем. В сложившихся новых экономических условиях заинтересованные стороны предприятий высокотехнологичных отраслей все чаще предъявляют им требования по подтверждению соответствия их систем управления международным и (или) отраслевым нормативным документам. Так, интересы потребителей и поставщиков предприятий отражены в международном стандарте ISO 9001 (системы менеджмента качества), интересы общества – в ISO 14001 (система экологического менеджмента), интересы работников и общества – в OHSAS 18001 (система менеджмента промышленной безопасности и охраны труда), по прогнозам, международный стандарт (ISO 45001) для этой системы будет принят в 2017 г.

Изменения нормативной базы, предназначенной для обновления систем управления организациями, начались чуть более года назад, но по предварительной оценке данный процесс завершится к 2020 г. Особенно это касается развития нормативной базы для отраслевых систем. В течение этого периода предприятия под воздействием различных факторов будут сталкиваться (или уже столкнулись) с необходимостью совершенствования систем управления в соответствии с новой редакцией стандарта ISO 9001:2015 и отраслевыми стандартами, основанными на предыдущих версиях, а также стандартов на другие системы, например экологического менеджмента. Следовательно, для решения этих проблем необходимо определить механизм и инструменты организационно-управленческого инновационного развития предприятий высокотехнологичных отраслей.

Механизм организационно-управленческого инновационного развития предприятий высокотехнологичных отраслей. Для внедрения организационно-управленческих инноваций, касающихся систем управления предприятий высокотехнологичных отраслей, необходимо:

– провести анализ среды организации и определить требования заинтересованных сторон, предъявляемые ими к соответствию систем управления предприятия международным, национальным, отраслевым стандартам;

– определить области интеграционных взаимодействий и специфические отличия требований нормативной базы для систем управления предприятий;

– разработать методические подходы к реализации требований стандартов на системы управления предприятий;

– определить методологию внедрения организационно-управленческого инновационного проекта на предприятиях высокотехнологичных отраслей.

В настоящее время для предприятий высокотехнологичных отраслей может возникнуть такая ситуация, когда для выхода на зарубежные рынки, например нефтедобывающей отрасли, необходимо соответствие СМК предприятия стандартам Американского института нефти и газа (API) [11], а для получения оборонзаказа – соответствие российскому отраслевому стандарту ГОСТ РВ 0015-002–2012. При этом стандарты API, утвержденные в 2013 г., игнорируют «структуру высокого уровня», но с 2016 г. Американский институт нефти и газа требует от предприятий применение ISO 9001:2015; а в основе ГОСТ РВ 0015-002–2012 лежат требования ГОСТ Р ИСО 9001–2008 (ГОСТ ISO 9001–2011). Следовательно, необходимо организационное обновление СМК предприятия в соответствии с предъявляемыми к нему требованиями.

Сравнение нормативной базы организационного обновления хозяйственных систем. Нами был проведен анализ требований стандартов ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) [9], ГОСТ РВ 0015-002–2012 [12] и спецификации на требования системы менеджмента качества для производственных организаций нефтяной и газовой промышленности API Q1 (9 версия) [13], который позволил определить как области, имеющие сходства, так и различия, основанные на специфических особенностях данных нормативных документов.

Выделенные нами области сходства заключаются в необходимости идентификации процессов СМК и их взаимодействия, выделении ресурсов, а также определении критериев и методов для проведения мониторинга, анализа и улучшений. Должны быть разработаны политика и цели в области качества, вестись документация, представляющая собой свидетельства достижения полученных результатов (записи). Общими элементами также являются оценка функционирования СМК со стороны высшего руководства, распределение ответственности и полномочий, проведение внутренних аудитов, устранение несоответствий и проведение корректирующих действий.

Кроме того, ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015), ГОСТ РВ 0015-002–2012 и API Q1 (9 версия) содержат требования к процессам жизненного цикла продукции. При этом следует отметить, что ГОСТ РВ 0015-002–2012 и API Q1 (9 версия) содержат специфичные требования, которые необходимо реализовать предприятию для подтверждения соответствия своей СМК. Так, например, в ГОСТ РВ 0015-002–2012 в целях обеспечения качества продукции оборонно-промышленного комплекса необходимо определять специальные и особо ответственные технологические процессы (операции), разрабатывать схемы их операционного контроля (в том числе самоконтроль, автоматизированный контроль и статистический анализ) и системы статистического регулирования. При проектировании продукции (проведении исследований, разработке образцов, стандартизации и унификации) обязательно учитываются требования, изложенные в государственных военных стандартах системы разработки и постановки на производство военной техники. В API Q1 (9 версия) определены требования к планированию действий в нештатных ситуациях, основанных на оценке рисков; при оценке поставщиков

предусмотрена классификация закупок на критические и некритические. Вместе с тем, API Q1 (9 версия) содержит требования по разработке планов качества продукции, уточняющих процессы СМК и необходимые ресурсы, ГОСТ РВ 0015-002–2012 требует программные и плановые документы по качеству, включающие точки контроля, которые должны обеспечить возможность оценки качества военной продукции.

Анализ различий нормативных документов показал, что для обеспечения результативности СМК ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) предусматривает выделение предприятием внешних и внутренних факторов организационной среды, что не требуют ГОСТ РВ 0015-002–2012 и API Q1 (9 версия). Кроме того, согласно всем трем рассматриваемым нами нормативным документам, предприятия должны выявлять требования потребителей и осуществлять оценку уровня их удовлетворенности. Однако стандарт ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) говорит о необходимости определения всех заинтересованных сторон, среди которых выделяются не только потребители (заказчики) и поставщики, а также и другие, имеющие отношение к СМК [14].

Рассматривая требования, относящиеся к назначению ответственного за СМК предприятия, можно отметить, что в ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) данная информация отсутствует. API Q1 (9 версия) и ГОСТ РВ 0015-002–2012 говорят о необходимости назначения представителя руководства. Согласно последнему стандарту на предприятии также должен функционировать совет по качеству. Кроме того, ГОСТ РВ 0015-002–2012 дополнительно требует осуществлять взаимодействие предприятия с аккредитованным при нем военным представителем.

Несмотря на отсутствие в ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) требований к наличию руководства по качеству и обязательных документированных процедур, предприятиям следует разрабатывать и управлять данной документацией, так как это является обязательными требованиями API Q1 (9 версия) и ГОСТ РВ 0015-002–2012.

Следует отметить, что ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) и API Q1 (9 версия) содержат требования к менеджменту рисков. Однако подходы к их рассмотрению различны [15]. ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) говорит о более широком рассмотрении применения менеджмента рисков, в том числе при достижении постоянного улучшения, не требуя формализованных методов и обязательного документирования. Согласно же API Q1 (9 версия) менеджмент рисков направлен в первую очередь на поставку и качество продукции, а также предприятиям необходимо поддерживать в рабочем состоянии документированную процедуру по идентификации и управлению рисками. В ГОСТ РВ 0015-002–2012 требования относительно управления рисками представлены в виде предупреждающих действий, которые присутствуют и в спецификации API Q1 (9 версия).

ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015) и API Q1 (9 версия) содержат единые подходы к менеджменту изменений, что способствуют их легкой интеграции, при этом ГОСТ РВ 0015-002–2012 данные требования не содержит.

Заключение. Таким образом, можно отметить, что ISO 9001:2015 (ГОСТ Р ИСО 9001–2015), ГОСТ РВ 0015-002–2012 и API Q1 (9 версия) содержат как единые требования, интегрируемые друг с другом, так и дополнительные требования, которые должны быть реализованы предприятием для обеспечения соответствия СМК. Также данные нормативные документы можно использовать как организационно-управленческий инструмент, являющийся неотъемлемой частью стратегического и инновационного развития предприятия.

Библиографические ссылки

1. ISO/IEC Directives. P. 1. Conolideition ISO Supplement. ISO/IEC. 2013. 168 p.
2. Скрипко Л. Е. «Новые» идеи построения систем качественного менеджмента в стандарте ISO 9001 версии 2015 г. // Методы менеджмента качества. 2014. № 10. С. 24–28.
3. Скрипко Л. Е. «Принципиальный» взгляд на качественный менеджмент // Методы менеджмента качества. 2015. № 02. С. 10–16.
4. Чайка И. Стандарт ИСО 9001:2015. Что нас ожидает? // Стандарты и качество. 2014. № 6 (924). С. 60–63.
5. Бауэр Э. Новая версия ISO 9001: основные особенности и советы по внедрению // Методы менеджмента качества. 2015. № 12. С. 18–22.
6. Комбас О. Стандарт ISO 9001:2015 – символ мудрости // Методы менеджмента качества. 2014. № 05. С. 24–29.
7. Василевская С. В. ISO 9001:2015 – новые возможности или новые риски? // Методы менеджмента качества. 2014. № 11. С. 18–26.
8. ГОСТ Р ИСО 9000–2015. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь. М. : Стандартинформ, 2015. 55 с.
9. ГОСТ Р ИСО 9001–2015. Системы менеджмента качества. Требования. М. : Стандартинформ, 2015. 32 с.
10. Дзедик В. А., Езрахович А. Создание и аудит систем менеджмента качества в соответствии с международным стандартом ISO 9001:2015. Волгоград : ПринТерра-Дизайн, 2015. 300 с.
11. American Petroleum Institute (API) [Электронный ресурс]. URL: http:// www.api.org (дата обращения: 04.11.2016).
12. ГОСТ РВ 0015-002–2012. Система разработки и постановки на производство военной техники. Системы менеджмента качества. Общие требования. М. : Стандартинформ, 2012. 38 с.
13. API Q1 (9th Edition) Specification for Quality Management System Requirements for Manufacturing Organizations for the Petroleum and Natural Gas Industry. USA : API Publishing Services, 2013. 47 p.
14. Савчик Е. Н., Манакова И. А. Взаимодействие с заинтересованными сторонами в системе менеджмента качества организации // Экономика и предпринимательство. 2016. № 7 (72). С. 734–738.
15. Никаноров П. А., Децик И. В. Менеджмент качества ждут перемены // АрматуроСтроение. 2014. № 5 (92). С. 34–37.

References

1. ISO/IEC Directives, Part 1. Conolideition ISO Supplement. ISO/IEC, 2013. 168 p.

2. Skripko L. E. [The “new” idea of building a quality management system to ISO 9001 version 2015]. *Metody menedzhmenta kachestva*. 2014, No. 10, P. 24–28 (In Russ.).

3. Skripko L. E. [“Principled” view of the quality management]. *Metody menedzhmenta kachestva*. 2015, No. 02, P. 10–16 (In Russ.).

4. Chayka I. [ISO 9001:2015. What awaits us?]. *Standarty i kachestvo*. 2014, No. 6 (924), P. 60–63 (In Russ.).

5. Bauer E. [The new version of ISO 9001: main features and tips on implementation]. *Metody menedzhmenta kachestva*. 2015, No. 12, P. 18–22 (In Russ.).

6. Kombas O. [Standard ISO 9001:2015 – a wisdom symbol]. *Metody menedzhmenta kachestva*. 2014, No. 05, P. 24–29 (In Russ.).

7. Vasilevskaya S. V. [ISO 9001:2015 – new opportunities or new risks?]. *Metody menedzhmenta kachestva*. 2014, No. 11, P.18–26 (In Russ.).

8. *GOST R ISO 9000–2015. Sistemy menedzhmenta kachestva. Osnovnye polozheniya i slovar’* [*GOST R ISO 9000–2015* Quality management systems – Fundamentals and vocabulary]. Moscow, Standartinform Publ., 2015, 55 p.

9. *GOST R ISO 9001–2015. Sistemy menedzhmenta kachestva. Trebovaniya* [*GOST R ISO 9001–2015* Quality management systems – Requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2015, 32 p.

10. Dzedik V. A., Ezrakhovich A. *Sozdanie i audit sistem menedzhmenta kachestva v sootvetstvii s mezhdunarodnym standartom ISO 9001:2015* [Creation and audit of the quality management systems in accordance with international standard ISO 9001:2015]. Volgograd, PrinTerra-Dizayn, 2015, 300 p.

11. American Petroleum Institute (API). Available at: http://www.api.org (accessed 04.11.2016).

12. *GOST RV* 0015-002–2012. *Sistema razrabotki i postanovki na proizvodstvo voennoy tekhniki. Sistemy menedzhmenta kachestva. Obshchie trebovaniya* [*GOST RV* 0015-002–2012 System development and putting into production of military equipment. Quality management systems. General requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2012. 38 p.

13. API Q1 (9th Edition) Specification for Quality Management System Requirements for Manufacturing Organizations for the Petroleum and Natural Gas Industry. USA, API Publishing Services, 2013, 47 p.

14. Savchik E. N., Manakova I. A. [Stakeholder engagement in the organization’s quality management system]. *Ekonomika i predprinimatel'stvo*. 2016, No. 7 (72), P. 734–738 (In Russ.).

15. Nikanorov P. A., Detsik I. V. [Quality management is waited by changes]. *ArmaturoStroenie*. 2014, No. 5 (92), P. 34–37 (In Russ.).

© Левшина В. В., Савчик Е. Н.,
Манакова И. А., 2016

УДК 338.001.36

Вестник СибГАУ
Том 17, № 4. С. 1129–1140

АНАЛИЗ СТРУКТУРЫ ПРОФИЛЕЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ УКЛАДОВ В ПРОМЫШЛЕННОМ КОМПЛЕКСЕ КРАСНОЯРСКОГО КРАЯ

М. Н. Чувашова*, Н. Т. Аврамчикова, Е. В. Белякова, Н. И. Смородинова

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: dersaturn06@gmail.com

Систематизированы теоретические положения и рассмотрена эволюция формирования профилей технологических укладов. Проведенный структурный анализ используемых передовых производственных технологий в России позволил рассмотреть развитие инновационной среды на региональном уровне. Авторами предложено определение термина «профиль технологического уклада» как совокупность видов промышленного производства, имеющих новые технологии, способных дать толчок к количественному росту экономики и качественному улучшению ее структуры.

Изучено состояние инновационного потенциала и динамика объемов производства инновационной продукции региона на примере Красноярского края. Определены причины низкой инновационной активности региона, связанные с недостаточным развитием взаимодействия между властью, бизнесом, наукой и обществом, что, в свою очередь, замедляет переход к новому типу технологического уклада. Таким образом, проведенный анализ структуры профилей технологических укладов в промышленном комплексе Красноярского края свидетельствует о том, что экономика региона характеризуется наличием высокого удельного веса отраслей четвёртого технологического уклада, связанных в основном с добычей продукции угольной промышленности, добычей и первичной переработкой цветных металлов и нефтепереработкой.

Однако наряду с четвертым технологическим укладом в экономике региона в фазе интенсивного роста находится пятый технологический уклад, основывающийся на развитии технологий в оборонном комплексе, ракетно-космической, авиационной промышленности и двигателестроении. Для обеспечения конкурентоспособности регионов на национальном и мировом рынках, а также для обеспечения инновационного развития экономики необходима трансформация структуры экономики в пользу более высоких технологических укладов, что подтверждается Концепцией долгосрочного социально-экономического развития РФ на период до 2020 года, утвержденной распоряжением Правительства Российской Федерации № 1662-р. от 17 ноября 2008 г.

Ключевые слова: инновационная активность региона, взаимодействие власти, бизнеса и общества, профиль технологического уклада, объем производства инновационной продукции, инновационное развитие.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 17, No. 4, P. 1129–1140

ANALYSIS OF THE STRUCTURE OF PROFILES OF TECHNOLOGICAL WAYS IN AN INDUSTRIAL COMPLEX IN KRASNOYARSK REGION

M. N. Chuvashova*, N. T. Avramchikova, E. V. Belyakova, N. I. Smorodinova

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: dersaturn06@gmail.com

The theoretical positions are systematized and an evolution of the profiles of technological ways formation is considered in this article. The structural analysis of production technologies in Russia permits authors to consider the innovative environment development in a region. The condition of an innovation potential and the dynamics production volume of an innovative products in Krasnoyarsk krai are searched by authors. The authors of the definition «Profile of technological way» proposed as a set of types of industrial production, with new technologies that can give an impact to the quantitative growth of the economy and improve the quality of its structure.

Thereunder, some reasons for low innovation activity in the region are defined, these reasons are connected with deficient the cooperation development inter government, business, science and society, in turn, it delays to transfer from a new types of the technological way. Thus, the analysis of structure profiles technological ways in the industrial

complex of the Krasnoyarsk krai points to the regional economics is characterized by the high unit weight of a production of the fourth technological way is connected with the production of products of the coal industry, mining and primary processing of non-ferrous metals and oil refining. However, the fifth technological way in the regional economics is in the phase of intensive growth, based on the development of technologies in the defense industry, rocket and space and aviation industry and engine building together with the fourth technological way. The transformation of the economic structure in favor of the higher technological structures is necessary for securing the competitiveness of the regions at the national and international market. It necessity confirms *concept of long-term socio-economic development of the Russian Federation for the period till 2020 approved by the Federal Government № 1662-р. on 17th of November 2008 year.*

Keywords: regional innovative activity, the interaction inter government, business and society, a profile of technological way, innovation production volume, innovative development.

Введение. В настоящее время переход экономики России на инновационный путь развития является одной из приоритетных задач государственной политики, что определяет суть взаимоотношений между государством, наукой, обществом и бизнесом. Поставленная президентом задача создать «умную экономику» определяет необходимость развития науки с динамичной реализацией ее достижений.

В Концепции долгосрочного социально-экономического развития Российской Федерации на период до 2020 г., утвержденной распоряжением Правительства Российской Федерации от 17.11.2008 г. № 1662-р, определена фундаментальная задача перехода российской экономики от экспортно-сырьевого к инновационному социально ориентированному типу развития [1].

Россия значительно отстает от ведущих мировых промышленных стран в части развития информационно-коммуникационных технологий шестого технологического уклада, который, согласно аналитическим прогнозам, при сохранении существующих темпов технико-экономического развития в России вступит в фазу распространения в 2010–2020 гг., а в фазу зрелости – в 2040-е гг. При этом произойдёт новая научно-техническая революция [2].

Понятие, сущность и этапы формирования технологического уклада. Технологический уклад (волна) – это совокупность технологий, характерных для определенного уровня развития производства, при котором в связи с научным и технологическим прогрессом происходит переход от более низких укладов к более высоким, прогрессивным [3].

Технологический уклад характеризуется единым техническим уровнем составляющих его производств, связанных вертикальными и горизонтальными потоками качественно однородных ресурсов, опирающихся на общие ресурсы квалифицированной рабочей силы, общий научно-технический потенциал и пр. В современной теории инноватики чередование деловых циклов принято связывать со сменой технологических укладов в общественном производстве.

Ключевым понятием теории С. Ю. Глазьева является понятие технологического уклада – совокупности технологий и производств одного уровня. Понятие «уклад» означает обустройство, установившийся порядок, организация чего-либо. Для определения уровня и стадий развития экономических и технологических процессов используют термин «технологический уклад» – одну из главных составляющих теории научно-технического прогресса (НТП) [4].

Переход к постиндустриальной стадии развития общества знаменует замену отраслевого деления национальной экономики делением технологическим. Приоритетом становится не расширение определенных отраслей, а развитие высоких технологий во всех отраслях экономики. Однако каждому технологическому укладу присущи свои ведущие технологии, составляющие его ядро [5].

Технологические уклады рассматриваются как совокупность технологий, характерных для определенного уровня развития производства и общества. В эволюции технологических укладов ученые традиционно выделяют шесть циклов, каждый цикл начинается с инновации (в некоторых источниках учеными уже рассматривается седьмой технологический уклад) [6].

Согласно теории долгосрочного технико-экономического развития С. Ю. Глазьева, эволюция развития профилей технологических укладов подчинена определенной закономерности и происходит в определенной последовательности. Приведенная на рис. 1 кривая роста имеет два крутых подъема, связанных с фазами зарождения и бурного роста нового технологического уклада. Следует заметить, что между ними расположен пологий участок кривой, на котором по концепции И. Шумпетера отдельные фирмы и компании в течение заметного периода времени добиваются эффективной монополии в производстве отдельных новых видов продуктов. Они успешно развиваются, получая высокую прибыль, так как находятся под защитой законов об интеллектуальной промышленной собственности (до 20 лет).

Каждый уклад имеет свой определённый жизненный цикл. В свою очередь, жизненный цикл имеет три фазы развития и определяется периодом в 100 лет. Первая фаза развития технологического уклада приходится на его зарождение и становление в недрах экономики предшествующего технологического уклада. Вторая фаза связана со структурной перестройкой экономики на базе новой технологии производства и соответствует периоду доминирования нового технологического уклада примерно в течение 50 лет. Третья фаза приходится на отмирание устаревающего технологического уклада. При этом период доминирования нового технологического уклада характеризуется наиболее крупным всплеском в его развитии [7; 8].

Российским ученым Е. А. Назаровой было предложено осуществлять характеристику технологических укладов с точки зрения показателей использования передовых производственных технологий в России. Соотношение производственных укладов представлено табл. 1.

Рис. 1. Виды технологических укладов по теории долгосрочного технико-экономического развития С. Ю. Глазьева

Таблица 1

Структура используемых передовых производственных технологий в России на 2014 г.

Передовые производственные технологии	Технологический уклад	Число технологий	Удельный вес в экономике, %
Проектирование и инжиниринг	6-й	47116	25,5
Производство, обработка и сборка	4-й	47235	40,3
Автоматизированные погрузочно-разгрузочные операции; транспортировка материалов и деталей	5-й	1469	0,8
Аппаратура автоматизированного наблюдения (контроля)	5-й	7531	4,1
Связь и управление	5-й	74486	25,6
Производственные информационные системы	6-й	4175	2,3
Интегрированное управление и контроль	6-й	2380	1,3
Нанотехнологии	6-й	194	0,1
Всего		**184568**	**100**

По результатам исследования можно сделать вывод о структуре профилей технологических укладов в России на современном этапе:

– третий технологический уклад находится в фазе стагнации, доля его технологий составляет около 30 %;

– четвертый технологический уклад – в фазе зрелости, его доля – свыше 50 %;

– пятый технологический уклад – в фазе интенсивного роста: на его технологии приходится примерно 10 %, и он получает распространение в оборонном комплексе, авиакосмической отрасли, в информационных технологиях, связи и банковском деле;

– доля шестого уклада весьма мала, по оценкам экспертов она составляет менее 1 %.

Таким образом, представленная структура позволяет сделать вывод о том, что в России преобладает четвертый технологический уклад в сочетании с третьим и элементами пятого уклада, шестой уклад находится на стадии формирования.

В экономике развитых промышленных стран динамично развивается седьмой технологический уклад, важную роль в формировании которого играют информационные системы передачи данных. Интернет можно считать наиболее динамично развивающимся

пространством и инструментом для создания интерактивных площадок с целью продвижения инновационных идей и конечных инновационных услуг и продуктов [9].

Инновационная обусловленность промышленной политики определяется рядом причин:

– ведущие страны вступают в эпоху «экономики знаний», где знания являются производственной силой, а обладатель принципиально нового инновационного знания получает явные преимущества на рынке;

– производить конкурентоспособные на мировом рынке товары может только обрабатывающая промышленность, базирующаяся на передовых технологиях, обеспечивающих максимальное качество при минимально возможных издержках.

Отсутствие промышленной политики с такими характеристиками будет способствовать закреплению за Россией роли поставщика сырья для развитых стран.

Безусловным императивом конкурентоспособной промышленной политики России на современном этапе является осуществление технологической реструктуризации промышленности, которая характеризуется:

– необходимостью опережения прироста инвестиций в основной капитал над приростом ВВП;

– инвестиции должны носить инновационный характер, так как в противном случае они «консервируют» технологическую отсталость российской промышленности [10].

На основе долгосрочных прогнозов технологического развития, согласно Концепции долгосрочного социально-экономического развития РФ на период до 2020 г., утвержденной распоряжением Правительства Российской Федерации от 17.11.2008 г. № 1662-р, определены приоритетные направления прикладной и фундаментальной науки, технологий и техники. Такие приоритеты должны быть увязаны с задачами реализации конкурентных позиций российской экономики и требованиями национальной безопасности, что позволит сформировать технологический облик российской экономики, определяющий ее конкурентные преимущества по отношению к государствам-лидерам – США, Китаю и ведущим европейским государствам. Реализация приоритетов будет осуществляться как путем первоочередной поддержки фундаментальных и прикладных исследований в соответствующих областях, так и в рамках двух типов стратегических инновационных проектов [11].

Таким образом, основой устойчивого социально-экономического развития как на федеральном, так и на региональном уровне является реализация на его территории крупных инвестиционных проектов по развитию традиционных отраслей и созданию новых высокотехнологичных производств [12].

Основные причины низкой инновационной активности в Красноярском крае. В настоящее время Красноярский край является одним из регионов-лидеров в РФ по уровню инвестиционной активности, а по объему привлеченных инвестиций край входит в первую десятку регионов. Однако в развитии экономики он имеет определенную специфику.

Эффект разреженности экономического пространства, очаговый тип развития промышленного комплекса, его сырьевая ориентация и монопрофильность и ряд других факторов замедляют рост экономики и уровень происходящих в ней инновационных процессов.

Экспортно-сырьевая ориентация экономики Красноярского края, преобладание устаревших технологических укладов с высокой степенью физического и морального износа производственных мощностей, низкая доля высокотехнологичных производств для выпуска инновационной продукции в общем объёме реализации продуктов и услуг, высокая доля импорта оборудования для базовых отраслей специализации, низкий уровень инновационности потребительского сектора экономики требуют немедленных и эффективных действий по повышению инновационной активности предприятий и развитию малого и среднего бизнеса [13].

Основными причинами низкой инновационной активности и слаборазвитой инновационной сферы в Красноярском крае в настоящее время является недостаточность развития диалога между властью, бизнесом, наукой и обществом, другими словами, проблемы социально-экономического партнерства. В табл. 2 представлены причины, создающие проблемы формирования открытого диалога с властью.

При проведении анализа причин особое внимание было уделено институциональной инфраструктуре (на примере Красноярского края). Авторами была осуществлена систематизация причин по наличию их в определенном институте. В табл. 2 наглядно представлено, какие причины оказывают влияние на низкую инновационную активность определенного института.

Несмотря на имеющиеся проблемы, в Красноярском крае реализуются проекты по развитию инновационной системы в рамках научных и образовательных организаций. Региональной властью созданы: краевое государственное автономное учреждение «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности», краевое государственное автономное учреждение «Красноярский региональный инновационно-технологический бизнес-инкубатор», а также формируется открытое акционерное общество «Красноярский технопарк».

Законодательно закреплены и реализованы краевые финансовые механизмы поддержки инновационной деятельности, налажено взаимодействие с крупными общероссийскими финансовыми институтами поддержки инноваций [14].

Для анализа динамики и качества развития технологических укладов следует уделить внимание изучению профиля технологического уклада. Профиль технологического уклада – это совокупность видов промышленного производства, имеющих новые технологии, способные дать толчок к количественному росту экономики и качественному улучшению ее структуры.

Анализ инновационного состояния экономики Красноярского края. Для оценки инновационного состояния экономики региона с использованием данных Росстата был проведен анализ состояния экономических показателей в сравнении с регионами СФО и РФ на примере Красноярского края (табл. 3).

Таблица 2

Причины низкой инновационной активности в регионе и их наличие в определенном институте (на примере Красноярского края)

Причины	Тип института		
	Общество	Наука	Бизнес
Несформированность стабильного спроса на инновации и инновационную продукцию как в рамках государственного и муниципального заказа, так и в рамках реализации государственных программ, инвестиционных проектов		+	+
Острый дефицит подготовленных предпринимателей – инновационных менеджеров, способных к успешной инновационной деятельности, отсутствие системы поиска, подготовки, поддержки и повышения качества образования данной ведущей группы инновационного предпринимательства	+	+	
Качество бизнес-среды, низкая инновационная активность крупного бизнеса, сохранение барьеров для распространения в экономике новых технологий, обусловленных отраслевым регулированием, процедурами сертификации, таможенным и налоговым администрированием			+
Отсутствие достаточного уровня конкуренции, стимулирующей предприятия к развитию инновационной деятельности		+	+
Существенная потеря рынков высоких переделов в пользу импорта, переориентация на сырьевые рынки, что привело к доминированию отсталых технологических укладов на большинстве промышленных и сельскохозяйственных предприятий и низкому уровню восприимчивости компаний к новым технологическим решениям		+	+
Недостаточный уровень участия органов исполнительной власти края и организаций в реализации федеральных целевых программ и проектов, направленных на развитие инновационной деятельности	+	+	+
Несбалансированность развития науки и образования при значительном росте вузовского и послевузовского образования, сокращение численности занятых в сфере исследований и разработок	+	+	
Несовершенство законодательства и нормативно-правовой базы в сфере поддержки инноваций, стимулирования (в том числе налогового), инновационной деятельности, поддержки интеллектуальной собственности, размещения государственного заказа на инновации	+	+	+
Отсутствие моделей и инструментов, эффективно интегрирующих научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки в экономическую деятельность предприятий, в региональные инвестиционные проекты и программы	+	+	+
Практическое отсутствие отраслевой науки (научно-исследовательские подразделения крупных компаний вынесены за пределы Красноярского края). Следствием этого является острый дефицит частных инвестиций в проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, недостаточная вовлеченность в вопросы инновационного развития края как крупного, так и малого и среднего бизнеса		+	+
Несформированность эффективной системы управления инновационным развитием Красноярского края, ориентированной на долгосрочную перспективу, определяющей четкие направления и перспективы развития, включающей механизмы регулярного выявления неэффективных или морально устаревших инициатив и последующего «свертывания» таких инициатив	+	+	+
Низкий уровень взаимодействия бизнеса и государства в формировании и реализации инновационной политики, особенно в слабоконцентрированных и новых формирующихся секторах экономики			+
Отсутствие целенаправленной информационной политики, пропаганды инновационной экономики, нового технологического уклада в Красноярском крае	+	+	+
Низкая эффективность инструментов государственной поддержки инноваций: ограниченная гибкость, неразвитость механизмов распределения рисков между государством и бизнесом			+

Примечание. Знак «+» свидетельствует о том, на какой институт данная причина оказывает наибольшее влияние.

Таблица 3

Основные показатели инновационного развития Красноярского края в сравнении с регионами СФО и РФ в 2015 г.

Показатель	Российская Федерация	Сибирский федеральный округ	Красноярский край
ВРП*, млрд руб. в текущих ценах	80804,31	883,3	1800,00
Объем отгруженных товаров собственного производства, выполненных работ, услуг, млрд руб. В том числе инновационных товаров и услуг	41 372,4 3 507,9	4 537,3 151,4	1 060,5 53,9
Экономическая плотность населения (трудоспособное население / площадь территории), чел / км^2	4	2	1
Грузооборот всех видов транспорта, млн т/км	250 054	18 057	3 447
Объем инвестиций в основной капитал, млрд руб.	13255,5	1378,0	369,3
Удельный вес объема инновационной продукции, %: – в ВВП (ВРП); – в объёме производства товаров собственного производства	 7,0 9,2	 2,9 3,3	 4,5 5,1
Сальдированный финансовый результат, млн руб.	6 853 753	446 292	189 769

*ВРП приведен за 2015 г. (данные Федеральной службы государственной статистики).

Проведенные исследования свидетельствуют о том, что рост объемов производства и реализации инновационной продукции, а также рост объема инвестиций в основной капитал в экономике Красноярского края в значительной степени зависят от насыщенности территории трудовыми ресурсами и развитости производственной инфраструктуры. Результаты анализа также позволяют сделать вывод, что имеет место слабая взаимосвязь показателей инновационного развития региона с сальдированным финансовым результатом (удельный вес объема инвестиций в основной капитал в сальдированном финансовом результате ниже, чем в целом в СФО), что свидетельствует о недостаточной заинтересованности регионального экономического бизнес-сообщества в обновлении основных фондов и их модернизации. В связи с этим можно сделать вывод, что эффективность действия рыночных механизмов распространения инноваций в регионах сырьевой направленности недостаточна. Кроме того, экономическая плотность населения в крае (отношение экономически активного населения к общей площади региона) по сравнению с данным показателем в СФО и России в целом значительно ниже, т. е. инновационные процессы в крае носят ярко выраженный локальный характер. Результаты исследований обосновывают необходимость создания в регионах данного типа системы поддержки со стороны органов государственного управления по развитию инновационной инфраструктуры, обеспечивающей создание и продвижение на рынок новых или инновационно-модернизированных продуктов и технологий.

Для понимания уровня инновационного развития региона проведем анализ статистических показателей, характеризующих состояние региональной инновационной среды, основные результаты которого показаны в табл. 4.

Проведенные в табл. 4 исследования свидетельствуют, что по показателю «количество предприятий, занимающихся инновационной деятельностью» в период с 2008 по 2015 гг. число предприятий в динамике уменьшилось в два раза, во столько же раз уменьшился объем инновационных товаров, работ и услуг. Затраты на исследования возросли в сравнении с 2008 г. незначительно – на 1,1 %, притом что общие затраты на инновации значительно увеличились – на 4,2 %, а объем отгруженных товаров в результате возрос на 4,4 %. Неравномерность данных по показателям «общие затраты на инновации» и «объем отгруженных товаров» обусловлена временным лагом.

Для более детального анализа рассмотрим динамику объема инновационных товаров, работ и услуг, связанных с промышленным производством, с 2006 по 2015 гг. По данным показателям составлен динамический ряд (табл. 5).

Графическое изображение динамического ряда по показателю «производство инновационной продукции промышленными предприятиями Красноярского края» представлено на рис. 2.

Линии тренда на гистограмме показывают уровни падения и подъема объемов производства инновационных товаров, работ, услуг организаций промышленного производства, осуществлявших технологические инновации. Уровень падения начинается с кризисного 2008 г. и продолжается до 2011 г. Затем наблюдается неравномерный подъем показателя, возможной предпосылкой является реализация целевых программ поддержки инновационного производства.

Анализ структуры профилей технологических укладов в отраслях промышленного комплекса Красноярского края. Большая часть отраслей промышленности Красноярского края на современном этапе развития ориентированы на добычу полезных ископаемых и их первичную переработку. Предприятия именно этих отраслей формируют основную часть ВРП края. Надо понимать, что никакие меры по увеличению добычи полезных ископаемых и наращиванию ВРП сырьевыми методами не изменят картины общей отсталости промышленного комплекса региона [15].

Проведенная в исследованиях ранее систематизация профилей технологического уклада позволяет отнести тот или иной вид промышленности к определенному типу технологического уклада (табл. 6).

Структура экономики ресурсно-ориентированного региона в разрезе профилей технологических укладов (на примере Красноярского края) приведена в табл. 7.

Таблица 4

Показатели инновационного развития Красноярского края в период с 2008 по 2015 гг.

Наименование показателей	Год			
	2008	2011	2014	2015
Количество предприятий, занимающихся инновационной деятельностью, ед.	94	53	52	72
Затраты на исследования и разработки, связанные с нанотехнологиями, млн руб.	1013,5	1126,9	1167,0	146,3
Общие затраты на инновации, млн руб.	20105,5	20051,9	84808,9	60049,8
Объем отгруженных инновационных товаров, работ, услуг, млн руб.	11396,3	11694,6	49820,0	58836,9

Таблица 5

Производство инновационной продукции промышленными предприятиями Красноярского края в динамике с 2006 по 2015 гг., тыс. руб.

Объем инновационных товаров, работ, услуг организаций промышленного производства, осуществлявших технологические инновации										
	Год									
	2006	2007	2008	2009	2010	2011	2012	2013	2014	2015
Всего	9 317 203,8	12 411 825,9	8 779 204,9	1 674 689,1	1 972 752,7	6 526 403,5	7 423 284,4	3 223 373,9	20 296 481	21 964 399

Рис. 2. Динамика объемов производства инновационной продукции предприятиями Красноярского края, тыс. руб.

Таблица 6

Систематизация профилей технологического уклада

Профиль технологического уклада	Основные отрасли промышленности профилей технологических укладов
Первый	Пищевая, текстильная, кожевенная, деревообрабатывающая
Второй	Угольная промышленность, добыча и обогащение железных руд и строительные материалы
Третий	Целлюлозно-бумажная промышленность, тяжелое машиностроение, химическое производство органических соединений, металлургия в части производства стали и проката черных металлов
Четвертый	Добывающая промышленность в части добычи нефти и газа, добычи и обогащения цветных металлов, нефтепереработка, химическое производство синтетических полимерных материалов и органических соединений, производство резиновых и пластмассовых изделий, неметаллических минеральных продуктов, цветная металлургия, производство транспортных средств, энергетика

Окончание табл. 6

Профиль технологического уклада	Основные отрасли промышленности профилей технологических укладов
Пятый	Электронная промышленность, вычислительная техника, программное обеспечение, авиационная промышленность, телекоммуникации, информационные услуги
Шестой	Биотехнологии, основанные на достижениях молекулярной биологии и генной инженерии, нанотехнологии, системы искусственного интеллекта, глобальные информационные сети и интегрированные высокоскоростные транспортные системы

Таблица 7

Структура экономики Красноярского края в разрезе профилей технологических укладов в 2007–2015 гг.

Профиль технологического уклада	Год				
	2007	2010	2013	2014	2015
Всего, в том числе уклады:	100	100	100	100	100
первый	6,2	7,2	7,1	7,1	6,9
второй	2,7	4,5	5,5	5,6	5,5
третий	6,7	7,2	7,1	8,1	8,4
четвертый	83,6	80,2	79,3	78,1	77,8
пятый	0,8	0,9	1,0	1,2	1,4

Проведенные исследования свидетельствуют, что технологическое состояние значительной части отраслей экономики Красноярского края соответствует второму и четвертому технологическим укладам. Предприятия данных отраслей связаны в основном с добычей продукции угольной промышленности, добычей и первичной переработкой цветных металлов и нефтепереработкой [16].

В то время как для экономики развитых стран характерны пятый, шестой и седьмой технологические уклады, где развитие технологий, новых видов производств позволяет диверсифицировать экономику и повысить качество жизни населения, соответственно, улучшить и качество экономического пространства [17].

Тем не менее, производство определенных видов продуктов (услуг) становится столь крупномасштабным, что способно полностью удовлетворить потребности в них. При достижении уровня насыщения на первый план выходит проблема гибкости в обеспечении потребностей (их удовлетворения по мере возникновения, учет особенностей каждого из потребителей и т. п.). Это обусловливает как наличие резервных мощностей (для учета неравномерности потребления), так и расширение и изменение спектра производимых продуктов и услуг (для обеспечения индивидуализации в потреблении). Результатом насыщения потребностей становится замедление темпов роста объемных показателей в соответствующих отраслях и более высокие темпы обновления их продукции (услуг).

Кроме того, насыщение потребностей в ряде продуктов (услуг) приводит к изменению потребительских предпочтений в пользу новых продуктов и услуг. Их производство и потребление начинают расти более высокими темпами, чем у «традиционных» (ранее массово выпускавшихся) видов продуктов (услуг) [18].

Развитие пятого технологического уклада согласно Концепции долгосрочного социально-экономического развития РФ на период до 2020 года. В настоящее время сформировались высокотехнологичные сектора экономики (авиационная и ракетно-космическая промышленность, судостроение, радиоэлектронная промышленность, атомный энергопромышленный комплекс, энергетическое машиностроение, информационно-коммуникационные технологии), в которых Россия обладает серьезными конкурентными преимуществами или претендует на их создание в среднесрочной перспективе. На развитие этих секторов направлен ряд стратегий, долгосрочных федеральных государственных программ и комплекс мер, подкрепленных необходимыми финансовыми и организационными ресурсами.

Указанные сектора являются участниками жесткой глобальной конкуренции. Их модернизация невозможна без привлечения иностранных стратегических партнеров, иностранных технологий и компетенций, и в то же время в этих секторах Россия претендует на создание самостоятельных национальных компаний, которые могли бы играть активную роль не только на внутреннем, но и на внешнем рынке.

Рассмотрим развитие приоритетных отраслей промышленности, относящихся к пятому технологическому укладу, на примере авиационной промышленности, двигателестроения и ракетно-космической промышленности (табл. 8).

Для реализации данных приоритетных направлений и создания эффективной национальной инновационной системы со стороны государства, общества и бизнеса необходимо:

1. Повысить спрос на инновации со стороны большей части отраслей экономики, поскольку в настоящее время инновационная активность сконцентрирована в узком числе секторов.

2. Повысить эффективность сектора генерации знаний (фундаментальной и прикладной науки), так как происходит постепенная утрата созданных в предыдущие годы заделов, старение кадров, имеет место снижение уровня исследований, слабая интеграция в мировую науку и мировой рынок инноваций, и отсутствует ориентация на потребности экономики.

3. Преодолеть фрагментарность созданной инновационной инфраструктуры, поскольку многие ее элементы созданы, но не поддерживают инновационный процесс на протяжении всего процесса генерации, коммерциализации и внедрения инноваций.

Данные обстоятельства помогут сформировать национальную инновационную систему с учетом новых требований «экономики знаний» и в соответствии с профилем нового технологического уклада.

Таблица 8

Развитие приоритетных отраслей промышленности РФ, относящихся к пятому технологическому укладу, на примере авиационной промышленности, двигателестроения и РКП

Вид промышленности	Цель государственной политики	Приоритетное направление
Авиационная промышленность и двигателестроение	Создание высококонкурентной авиационной промышленности, возвращение ее на мировой рынок в качестве третьего производителя по объему гражданской продукции, достижение 10–15-процентного уровня мирового рынка продаж гражданской авиационной техники в 2020–2025 годах	*Первое направление* – создание ряда перспективной авиационной техники и двигателей, в том числе: – продвижение на рынок доработанных самолетов (Ту-204, Ту-214, Ил-96 и др.), обладающих повышенной конкурентоспособностью; – реализация проектов по созданию переходного продукта – региональных пассажирских самолетов SSJ-100 и модернизированного Ту-204СМ; – реализация прорывных проектов в гражданском авиастроении, в том числе в кооперации с иностранными фирмами, при сохранении за Россией функции системного интегратора; – реализация проекта «Истребитель пятого поколения», создание вертолетов нового поколения, перспективного учебно-тренировочного самолета и семейства беспилотных летательных аппаратов; – создание семейства военно-транспортных самолетов, отвечающих как нуждам обороны, так и потребностям коммерческой эксплуатации; – развертывание производства авиационной техники малой авиации, развитие которой связано с реализацией национальных проектов и освоением труднодоступных районов; – создание авиационных двигателей нового поколения для соответствующей техники, вертолетов и малой авиации, модернизация моделей выпускаемых двигателей в соответствии с требованиями по обеспечению конкурентоспособности авиационной техники; – создание научно-технического задела, формирование и развитие промышленных (критических и базовых) технологий, обеспечивающих создание и производство перспективной авиационной техники, соответствующей мировому уровню 2015–2020 годов *Второе направление:* – обновление авиапромышленного комплекса, в том числе развитие производственного, конструкторского и научно-исследовательского потенциала, развитие системы подготовки и переподготовки отраслевых кадров, увеличение объема научных исследований, увеличение количества создаваемых новых технологий и ускорение их внедрения, внедрение и развитие новых технологий проектирования и производства авиатехники, расширение применения композиционных материалов при производстве авиационной техники, создание опытных самолетов и двигателей (демонстраторов новых технологий), снижение трудоемкости серийно выпускаемой авиатехники в среднесрочной перспективе не менее чем в 1,3–1,6 раза. *Третье направление:* – поддержка продвижения российской авиатехники на рынки, в том числе развитие лизинга, распространение лизинга на поставки в рамках военно-технического сотрудничества, кредитование экспортных поставок и упрощение таможенного режима, организация политико-дипломатической поддержки, поддержка систем обеспечения жизненного цикла продукции, совершенствование нормативно-правовой базы с целью расширения участия в реализации перспективных авиационных проектов иностранных партнеров

Продолжение табл. 8

Вид промышленности	Цель государственной политики	Приоритетное направление
Ракетно-космическая промышленность	Создание экономически устойчивой, конкурентоспособной, диверсифицированной ракетно-космической промышленности, обеспечение гарантированного доступа и необходимого присутствия России в космическом пространстве. Объем промышленной продукции ракетно-космической промышленности увеличился в 2010 г. в 1,32 раза по сравнению с 2007 г., а в 2015 г. – в 1,8 раза. Доля присутствия продукции ракетно-космической продукции на мировом космическом рынке должно увеличиться с 8 до 15 %	*Первое направление* – создание космических комплексов и систем нового поколения с техническими характеристиками, обеспечивающими их высокую конкурентоспособность на мировом рынке, в том числе: – совершенствование существующих средств выведения и создание техники нового поколения (модернизация действующих ракет-носителей и разработка новых ракет-носителей и разгонных блоков, создание ракеты-носителя среднего класса для выведения пилотируемого космического корабля нового поколения), а также космических спутников с увеличенным сроком активного существования; – подготовка к реализации прорывных проектов в области космических технологий и исследования космического пространства *Второе направление* – завершение создания и развитие системы ГЛОНАСС, в том числе: – развертывание и поддержание устойчивости спутниковой группировки системы ГЛОНАСС, создание навигационных космических аппаратов нового поколения с длительным сроком активного существования (не менее 10 лет) и улучшенными тактико-техническими характеристиками; – модернизация наземного комплекса управления и обеспечение разработки и массового производства навигационного оборудования для пользователей, его продвижение на мировой рынок; – расширение международного сотрудничества в области спутниковой навигации, обеспечение совместимости и взаимодополняемости системы ГЛОНАСС с перспективными глобальными навигационными спутниковыми системами и их функциональными дополнениями *Третье направление* – развитие спутниковой группировки, в том числе: – создание группировки спутников связи, обеспечивающих рост использования всех видов связи – фиксированной, подвижной, персональной (на всей территории Российской Федерации); – создание группировки метеорологических и картографических спутников, способных передавать информацию в реальном масштабе времени *Четвертое направление* – расширение присутствия России на мировом космическом рынке, в том числе: – удержание лидирующих позиций на традиционных рынках космических услуг (коммерческие пуски – до 30 %); – расширение присутствия на рынке производства коммерческих космических аппаратов, расширение продвижения на внешние рынки отдельных компонентов ракетно-космической техники и соответствующих технологий; – выход на высокотехнологичные сектора мирового рынка (производство наземной аппаратуры спутниковой связи и навигации, дистанционное зондирование Земли); – создание системы и модернизация российского сегмента международной космической станции *Пятое направление* – проведение организационных преобразований в ракетно-космической промышленности 3–4 крупные российские ракетно-космические корпорации к 2020 г. будут полностью обеспечивать выпуск ракетно-космической техники для решения экономических задач, задач обороноспособности и безопасности страны *Шестое направление* – модернизация наземной космической инфраструктуры и технологического уровня ракетно-космической промышленности, в том числе: – техническое и технологическое перевооружение предприятий отрасли, внедрение новых технологий, оптимизация технологической структуры отрасли;

Окончание табл. 8

Вид промышленности	Цель государственной политики	Приоритетное направление
		– модернизация наземной инфраструктуры спутниковых систем связи; – развитие системы космодромов, оснащение новым оборудованием наземных средств управления, систем связи, экспериментальной и производственной базы ракетно-космической промышленности Технологическое перевооружение ракетно-космической промышленности позволит повысить производительность труда в 2,5–3,5 раза

Заключение. Проведенный анализ инновационного состояния экономики Красноярского края позволил систематизировать причины низкой инновационной активности в регионе, а также структурировать экономику региона в разрезе профилей технологических укладов. Основываясь на результатах анализа, можно сделать вывод о том, что технологическое состояние отраслей экономики Красноярского края различается по уровню технологического развития. Причем 5 и 6-й технологические уклады, отрасли которых динамично развиваются в развитых странах рыночной экономики, в Красноярском крае имеются, хотя и требуют проведения активной стимулирующей промышленной политики со стороны как федеральных, так и региональных властей. Для обеспечения конкурентоспособности экономики Красноярского края на национальном и мировом рынках, а также для обеспечения инновационного развития его экономики необходима трансформация структуры отраслей промышленного комплекса в пользу более высоких технологических укладов.

Библиографические ссылки

1. Официальный сайт министерства экономического развития РФ [Электронный ресурс]. URL: http://economy.gov.ru/minec/activity/sections/fcp/rasp_2008_N1662_red_08.08.2009. (дата обращения: 02.11.2016).
2. Коблов Е. Н. Курсом в 6-й технологический уклад [Электронный ресурс]. URL: http://nanonewsnet.ru/pressa/TransStrat_Trans_Econom_Balance_3_5_1.html (дата обращения: 05.11.2016).
3. Электронный словарь экономических терминов [Электронный ресурс]. URL: http://dic.academic.ru/dic.nsf/1405822 (дата обращения: 05.11.2016).
4. Назарова Е. А. Многоукладность экономики и технико-инновационный потенциал экономического развития России // Проблемы современной экономики. 2007. № 3. С. 69–72.
5. Глазьев С. Ю. Теория долгосрочного технико-экономического развития РФ [Электронный ресурс]. URL: http://www.twirpx.com/file/1240357/ (дата обращения: 06.11.2016).
6. Теория длинных волн Н. Д. Кондратьева [Электронный ресурс]. URL: http://www.economicportal.ru/ponyatiya-all/teoriya-dlinnyh-voln.html (дата обращения: 6.11.2016).
7. The Theory of Economic Development: An Inquiry into Profits, Capital, Credit, Interest, and the Business Cycle Joseph A. Schumpeter // Transaction Publ. 2011 г. New Brunswick, New Jersey.1983. 244 с.
8. Глазьев С. Ю. Стратегия антикризисного развития российской экономики в XXI веке // Экономика региона. 2012. № 2 С. 10–25.
9. Johnson S. Interface culture. How new technology transforms the way we create and communicate [Электронный ресурс]. URL: http://s3.amazonaws.com/lcp/cibercultura/myfiles/Steven-Johnson-Interface-culture-.pdf (дата обращения: 10.11.2016).
10. Ермакова Ж. А. Промышленная политика как ключевой фактор перевода экономики региона на высший технологический уклад // Экономика региона. 2005. № 3. С.128–141.
11. Концепция долгосрочного социально-экономического развития РФ на период до 2020 года : распоряжение Правительства Российской Федерации от 17 ноября 2008 г. № 1662-р (в ред. от 08.08.2009 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://economy.gov.ru/minec/activity/sections/fcp/rasp_2008_N1662_red_08.08.2009 (дата обращения: 10.11.2016).
12. Комплексная программа научно-технологического развития и технологической модернизации экономики РФ [Электронный ресурс]. URL: http://mon.gov.ru/work/nti/dok/str/ntr.pdf. (дата обращения: 11.11.2016).
13. Стратегия социально-экономического развития Красноярского края до 2030 года [Электронный ресурс]. URL: http://www.krskstate.ru/2030/plan (дата обращения: 11.11.2016).
14. Инновационный край – 2020 : стратегия инновационного развития Красноярского края на период до 2020 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.krskstate.ru/innovation_science/strategy (дата обращения: 11.11.2016).
15. Селиверстов В. Е. Региональная экономика и пространственное развитие: критические заметки // Регион: экономика и социология. 2014. № 4 (84). С. 234–246.
16. Аврамчикова Н. Т., Чувашова М. Н. Инструменты оценки технологического состояния отраслей экономики ресурсно-ориентированного региона // Вестник СибГАУ. 2014. № 1 (53). С. 186–189.
17. Демешев Б. Б., Тихонова А. С. Прогнозирование банкротства российских компаний: межотраслевое сравнение [Электронный ресурс]. URL: http:// library.hse.ru/eresources/HSE_economic_journal/articles/18_03_02.pdf (дата обращения: 12.11.2016).
18. Комков Н. И. Закономерности научно-технологического развития и их использование при прогнозировании // МИР (Модернизация. Инновации. Развитие). 2010. № 3. С. 72–91.

References

1. *Ofitsial'nyy sayt ministerstva ekonomicheskogo razvitiya RF* [The official website of the Ministry of Economic Development of the Russian Federation] (In Russ.). Available at: http://economy.gov.ru/minec/activity/sections/fcp/rasp_2008_N1662_red_08.08.2009. (accessed 2.11 2016).

2. Koblov E. N. *Kursom v 6-y tekhnologicheskiy uklad* [The course in the 6th technological way] (In Russ.). Available at: http://nanonewsnet.ru/pressa/TransStrat_Trans_Econom_Balance_3_5_1.html (accessed 5.11.2016).

3. *Elektronnyy slovar' ekonomicheskikh terminov* [Economic electronic dictionary of terms] (In Russ.). Available at: http://dic.academic.ru/dic.nsf/1405822 (accessed 5.11 5.11 2016).

4. Nazarova E. A. [The stratification of the economy and technical and an innovation potential of economic development of Russia]. *Problemy sovremennoy ekonomiki.* 2007, No. 3, P. 69–72 (In Russ).

5. Glaz'ev S. Yu. *Teoriya dolgosrochnogo tekhniko-ekonomicheskogo razvitiya RF* [The theory of long-term technical and economic development of the Russian Federation] (In Russ.). Available at: http://www.twirpx.com/file/1240357/ (accessed 6.11.2016).

6. *Teoriya dlinnykh voln N. D. Kondrat'eva* [The theory of long waves ND Kondratiev] (In Russ.). Available at: http://www.twirpx.com/file/1240357/ (accessed 6.11 2016).

7. Schumpeter J. A. The Theory of Economic Development: An Inquiry into Profits, Capital, Credit, Interest, and the Business Cycle. New Brunswick, Transaction Publ., 2011, 244 p.

8. Glazyev S. Uu. [Strategy anti-crisis development of the Russian economy in the XXI century]. *Ekonomika regiona.* 2012, No. 2, P. 10–25 (In Russ.).

9. Johnson S. Interface culture. How new technology transforms the way we create and communicate. Available at:http://s3.amazonaws.com/lcp/cibercultura/myfiles/Steven-Johnson-Interface-culture-.pdf (accessed 10.11.2016).

10. Ermakova J. A. [Industrial policy as a key factor in the transfer of the regional economy to a higher technological way]. *Ekonomika regiona*. 2005, No. 3, P. 128–141 (In Russ.).

11. *Rasporyazhenie Pravitel'stva Rossiyskoy Federatsii "Kontseptsiya dolgosrochnogo sotsial'no-ekonomicheskogo razvitiya RF na period do 2020 goda" ot 17 noyabrya 2008 g. N 1662-r (red. ot 08.08.2009*) [The disposal of the Russian Federation "The concept of long-term socio-economic development of the Russian Federation for the period till 2020" dated November 17, 2008 N 1662-r (by 08.08.2009)] (In Russ.). Available at: http://economy.gov.ru/minec/activity/sections/fcp/rasp_2008_N1662_red_08.08.2009 (accessed 10.11 2016).

12. *Kompleksnaya programma nauchno-tekhnologicheskogo razvitiya i tekhnologicheskoy modernizatsii ekonomiki RF* [The comprehensive program of scientific and technological development and technological modernization of the Russian economy] (In Russ.). Available at: http://mon.gov.ru/work/nti/dok/str/ntr.pdf. (accessed 11.11 2016).

13. *Strategiya sotsial'no-ekonomicheskogo razvitiya Krasnoyarskogo kraya do 2030 goda* [Strategy for Socio-Economic Development of the Krasnoyarsk Territory until 2030] (In Russ.). Available at: http://www.krskstate.ru/2030/plan (accessed 11.11 2016).

14. *Strategiya innovatsionnogo razvitiya Krasnoyarskogo kraya na period do 2020 goda "Innovatsionnyy kray – 2020"* [The innovative development of the Krasnoyarsk Region Strategy for the period up to 2020 "Innovation Region – 2020"] (In Russ.). Available at: http://www.krskstate.ru/innovation_science/strategy (accessed 11.11 2016).

15. Seliverstov V. E. [Regional economy and spatial development: critical notes]. *Region: ekonomika i sotsiologiya.* 2014, No. 4 (84), P. 234–246 (In Russ.).

16. Avramchikova N. T., Chuvashova M. N. [Estimating tools of the technological state of the economic branches in the region which focuses on resources]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 1 (53). P. 186–189 (In Russ.).

17. Demeshev B. B., Tikhonova A. S. *Prognozirovanie bankrotstva rossiyskikh kompaniy: mezhotraslevoe sravnenie* [Predicting bankruptcy of Russian companies: cross-sectoral comparison] (In Russ.). Available at: http://library.hse.ru/eresources/HSE_economic_journal/articles/18_03_02.pdf (accessed 12.11 2016).

18. Komkov N. I. [Patterns of scientific and technological development and their use in forecasting]. *MIR Modernizatsiya. Innovatsii. Razvitie.* 2010, No. 3. P. 72–91 (In Russ.).

© Чувашова М. Н., Аврамчикова Н. Т.,
Белякова Е. В., Смородинова Н. И., 2016

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Аврамчикова Надежда Тимофеевна – доктор экономических наук, доцент, профессор кафедры финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: avr-777@yandex.ru.

Акзигитов Рево Авхадиевич – заместитель декана по учебной работе, кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: akzigitov-r@mail.ru.

Антонова Ирина Сергеевна – кандидат экономических наук, доцент кафедры менеджмента, Национальный исследовательский Томский политехнический университет. E-mail: antonovais@tpu.ru.

Апасов Владимир Иванович – аспирант кафедры промышленной электроники, Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники; инженер-конструктор, АО «НПЦ «Полюс». E-mail: vovaap@mail.ru.

Астапенко Елена Васильевна – кандидат педагогических наук, доцент, заведующий заочным отделением института непрерывного образования, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: astapenko@sibsau.ru.

Бабкин Александр Владимирович – начальник отдела связующих материалов и ПКМ, младший научный сотрудник, Институт новых углеродных материалов и технологий, Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова. E-mail: ababkin@inumit.ru, 8-926-271-71-90.

Баранов Михаил Евгеньевич – кандидат биологических наук, доцент факультета военного обучения; Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: me_baranov@mail.ru, 8-908-216-94-77.

Бахмарева Наталья Владимировна – кандидат экономических наук, доцент кафедры бухгалтерского учета, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: bahmareav@mail.ru.

Белов Дмитрий Александрович – кандидат химических наук, научный сотрудник, старший научный сотрудник, Институт новых углеродных материалов и технологий, Московский государственный университет имени М. В. Ломоносова. E-mail: studd_belov@list.ru.

Белов Олег Александрович – начальник отдела, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: boa@iss-reshetnev.ru.

Белякова Елена Владимировна – доктор экономических наук, доцент, заведующий кафедрой логистики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ev_belyakova@rambler.ru.

Бердникова Наталья Андреевна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева; инженер-конструктор 2 категории, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: Berdnikova-nataly@mail.ru.

Васильев Евгений Николаевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН», Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: ven@icm.krasn.ru.

Виноградов Константин Николаевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: V1nogradov-KN@yandex.ru.

Владимиров Валерий Михайлович – доктор технических наук, профессор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Тел. 8 (391) 249-44-94.

Вогоровский Родион Вячеславович – аспирант, Сибирский федеральный университет. E-mail: rvogorovskiy@gmail.com.

Воробьев Алексей Геннадиевич – кандидат технических наук, доцент, кафедра ракетных двигателей, факультет двигателей летательных аппаратов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: formula1_av@mail.ru.

Воробьева Светлана Сергеевна – старший преподаватель, кафедра ракетных двигателей, факультет двигателей летательных аппаратов, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: kinder-svetiks@yandex.ru.

Герасимова Валерия Евгеньевна – старший преподаватель кафедры финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: I-ejik @yandex.ru.

Герасимова Людмила Анатольевна – кандидат биологических наук, доцент, доцент кафедры инженерной экологии, факультет машиноведения и мехатроники, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Lyu-Gerasimova@yandex.ru.

Гирн Алексей Васильевич – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: girn007@gmail.com.

Гончаров Александр Евгеньевич – кандидат исторических наук, доцент кафедры иностранного языка для технических специальностей, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени М. Ф. Решетнева. E-mail: comrade1937@yandex.ru.

Границкий Лев Васильевич – кандидат физико-математических наук, профессор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Тел. 8 (913) 581-19-10.

Грузенко Евгений Андреевич – младший научный сотрудник, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН», Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: gruzenko@gmail.com.

Деревянко Валерий Александрович – кандидат физико-математических наук, доцент, руководитель научно-исследовательской группы «Тепловые системы космических аппаратов», федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН», Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: dv@icm.krasn.ru.

Докучаев Владислав Николаевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vladdoka@mail.ru.

Ереско Сергей Павлович – доктор технических наук, профессор, заслуженный изобретатель Российской Федерации, член-корреспондент Академии наук высшей школы Российской Федерации, профессор кафедры основ конструирования машин, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: eresko07@mail.ru.

Ереско Татьяна Трофимовна – доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой основ конструирования машин, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail:ereskottt@mail.ru.

Ермолаев Владимир Иванович – профессор, доктор технических наук, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова. E-mail: ermvi@ya.ru.

Ерыгина Лилия Викторовна – доктор экономических наук, профессор, декан инженерно-экономического факультета, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: erygina@sibsau.ru.

Захаров Сергей Александрович – руководитель проекта, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». E-mail: szaharov@iss-reshetnev.ru.

Золотарева Галина Ивановна – кандидат экономических наук, доцент, заведующий кафедрой бухгалтерского учета, Сибирский государственный аэрокосмический университет. E-mail: astra07@inbox.ru.

Иванов Александр Иванович – доктор технических наук, доцент, начальник лаборатории биометрических и нейросетевых технологий, АО «Пензенский научно-исследовательский электротехнический институт». E-mail: ivan@pniei.penza.ru.

Иванов Владимир Васильевич – кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, АО «ИСС». E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Иванов Илья Андреевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ilyaiv92@gmail.com.

Исаева Ольга Сергеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН», Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: isaeva@icm.krasn.ru.

Казаковцев Лев Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: levk@bk.ru.

Карелин Николай Михайлович – старший преподаватель кафедры истории и гуманитарных наук, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени М. Ф. Решетнева. E-mail: karelinnm84@mail.ru.

Крушенко Генрих Гаврилович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Кукушкин Евгений Владимирович – аспирант кафедры основ конструирования машин, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: ironjeck@mail.ru.

Кукушкин Иван Владимирович – аспирант кафедры двигателей летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ivan246890@yandex.ru.

Курносов Антон Сергеевич – аспирант, Институт инженерной физики и радиоэлектроники, Сибирский федеральный университет. E-mail: kurnosov89@gmail.com.

Лапухин Евгений Геннадьевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lapukhineg@sibsau.ru.

Левшина Виолетта Витальевна – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой управления качеством и математических методов экономики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vlevshina11@mail.ru.

Лосева Елена Давидовна – аспирант, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный аэрокосмический университете имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rabota_lena_19@mail.ru.

Максимов Игорь Александрович – доктор технических наук, начальник отдела, АО «ИСС». E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Малыгина Елена Александровна – кандидат технических наук, младший научный сотрудник межотраслевой лаборатории тестирования биометрических устройств и технологий, Пензенский государственный университет. E-mail: mal890@yandex.ru.

Манакова Ирина Александровна – кандидат экономических наук, доцент кафедры управления качеством и математических методов экономики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: manakova_ira@mail.ru.

Масич Игорь Сергеевич – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: i-masich@yandex.ru.

Маслов Евгений Петрович – заместитель начальника цеха, АО «ИСС». E-mail: e-p-maslov@iss-reshetnev.ru.

Медников Дмитрий Михайлович – преподаватель кафедры иностранного языка для технических специальностей, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени М. Ф. Решетнева. E-mail: narattein@mail.ru.

Меновщиков Владимир Александрович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры основ конструирования машин, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: menovchikovva@ mail.ru.

Михалев Денис Николаевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: webstud@list.ru.

Михеев Анатолий Егорович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: michla@mail.ru.

Надараиа Цезари Георгиевич – кандидат технических наук, главный инженер, ООО «Конструирование, внедрение образцов новой техники». E-mail: svoy_2010@list.ru.

Насыров Ильнар Рафинатович – аспирант кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени М. Ф. Решетнева. E-mail: nasirov@sibsau.ru.

Новиков Юрий Александрович – инженер-конструктор, Конструкторское бюро «Арсенал». E-mail: geo4ever@ya.ru.

Ноженкова Людмила Федоровна – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом прикладной информатики, федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр СО РАН», Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: expert@icm.krasn.ru

Орлов Виктор Иванович – кандидат технических наук, докторант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ttc@krasmail.ru.

Орлова Карина Владимировна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: karina13-ok@mail.ru.

Перфилов Константин Александрович – аспирант, Пензенский государственный университет. E-mail: perfilov58@gmail.com.

Поляков Мирослав Вадимович – аспирант, Национальный исследовательский Томский политехнический университет; инженер-конструктор 2 категории, АО «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: info@polus-tomsk.ru

Раводина Дарья Владимировна – магистрант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Dashaorlova12@yandex.ru.

Раскина Анастасия Владимировна – аспирант, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: raskina.1012@yandex.ru.

Ремизов Игорь Анатольевич – кандидат физико-математических наук, доцент Красноярский государственный медицинский университет имени профессора В. Ф. Войно-Ясенецкого. E-mail: 2remizov@mail.ru.

Савчик Елена Николаевна – кандидат экономических наук, доцент кафедры управления качеством и математических методов экономики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: savchik_elena@mail.ru.

Сергиенко Роман Борисович – доктор естественных наук, старший исследователь научной группы диалоговых систем Ульмского университета, г. Ульм, Германия. E-mail: roman.sergienko@uni-ulm.de.

Сиденко Наталья Александровна – магистрант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева.

Ситников Максим Николаевич – кандидат физико-математических наук, старший преподаватель кафедры физики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kineru@mail.ru.

Смородинова Наталья Ивановна – кандидат экономических наук, доцент, доцент кафедры финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: smr439@yandex.ru.

Сопов Евгений Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

Титов Николай Александрович – студент, кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nikolaytitov24@mail.ru.

Тихомиров Роман Евгеньевич – инженер 1 категории, АО «ИСС». E-mail: tikhroman@iss-reshetnev.com.

Трофимчук Денис Александрович – начальник группы, АО «ИСС». E-mail: maximov@iss-reshetnev.ru.

Трушин Максим Александрович – студент, кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: dk-max@mail.ru.

Трушкина Татьяна Владимировна – кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры летательных аппаратов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: Tatyana.si@mail.ru.

Тюрин Сергей Феофентович – заслуженный изобретатель Российской Федерации, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автоматики и телемеханики, Пермский национальный исследовательский политехнический университет. E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru.

Фадеев Александр Александрович – кандидат технических наук, доцент, заместитель директора, Институт машиноведения и мехатроники, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: fadeev.77@mail.ru

Фатеев Юрий Леонидович – доктор технических наук, профессор военной кафедры, Военно-инженерный институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: fateev_yury@inbox.ru.

Харьков Антон Михайлович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Хахленкова Анна Александровна – аспирант, младший научный сотрудник, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: SparkleA@yandex.ru.

Хижняк Сергей Витальевич – доктор биологических наук, доцент, профессор кафедры экологии и естествознания, Красноярский государственный аграрный университет. E-mail: Khizhnyak @yandex.ru.

Хоменко Игорь Иванович – инженер, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: khomenko.igor.iv@gmail.com.

Чеблакова Елена Анатольевна – аспирант кафедры систем автоматики, автоматизированного управления и проектирования, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: xhelen_86@mail.ru.

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru.

Ченцов Сергей Васильевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой систем автоматики, автоматизированного управления и проектирования, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: svchen@mail.ru.

Чувашова Мария Николаевна – инженер, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: chuvashova@sibsau.ru.

Шемелев Евгений Дмитриевич – студент кафедры ПНК, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева, E-mail: shemelev_zhenya_@mail.ru.

Шестаков Иван Яковлевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры электронной техники и телекоммуникаций, Институт информатики и вычислительной техники, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Юрковец Николай Владимирович – кандидат технических наук, доцент, кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail:yu.n.v52@mail.ru.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Akzigitov Revo Avkhadievich – deputy dean for study and educational work, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: akzigitov-r@mail.ru

Antonova Irina Sergeevna – Cand. Sc., docent, Department of Management, National Research Tomsk Polytechnic University. E-mail: antonovais@tpu.ru

Apasov Vladimir Ivanovich – postgraduate student, Department of Industrial electronics, Tomsk State University of Control Systems and Radio Electronics; engineer-designer of JSC "Scientific and Industrial Centre "Polyus"'. E-mail: vovaap@mail.ru.

Astapenko Elena Vasilyevna – Cand. Sc., docent, head of the part-time education department of the Institute of Life-Long Learning, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: astapenko@sibsau.ru.

Avramchikova Nadezhda Timofeevna – Dr. Sc., docent, professor of Department of Finance and credit, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: avr-777@yandex.ru.

Babkin Alexander Vladimirovich – head of Department of Composite materials, research fellow, Institute of New Carbon Materials and Technologies, Lomonosov Moscow State University. E-mail: ababkin@inumit.ru.

Bahmareva Natala Vladimirovna – Cand. Sc., docent, Department of Accounting, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: bahmareav@mail.ru.

Baranov Mikhail Evgen'evich – Cand. Sc., docent, faculty of Military training, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: me_baranov@mail.ru.

Belov Dmitriy Aleksandrovich – Cand. Sc., research fellow, senior research fellow, Institute of New Carbon Materials and Technologies, Lomonosov Moscow State University. E-mail: studd_belov@list.ru.

Belov Oleg Aleksandrovich – head of department, JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: boa@iss-reshetnev.ru.

Belyakova Elena Vladimirovna – Dr. Sc., docent, head of Department of Logistics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ev_belyakova@rambler.ru.

Berdnikova Natalya Andreevna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University; development engineer of the 2nd category, JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: Berdnikova-nataly@mail.ru.

Cheblakova Elena Anatol'evna – postgraduate student, Department of Systems for automatics, computer-aided control and design, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: xhelen_86@mail.ru.

Chebotarev Viktor Evdokimovich – Dr. Sc., professor, leading design engineer of JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru.

Chentsov Sergey Vasil'evich – Dr. Sc., professor, head of Department of Systems for automatics, computer-cided control and design, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: svchen@mail.ru.

Chuvashova Maria Nikolaevna – engineer, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: chuvashova@sibsau.ru.

Derevyanko Valerii Aleksandrovich – Cand. Sc., docent, Head of the research group "Spacecraft Heat Systems", Federal research center "Krasnoyarsk Science Centre SB RAS", Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: dv@icm.krasn.ru.

Dokuchaev Vladislav Nikolaevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: vladdoka@mail.ru.

Eresko Sergei Pavlovich – Dr. Sc., professor, Honored inventor of the Russian Federation, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: eresko07@mail.ru.

Eresko Tatiana Trofimovna – Dr. Sc., docent, head of Department of Fundamentals of designing machines, Institute of Mechanical Engineering and Mechatronics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ereskottt@mail.ru.

Ermolaev Vladimir Ivanovich – Dr. Sc., professor, Baltic State Technical University "VOENMEKH" named after D. F. Ustinov. E-mail: ermvi@ya.ru.

Erygina Liliya Viktorovna – Dr. Sc., professor, Dean of faculty of Engineer and Economics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: erygina@sibsau.ru.

Fadeev Aleksandr Aleksandrovich – Cand. Sc., docent, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: fadeev.77@mail.ru.

Fateev Yuri Leonidovich – Dr. Sc., professor, Department of Military, Engineering Institute, Siberian Federal University. E-mail: fateev_yury@inbox.ru.

Gerasimova Ludmila Anatol'evna – Cand. Sc., docent, docent of Department of Environmental engineering, faculty of Mechanical engineering and mechatronics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: Lyu-Gerasimova@yandex.ru.

Gerasimova Valeria Evgen'evna – senior teacher, Department of Finance and credit, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: I-ejik @yandex.ru.

Girn Aleksei Vasilyevich – Cand. Sc., docent, docent of Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: girn007@gmail.com.

Goncharov Alexander Evgen'evich – Cand. Sc., docent, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: comrade1937@yandex.ru.

Granitskiy Lev Vasilevich – Cand. Sc., professor, Reshetnev Siberian State Aerospace University.

Gruzenko Evgeny Andreevich – junior researcher, Federal research center "Krasnoyarsk Science Centre SB RAS", Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: gruzenko@gmail.com.

Isaeva Olga Sergeevna – Cand. Sc., senior researcher, Federal research center "Krasnoyarsk Science Centre SB RAS", Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: isaeva@icm.krasn.ru.

Ivanov Alexander Ivanovich – Dr. Sc., docent, head of Biometric and neuronal nets technology laboratory, JSC "Penza Scientific Research Electrotechnical Institute". E-mail: ivan@pniei.penza.ru.

Ivanov Ilia Andreievich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ilyaiv92@gmail.com.

Ivanov Vladimir Vasil'evich – Cand. Sc., vice head of department, JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: ivanov@iss-reshetnev.ru.

Karelin Nikolai Mikhaylovich – senior teacher, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: karelinnm84@mail.ru.

Kazakovtsev Lev Aleksandrovich – Cand. Sc., docent, Department of System analysis and operations research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: levk@bk.ru.

Khakhlenkova Anna Aleksandrovna – postgraduate student, research assistant, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail SparkleA@yandex.ru.

Kharkov Anton Mikhailovich – Cand. Sc., docent of Department of Physics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: khark.anton@mail.ru.

Khizhnyak Sergei Vital'evich – Dr. Sc., docent, professor of Department of Ecology and natural sciences, Krasnoyarsk State Agrarian University. E-mail: Khizhnyak @yandex.ru.

Khomenko Igor Ivanovich – engineer, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: khomenko.igor.iv@gmail.com.

Krushenko Genry Gavrilovich – Dr. Sc., professor, Chief research officer, Institute of Computational Modeling, SB RAS. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Kukushkin Evgeniy Vladimirovich – postgraduate student, Department of Fundamentals of designing machines, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ironjeck@mail.ru.

Kukushkin Ivan Vladimirovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ivan246890@yandex.ru

Kurnosov Anton Sergeevich – postgraduate student, Institute of Engineering Physics and Radioelectronics, Siberian Federal University. E-mail: kurnosov89@gmail.com.

Lapuhin Evgeniy Gennadevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: lapukhineg@sibsau.ru.

Levshina Violetta Vitaljevna – Dr. Sc., professor, head of Department of Quality management and mathematical methods of economics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: vlevshina11@mail.ru.

Loseva Elena Davidovna – postgraduate student, Institute of Informatics and Telecommunications, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: rabota_lena_19@mail.ru.

Malygina Elena Aleksandrovna – Cand. Sc., junior researcher, Interdisciplinary laboratory testing of biometric devices and technologies, Penza State University. E-mail: mal890@yandex.ru.

Manakova Irina Aleksandrovna – Cand. Sc., docent of Department of Quality management and mathematical methods of economics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: manakova_ira@mail.ru.

Masich Igor' Sergeevich – Cand. Sc., docent, Department of System analysis and operations research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: i-masich@yandex.ru.

Maslov Eugene Petrovich – vice head of department, JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: e-p-maslov@iss-reshetnev.ru.

Maximov Igor Aleskandrovich – Dr. Sc., head of department, JSC "Information satellite system" named after academician M. F. Reshetnev". E-mail: mia@iss-reshetnev.ru.

Mednikov Dmitriy Mikhaylovich – teacher, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: narattein@mail.ru.

Menovchikov Vladimir Alexandrovich – Dr. Sc., professor, Faculty of Mechanical Engineering and Mechatronics, Department of Fundamentals of designing machines, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: menovchikovva@mail. sibsau.ru.

Miheev Anatolii Egorovich – Dr. Sc., professor, head of Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: michla@mail.ru.

Mikhalev Denis Nikolaevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: webstud@list.ru.

Nadaraia Zcesari Georgievich – Cand. Sc., general constructor, LLC “Design, implementation of new equipment”. E-mail: svoy_2010@list.ru.

Nasyrov Il’nar Rafinatovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: nasirov@sibsau.ru.

Novikov Yuri Aleksandrovich – design engineer, design bureau “Arsenal”. E-mail: Geo4ever@ya.ru.

Nozhenkova Ludmila Fedorovna – Dr. Sc., professor, head of Department of Applied informatics, Federal Research Center “Krasnoyarsk Science Center SB RAS”, Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: expert@icm.krasn.ru.

Orlov Viktor Ivanovich – Cand. Sc., doctoral student, Department of System analysis and operations research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ttc@krasmail.ru.

Orlova Karina Vladimirovna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: karina13-ok@mail.ru.

Perfilov Konstantin Aleksandrovich – postgraduate student, Penza State University. E-mail: perfilov58@gmail.com.

Polyakov Miroslav Vadimovich – postgraduate student, National Research Tomsk Polytechnic University; design engineer of the 2nd category, JSC “Scientific and Industrial Centre “Polyus”. E-mail: info@polus-tomsk.ru.

Ravodina Daria Vladimirovna – Master’s degree student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: Dashaorlova12@yandex.ru.

Remizov Igor Anatolievich – Cand. Sc., docent, Krasnoyarsk State Medical University named after prof. V. F. Voino-Yasenetsky. E-mail: 2remizov@mail.ru.

Ruskina Anastasia Vladimirovna – postgraduate student, Institute of Space and Information Technologies, Siberian Federal University. E-mail: raskina.1012@yandex.ru.

Savchik Elena Nikolaevna – Cand. Sc., docent of Department of Quality management and mathematical methods of economics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: savchik_elena@mail.ru.

Sergienko Roman Borisovich – Dr. Sc., senior researcher at the research group of dialogue systems, University of Ulm, Germany. E-mail: roman.sergienko@uni-ulm.de.

Shemelev Evgeny Dmitrievich – student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: shemelev_zhenya_@mail.ru.

Shestakov Ivan Yakovlevich – Dr. Sc., professor, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Sidenko Natalia Alexandrovna – Master’s degree student, Reshetnev Siberian State Aerospace University.

Sitnikov Maxim Nikolaevich – Cand. Sc., senior teacher, Department of Physics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: kineru@mail.ru.

Smorodinova Natalya Ivanovna – Cand. Sc., docent, docent of Department of Finance and credit, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: smr439@yandex.ru.

Sopov Evgenii Alexandrovich – Cand. Sc., docent, docent of Department of System analysis and operations research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: evgenysopov@gmail.com.

Tikhomirov Roman Evgen’evich – 1st category engineer, JSC “Information satellite system” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: tikhroman@iss-reshetnev.com

Titov Nikolay Aleksandrovich – student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: nikolaytitov24@mail.ru.

Trofimchuk Denis Aleksandrovich – head of group, JSC “Information satellite system” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: maximov@iss-reshetnev.ru.

Trushin Maxim Alexandrovich – student, Reshetnev Siberian State Aerospace University, chair of the PNK. E-mail: dk-max@mail.ru.

Trushkina Tatiana Vladimirovna – Cand. Sc., senior teacher, Department of Flying vehicles, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: Tatyana.si@mail.ru.

Tyurin Sergey Feofentovich – Honored inventor of the Russian Federation, Dr. Sc., professor, professor of Department of Automation and telemechanics, Perm National Research Polytechnic University. E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru.

Vasilyev Evgenii Nikolaevich – Cand. Sc., senior researcher, Federal research center “Krasnoyarsk Science Centre SB RAS”, Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: ven@icm.krasn.ru.

Vinogradov Konstantin Nikolaevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: V1nogradov-KN@yandex.ru.

Vladimirov Valeriy Mihaylovich – Dr. Sc., professor, Reshetnev Siberian State Aerospace University.

Vogorovskiy Rodion Vyacheslavovich – postgraduate student, Siberian Federal University. E-mail: vogorovskiy@icm.krasn.ru.

Vorobyev Alexey Gennadievich – Cand. Sc., docent, Department of Rocket engines, faculty of Aircraft engine, Moscow Aviation Institute. E-mail: formula1_av@mail.ru.

Vorobyeva Svetlana Sergeevna – senior teacher, Department of Rocket engines, faculty of Aircraft engine, Moscow Aviation Institute. E-mail: kinder-svetiks@yandex.ru.

Yurkovets Nikolay Vladimirovich – Cand. Sc., docent, Department of Technical operation of aviation electrical systems and flight and navigation complexes, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: yu.n.v52@mail.ru.

Zakharov Sergey Alexandrovich – project manager, JSC “Information satellite system” named after academician M. F. Reshetnev”. E-mail: is szaharov@iss-reshetnev.ru.

Zolotareva Galina Ivanovna – Cand. Sc., docent, head of Department of Accounting, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: astra07@inbox.ru.