ВЕСТНИК

Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева

Том 18, № 1

Красноярск 2017

ВЕСТНИК

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

Том 18, № 1

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, 2017

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

Vestnik SibSAU. Aerospace technologies and control systems

Vol. 18, No 1

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, 2017

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., выдано Федеральной службой по надзору за соблюдением законодательства в сфере массовых коммуникаций и охране культурного наследия». 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 20.01.2017. Формат 70×108/16.
Бумага офсетная. Печать плоская. Усл. печ. л. 30,7.
Уч.-изд. л. 38,6. Тираж 1000 экз. Заказ 87/257. С 83/17.
Редакционно-издательский отдел Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.
Отпечатано в отделе копировально-множительной техники Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та.
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск,
просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31.
Дата выхода в свет: 31.03.2017. Свободная цена

Editor O. A. Plekhova, *Editor* (*English Language*) S. G. Efa
Layout original O. V. Bulatnikova
Signed (for printing): 20.01.2017. Format 70×108/16.
Offset Paper. Print flat. 30,7. Published sheets 38,6.
1000 copies. Order 87/257. C 83/17.
Printing and Publication Department
Reshetnev Siberian State Aerospace University.
Printed in the Department of copying and duplicating equipment Reshetnev Siberian State Aerospace University.
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk,
660037, Russian Federation.
Date of publication: 31.03.2017. Free price

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 1. МАТЕМАТИКА. МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

Акарачкин С. А., Ермаков Д. В. Применение аддитивной технологии при изготовлении каркаса статора электродвигателя-маховика 10

Вайнштейн И. И., Федотова И. М., Вайнштейн Ю. В., Цибульский Г. М. Функция восстановления и оптимизация стратегий эксплуатации технических систем при наработках, распределенных как смесь распределений 15

Василенко И. В., Иванилова Т. Н., Семенов В. А. Программная модификация и реализация приложения Moodle Mobile 25

Гришечкина М. Г., Щепин А. Н., Иптышев А. А., Смирнов А. П. Применение критериев динамического качества для оценки работоспособности зубчатых передач 33

Деев П. О., Синьковский Ф. К. Определение основной частоты колебаний трехслойной панели корпуса космического аппарата 40

Иванов В. А., Еркаев Н. В. Нестационарные колебания ролика, контактирующего с твердой поверхностью, при наличии смазочного слоя 50

Ковалев И. В., Лосев В. В., Сарамуд М. В., Ковалев Д. И., Петросян М. О. К вопросу реализации мультиверсионной среды исполнения бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов средствами операционной системы реального времени 58

Музалевский К. В., Ященко А. С., Бобров П. П. Экспериментальное и теоретическое исследование угловых и поляриметрических особенностей радиотеплового излучения почвенного покрова в ходе естественных циклов промерзания и оттаивания на частоте 1,4 ГГц 62

Орлов В. И., Сташков Д. В., Казаковцев Л. А., Насыров И. Р., Антамошкин А. Н. Выявление однородных партий изделий космической радиоэлектроники на основе разделения смеси сферических гауссовых распределений 69

Петров М. Н., Абенова Ж. С., Набиев Н. К. Исследование экспериментального прототипа системы интегрированной среды информационного взаимодействия 78

Сафонов К. В., Юшков А. С., Лыткина Л. И. Математическая модель формирования цены на нефть с учетом фактора сланцевой нефти 88

Сенашов В. И. Оценка количества 12-апериодических слов 93

Тимофеев Г. С. Аппаратная реализация кодирования информации систематическими полярными кодами 97

Треногин Н. Г., Петров М. Н., Соколов Д. Е. Свойства фрактального трафика при прохождении системы массового обслуживания с очередью 105

РАЗДЕЛ 2. АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Балабан Е. И., Бунаков П. Ю., Гальченко А. В., Тегин В. А. Статистический анализ взаимосвязи конструктивных характеристик самолетов 112

Варфоломеев В. С. Влияние формы зоны обзора на эффективность обзора Земли космическим аппаратом радиолокационного наблюдения 118

Зимин В. Н., Смердов А. А. Проектирование композитных соединительных узлов в задачах оптимизации многосекционных композитных космических ферменных конструкций 123

Ковалев И. В., Баданина Ю. О. Программная поддержка испытаний крупногабаритных трансформируемых антенн и оценка параметров функционирования системы компенсации весовой составляющей 132

Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Копылов Е. А., Балакирев Р. В., Федченко А. С. О статической точности одного класса зарядно-разрядных устройств для электрических испытаний литий-ионных аккумуляторов большой емкости 140

Смирнов В. А., Смирнов Д. В. Разработка концептуальной модели системы поддержки принятия решений для приемочного контроля бортовой аппаратуры 149

Тестоедов Н. А., Двирный В. В., Крушенко Г. Г., Двирный Г. В. Эволюция проекта «Морской старт» космических аппаратов 160

Тюрин С. Ф. Мажоритирование на основе тристабильных буферов для аэрокосмических вычислительных комплексов 168

Цируль Д. Г., Ермолаев В. И. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли 176

РАЗДЕЛ 3. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

Антонец И. В., Борсоев В. А., Кацура А. В., Степанов С. М. Статические характеристики систем силоизмерительных устройств на основе кольцевых упругих чувствительных элементов переменного сечения 188

Владимиров В. М., Границкий Л. В., Лапухин Е. Г. Оптическая составляющая спутникового лазерного дальномера для многоцветной дальнометрии 195

Носков Ф. М., Квеглис Л. И., Мали В. И., Лесков М. Б., Захарова Е. В. Исследование неравновесных фаз, образующихся при сварке взрывом титана и алюминия 205

Носков Ф. М., Нявро А. В., Черепанов В. Н., Дроздова А. К., Квеглис Л. И. Магнитные свойства в пластически деформированном никель-титановом сплаве 211

Сафонов П. Е., Левакова Н. М. Разработка структур и технологии изготовления термостойких радиоотражающих тканей для космических антенн 219

Шестаков И. Я., Ворошилова М. В., Ворошилов Д. С. Возможности применения электрохимической размерной обработки вращающимся катодом-инструментом для деталей летательных аппаратов 227

РАЗДЕЛ 4. ЭКОНОМИКА

Аврамчикова Н. Т., Еремеев Д. В., Чистякова Н. О. Современная система управления проектами кластера инновационных технологий ЗАТО г. Железногорск 234

Силкина А. В., Ерыгина Л. В. Современное состояние и тенденции развития предприятий оборонно-промышленного комплекса 243

Турчихина Г. С., Себекина Т. И., Лысенко А. Н. Совершенствование оплаты труда на предприятиях оборонно-промышленного комплекса на основе грейдирования 250

Сведения об авторах 258

CONTENTS

PART 1. MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

Akarachkin S. A., Ermakov D. V. Application of additive technology to produce the framework of an electrical drive-flywheel 10
Vainshtein I. I., Fedotova I. M., Vainshtein Yu. V., Tsibul'skii G. M. Recovery function and optimization strategies of exploitation of technical systems which operation time distribution is a mixture of distributions 15
Vasilenko I. V., Ivanilova T. N., Semenov V. A. Software modification and implementation of Moodle Mobile applications 25
Grishechkina M. G., Shhepin A. N., Iptyshev A. A., Smirnov A. P. Criteria application for evaluation of quality of dynamic performance gear 33
Deev P. O., Sinkovskiy F. K. Determination of the fundamental frequency of a sandwich panel as constructional part of spacecraft body 40
Ivanov V. A., Erkaev N. V. Nonsteady oscillations of the roller contacting with rigid surface with lubrication layer 50
Kovalev I. V., Losev V. V., Saramud M. V., Kovalev D. I., Petrosyan M. O. To the question of implementation of multi-version execution environment software of onboard autonomous pilotless objects by means of real-time operating system 58
Muzalevskiy K. V., Yashenko A. S., Bobrov P. P. Experimental and theoretical study of multi-angular, polarimetric brightness temperature observation during thaw and frozen soil condition at frequency of 1.4 GHz 62
Orlov V. I., Stashkov D. V., Kazakovtsev L. A., Nasyrov I. R., Antamoshkin A. N. Detection of homegeneous production batches of space electronic components based on separation of a mixture of spherical Gaussian distributions 69
Petrov M. N., Abenova Zh. S., Nabiyev N. K. Research of experimental prototype system of an integrated environment of information cooperation 78
Safonov K. V., Yushkov A. S., Lytkina L. I. Mathematical model of oil price forming adjusted for tight oil factor 88
Senashov V. I. Estimating the number of 12-aperiodic words 93
Timofeev G. S. Hardware implementation of systematic polar encoding 97
Trenogin N. G., Petrov M. N., Sokolov D. E. Properties of fractal traffic on the output of a queuing system 105

PART 2. AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

Balaban E. I., Bunakov P. Yu., Gal'chenko A. V., Tegin V. A. Statistical analysis of the relationship of constructive characteristics of aircrafts 112
Varfolomeev V. S. Influence of the shape of the footprint on the efficiency of the Earth observation by the spacecraft of radar work 118
Zimin V. N., Smerdov A. A. Researching of problems of optimum design of composite space truss structures 123
Kovalev I. V., Badanina J. O. Software support for testing of large spacecraft reflector and evaluation of the operation parameters of component weight compensation system 132
Mizrah E. A., Lobanov D. K., Kopylov E. A., Balakirev R. V., Fedchenko A. S. On the static accuracy of charge-discharge units of one class intended for electrical tests of high capacity Li-ion batteries 140
Smirnov V. A., Smirnov D. V. Development of a conceptual model of the system of decision support for acceptance control of onboard equipment 149
Testoedov N. A., Dvirnyi V. V., Krushenko G. G., Dvirnyi G. V. The evolution of the project "Sea launch" of spacecraft 160
Tyurin S. F. Modeling fault tolerant element for aerospace computer complexes 168
Tsirul D. G., Ermolaev V. I. The dual-mode method for monitoring the Earth's surface and the analysis of possible usage in the operation of spacecraft Earth remote sensing 176

PART 3. TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIAL SCIENCE

Antonets I. V., Borsoev V. A., Katsura A. V., Stepanov S. M. Static data of strength measuring systems device based on the annular elastic sensitive elements of variable section 188
Vladimirov V. M., Granitskiy L. V., Lapukhin E. G. Optical component of a satellite laser ranger for multi-color range finding 195

Noskov F. M., Kveglis L. I., Mali V. I., Leskov M. B., Zakharova E. V.
Studies of nonequilibrium phases formed at explosion welding of titanium and aluminum 205
Noskov F. M., Nyavro A. V., Cherepanov V. N., Drozdova A. K., Kveglis L. I.
Magnetic properties of plastically deformed nickel-titanium alloy 211
Safonov P. E., Levakova N. M. The development of structures and technologies of manufacturing
of heat-resistant radio reflection fabrics for space antennas 219
Shestakov I. Ya., Voroshilova M. V., Voroshilov D. S. Capabilities of electrochemical dimensional
machining of thin-walled oversized aircraft details using rotating cathode-instrument 227

PART 4. ECONOMICS AEROSPACE INDUSTRY

Avramchikova N. T., Eremeev D. V., Chistyakova N. O. Contemporary project control system
of innovative technologies' cluster ZATO Zheleznogorsk 234
Silkina A. V., Erygina L. V. Current status and trends of defense industry enterprises 243
Turchihina G. S., Sebekina T. I., Lysenko A. N. Improvement of labor payment at the enterprises
of military-industrial complex on the basis of the grading 250

Information about the authors 262

Раздел
Part
1

МАТЕМАТИКА, МЕХАНИКА, ИНФОРМАТИКА

MATHEMATICS, MECHANICS, COMPUTER SCIENCE

УДК 67.02, 681.6

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 10–14

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ КАРКАСА СТАТОРА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

С. А. Акарачкин, Д. В. Ермаков

АО «Научно-производственный центр «Полюс»
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Кирова, 56в
E-mail: info@polus-tomsk.ru

Снижение себестоимости продукции и сроков ее изготовления всегда актуально, однако с помощью традиционных методов инструментальной обработки материалов достичь его не всегда возможно. Альтернативой здесь может служить аддитивная технология. Первые коммерческие разработки оборудования, позволяющего изготавливать изделия по аддитивной технологии методами 3D-печати, появились более 30 лет назад. Ее бурное развитие в последние годы связано с прекращением действия патентных ограничений.

Применение трехмерной печати способно значительно сократить использование инструментальной обработки или полностью отказаться от нее. Одним из главных преимуществ при этом является возможность изготовления изделий сложной геометрической формы, в том числе с внутренними полостями.

Разработано множество вариантов 3D-принтеров, отличающихся не только способом печати, но и используемыми материалами, в частности пластмассами, в том числе с наполнением стеклом или углеродом, металлами и керамикой.

Для исследования возможностей аддитивной технологии на FDM- и SLS-принтерах напечатаны каркасы статора электродвигателя-маховика, применяемого в системе ориентации космического аппарата. Каркасы подвергались воздействию внешних неблагоприятных факторов, таких как вакуум, повышенные температура и влажность. Наиболее перспективной показала себя печать на SLS-принтере из порошкообразного полиамида.

Ключевые слова: аддитивная технология, электродвигатель-маховик, 3D-принтер, стойкость к внешним воздействующим факторам.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 10–14

APPLICATION OF ADDITIVE TECHNOLOGY TO PRODUCE THE FRAMEWORK OF AN ELECTRICAL DRIVE-FLYWHEEL

S. A. Akarachkin, D. V. Ermakov

JSC “Scientific and Industrial centre “Polyus”
56v, Kirov Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: info@polus-tomsk.ru

The purpose of reducing the prime cost and time of manufacture was always timely. The additive technology can be the alternative to the traditional one which uses tools treatment of materials. The first commercial equipment to make products by additive technology was made more than 30 years ago. Due to the termination of the patent restrictions the rapid development of this technology has been observed recently. The equipment operating by the additive technology is called 3D printers and manufacturing process 3D-printing.

The application of additive technology can significantly reduce the use of instrumental treatment or completely abandon it. One of the main advantages of the additive technology is the possibility of manufacturing products of complex geometric shape, it can also include internal cavities.

Many types of 3D printers were designed; it varies not only by a pressing method, but using materials. In present time it becomes available to print by metal, ceramic and plastic which can be filled with glass or carbon.

The framework of electrical drive-flywheel, which is used at orientation system of satellites, was printed to test the additive technology. The printing was done by FDM and SLS printers. The frameworks have been exposed to unfavorable external factors such as vacuum, elevated temperature and humidity. SLS technology of printing by powder of polyamide was identified as the most promising one.

Keywords: additive technology, electrical drive-flywheel, 3D-printer, prototyping, resistance to external factors.

Введение. Традиционная технология производства деталей при помощи инструментальной обработки заготовок с удалением материала имеет ряд недостатков: большое количество отходов после обработки, необходимость применения различной технологической оснастки и обрабатывающего инструмента.

В перспективе на замену традиционной может прийти аддитивная технология, основанная на построении требуемой детали с добавлением материала и реализующая прямое преобразование цифровой модели изделия в физический объект, минуя инструментальную обработку. Технологическое оборудование, работающее данным образом, получило название 3D-принтера, а процесс изготовления изделия – 3D-печати.

В настоящее время разработано множество методов 3D-печати с возможностью использования разнородных материалов – пластмасс, металлов и керамики.

Успешное применение такого способа для изготовления деталей из титана продемонстрировала авиастроительная компания Boeing [1], а части деталей ракетных двигателей из жаропрочных сталей – компания SpaceX [2].

Среди разработок отечественных университетов широко известны результаты 3D-печати в НИ СГАУ имени академика С. П. Королева при создании камеры сгорания газотурбинного двигателя [3; 4].

Аддитивная технология находит повсеместное применение в типичных производственных задачах [5; 6]. Вследствие этого необходимо ее дальнейшее изучение для оценки перспектив внедрения при изготовлении ряда трудоемких изделий сложной формы.

Описание работы. Для исследования технологических возможностей, предлагаемых аддитивной технологией, был спроектирован каркас статора электродвигателя-маховика [7–9]. Подобные изделия выполняются из пресс-материала АГ-4В, ГОСТ 20437–89, методом горячего прессования, что требует создания дорогостоящих пресс-форм. Заготовка, полученная данным способом, проходит дополнительную механическую обработку. Конкретный типоразмер каркаса статора может быть изготовлен для изделия в единичном экземпляре и далее никогда не будет повторен. Применение в таком случае пресс-форм и горячего прессования в целом становится экономически не выгодным, в то время как 3D-печать может дать заметный экономический эффект.

Исходя из этого, по разработанной модели производилась печать изделия (рис. 1) из пластиков типа ABS [10] и HIPS методом послойного укладывания нити расплава (FDM-принтер), а также из порошкообразного полиамида [11] Nylon методом селективного лазерного спекания (SLS-принтер). Внутренний диаметр каркаса статора составил 72 мм.

Для оценки эксплуатационных характеристик каркасов, изготовленных методом 3D-печати, была составлена следующая программа испытаний:

– измерение геометрических размеров согласно конструкторской документации;

– проведение термоциклирования (температура ±60 °С, 3 цикла, время выдержки при каждой температуре 2 ч);

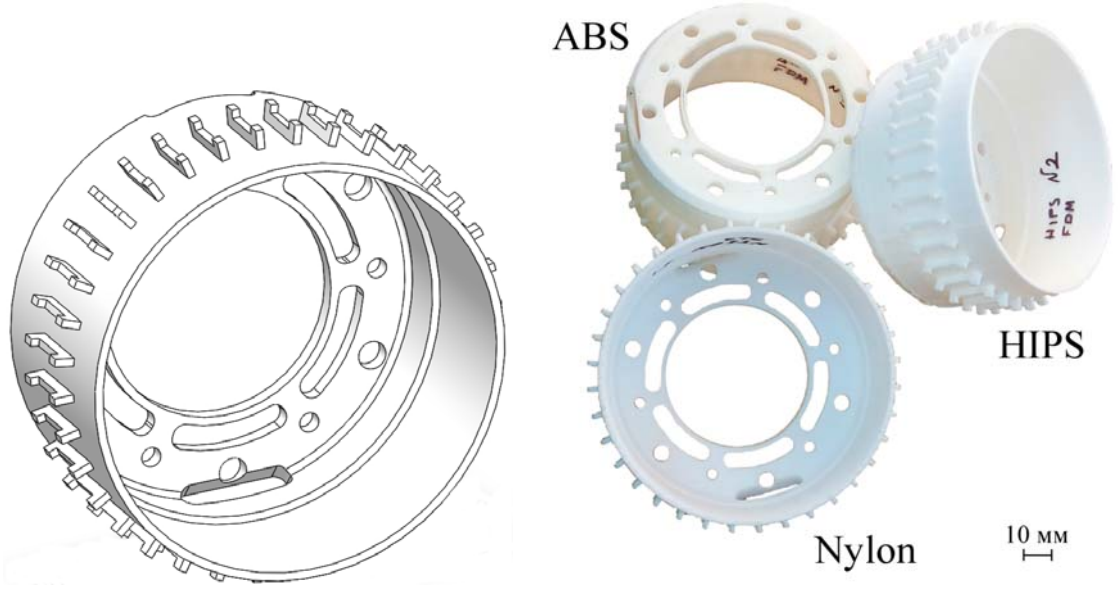
– повторное измерение геометрических размеров;

– определение показателей газовыделения материалов в соответствии с ГОСТ Р 50109–92;

– измерение влагопоглощения материалов после выдержки при относительной влажности воздуха (95 ± 5) % и температуре 20–25 °С в течение 3 суток;

– наложение обмотки с использованием штатной технологической оснастки и действующего технологического процесса.

Результаты испытаний должны показать, обладает ли каркас достаточной механической прочностью для данного типа изделий, а также стойкостью к внешним воздействующим факторам при хранении, транспортировании и отчасти эксплуатации в условиях вакуума.



а *б*

Рис. 1. 3D-модель (*а*) и внешний вид (*б*) напечатанных каркасов

Результаты испытаний. При измерении изделий установлено, что наименьший разброс относительно исходных геометрических размеров имеет каркас, напечатанный на SLS-принтере. Большинство измеренных размеров имело идентичное отклонение от значений, заданных в конструкторской документации. Стоит ожидать от данного способа печати лучшие показатели повторяемости геометрии напечатанных изделий при серийном производстве.

По абсолютному отклонению размеров (0,05–0,15 мм) оба рассмотренных метода печати (SLS и FDM) схожи.

При изготовлении изделий точной механики методом 3D-печати требуется минимальная финишная постобработка. Тем не менее, при подготовке 3D-модели в САПР также необходимо задать припуски, учитывая последующее доведение рабочих размеров до требуемых значений. Даже с учетом доработки трудозатраты и материалоемкость готовых изделий значительно ниже в сравнении с изготовленными по традиционной технологии с помощью механической обработки заготовок или применения пресс-форм для литья пластмасс под давлением. Литье под давлением особенно невыгодно при мелкосерийном производстве.

Повторное измерение размеров после воздействия термоциклов согласно программе испытаний показало, что отклонение размеров относительно первоначальных показателей различно для каркасов, изготовленных по технологии FDM (Δ_{max} = 0,4 мм) и SLS (Δ_{max} = 0,1 мм). Большее значение данного параметра у изделий, созданных методом FDM, можно объяснить наличием в материале в исходном состоянии множества мелких расслоений, вызванных несоблюдением оптимального режима печати. Воздействие знакопеременных температур могло послужить причиной увеличения размеров трещин (зазоров между слоями материала), что в итоге сказалось на габаритах каркаса. Также стоит отметить, что при измерении размеров один из каркасов, выполненных из пластика HIPS, растрескался вдоль линии соединения слоев.

Так как при 3D-печати методом селективного лазерного спекания изделие формируется из мелкодисперсного порошка, то качество и точность построения значительно выше, чем при использовании метода печати укладкой нити расплава.

Поскольку каркас статора электродвигателя-маховика располагается в герметичном объеме корпуса с остаточным давлением 10^{-5} мм рт. ст., то задача обеспечения минимального газовыделения становится весьма важной. Интенсивное выделение летучих веществ из материала каркаса способно привести к изменению рабочих характеристик двигателя-маховика. Определение газовыделения материалов дало следующие результаты (табл. 1).

Таблица 1

Параметры газовыделения материалов каркасов

Материал	Потеря массы, %	Летучие конденсируемые вещества, %
ABS	0,74	0,05
HIPS	2,2	0,3
Nylon	1,2	0,1

При допустимых значениях потери массы не более 1 % и содержании летучих конденсируемых веществ не более 0,1 % самым газящим материалом показал себя пластик HIPS. По этой причине он не может быть рекомендован для изделий вакуумной техники.

Из всех рассмотренных пластиков наилучшими показателями газовыделения обладает ABS. Его применение не требует предварительной дегазации деталей перед установкой в изделия.

Материал Nylon имеет повышенное значение потери массы. Для деталей из этого пластика необходима предварительная дегазация либо покрытие малогазящим полимерным составом, например лаком или компаундом.

Следующим этапом комплексных испытаний каркасов было определение влагопоглощения материалов, из которых они изготовлены (табл. 2), так как повышенное влагопоглощение материала в процессе хранения или транспортирования может сказаться на снижении сопротивления изоляции каркаса или повышении газовыделения в условиях вакуума.

Таблица 2

Показатели влагопоглощения каркасов

Материал	Влагопоглощение, %
ABS	0,63
HIPS	0,26
Nylon	0,56

Влияние адсорбированной влаги на сопротивление изоляции пластиков, используемых для 3D-печати, не исследовалось по причине отсутствия образцов требуемой по ГОСТ 6433.2–71 формы. Стойкость к воздействию влаги определялась косвенно по изменению массы изделий.

На основании измеренных показателей можно сделать вывод о пригодности испытанных пластиков к эксплуатации в условиях влажного климата. Для сравнения, измеренные значения влагопоглощения широко применяемого литьевого стеклонаполненного полиамида 610-Л-СВ ГОСТ 10589–87 и полиамида ПА66-КС ОСТ 6-11-498–79 составляют 1,4 и 3,3 % соответственно.

По результатам экспериментальной работы наиболее перспективным методом 3D-печати является селективное лазерное спекание. Каркас, напечатанный из порошкового полиамида с помощью этого метода, наиболее точно воссоздает геометрию исходной компьютерной модели, не имеет дефектов в виде расслоений, трещин или раковин. Показатели влагопоглощения и газовыделения также находятся на хорошем уровне.

Данный каркас был выбран для проведения завершающего этапа испытаний – укладки обмотки. Обычно для выполнения этой операции требуется применение специальной оснастки, поскольку к изделию прикладывается значительная механическая нагрузка. Укладка же обмотки на каркас, изготовленный методом селективного лазерного спекания, осуществлялась с использованием штатной технологической оснастки без дополнительных доработок.

Рис. 2. Общий вид обмотанного каркаса

Как было сказано ранее, напечатанный каркас имеет отклонение в размерах от заданных в конструкторской документации около 0,1–0,15 мм, вследствие чего после установки на технологическое приспособление и дальнейшей укладки обмотки с наложением нитяного бандажа снять каркас с приспособления было затруднительным.

Вместе с тем стоит отметить, что жесткость каркаса, напечатанного на 3D-принтере, значительно меньше, чем у каркаса, изготовленного традиционным способом из пресс-материала АГ-4В (1700 и 22 000 МПа соответственно). Поэтому при укладке обмотки усилие наложения нитяного бандажа было скорректировано в меньшую сторону.

Коммерчески доступны SLS-принтеры, печатающие стеклонаполненным полиамидом, например, ProX™ 500 Plus компании 3D Systems. Модуль упругости при изгибе композита DuraForm GF составляет 3106 МПа. Для внедрения в производство подобный композит более предпочтителен, чем ненаполненный полиамид [12–15].

Для оценки жесткости конструкции готового обмотанного каркаса (рис. 2) и способности противостоять действию сжимающего усилия от уложенной с натягом обмотки измерялись его геометрические размеры.

Измерения показали, что внутренний диаметр каркаса претерпел незначительное изменение. Исходное значение диаметра составило 71,85–71,90 мм, после укладки обмотки он уменьшился до 71,78–72,03 мм. Жесткость каркаса оценена как удовлетворительная.

Заключение. Экономическая выгода 3D-печати велика при мелкосерийном производстве, где нецелесообразны методы автоматизации и часто требуется изготовление дополнительной технологической оснастки. Стоит отметить в этом случае минимальную постобработку деталей при жестких требованиях к чистоте поверхности и допусках на размеры.

Среди рассмотренных 3D-технологий наиболее перспективным выглядит селективное лазерное спекание. Абсолютное значение отклонений размеров при использовании этого метода не превышает 150 мкм. Он также обеспечивает отличную повторяемость геометрии. При проектировании изделий в САПР потребуется лишь припуск на постобработку с учетом погрешности печати.

У деталей, изготовленных по методу FDM, при внешнем осмотре обнаружены расслоения, что говорит о неправильно подобранных температурных режимах печати и скорости подачи материала из сопла головки экструдера. При согласованном режиме печати подобных расслоений в изделиях быть не должно.

Рассмотренные пластики ABS и Nylon показали низкое газовыделение в условиях вакуума. Вместе с тем по прочностным показателям материал Nylon уступает применяемым в настоящее время на предприятии стеклонаполненным полиамидам 610-Л-СВ и ПА66-КС, имеющим модуль упругости около 7000 МПа. У него этот показатель составляет 1700 МПа. В целом же пластик Nylon имеет достаточные прочностные характеристики для применения в качестве конструкционного материала: прочность при статическом изгибе не менее 45 МПа, прочность при растяжении не менее 48 МПа, удлинение при разрыве – 5 %.

Серьезным фактором, замедляющим внедрение аддитивной технологии, является стоимость оборудования. Модели 3D-принтеров, печатающие из порошкообразного полиамида методом селективного лазерного спекания и не относящиеся к профессиональному классу, предлагаются на отечественном рынке по цене от 40 000 долл. Стоимость моделей профессионального класса, например ProX™ 500 Plus компании 3D Systems, начинается от 700 000 долл.

Библиографические ссылки

1. Официальный сайт компании Boeing [Электронный ресурс]. URL: http://www.boeing.com/features/2016/08/record-books-08-16.page (дата обращения: 06.10.16).

2. Официальный сайт компании SpaseX [Электронный ресурс]. URL: http://www.spacex.com/news/2014/07/31/spacex-launches-3Dprinted-part-space-creates-printed-engine-chamber-crewed (дата обращения: 06.10.16).

3. Балякин А. В., Смелов В. Г., Чемпинский Л. А. Применение аддитивных технологий для создания деталей камеры сгорания // Вестник Самар. гос. аэрокосмич. ун-та. 2012. № 3(34). 458 с.

4. Ученые Самарского университета впервые «напечатали» на 3D-принтере камеру сгорания газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] // Официальный сайт НИ СГАУ. URL: http://www.ssau.ru/news/12978-Uchenye-Samarskogo-universiteta-vpervye-napechatali-na-3D printere-kameru-sgoraniya-gazoturbinnogo-dvigatelya/ (дата обращения: 06.10.16).

5. Лысыч М. Н., Шабанов М. Л., Романов В. В. Области применения технологий 3D-печати // Современные наукоемкие технологии. 2014. № 12. 345 с.

6. Токарев Б. Е., Токарев Р. Б. Анализ технологий рынка 3D-печати: два года спустя [Электронный ресурс] // Науковедение : интернет-журнал. 2016. Т. 8, № 1. DOI: 10.15862/28EVN116 (дата обращения: 06.10.16).

7. Меркин Д. Р. Гироскопические системы. М. : Физматгиз : Наука, 1974. 356 с.

8. Ишлинский А. Ю. Механика гироскопических систем. М. : Изд-во АН СССР, 1963. 327 с.

9. Тищенко О. Ф. Элементы приборных устройств. М. : Высш. шк., 1978. 384 с.

10. Энциклопедия полимеров : в 3 т / под ред. В. А. Кабанова. М. : Советская энциклопедия, 1974. Т. 2. 1032 с. : ил.

11. Энциклопедия полимеров : в 3 т. / под ред. В. А. Кабанова. М. : Советская энциклопедия, 1977. Т. 3. 1152 с.

12. Первицкий Ю. Д. Расчет и конструирование точных механизмов. М. : Высш. шк., 1976. 456 с.

13. Биргер И. А., Шорр Б. А., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин : справочник. 3-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1979. 702 с.

14. Исакович М. М., Клейман Л. И., Перчанок Б. Х. Устранение вибрации электрических машин. Л. : Энергия. Ленингр. отд-ние, 1979. 200 с.

15. Шубов И. Г. Шум и вибрация электрических машин. Л. : Энергия, 1973. 259 с.

References

1. *Boeing*. Available at: http://www.boeing.com/features/2016/08/record-books-08-16.page (accessed 06.10.16).

2. *Spase X*. Available at: http://www.spacex.com/news/2014/07/31/spacex-launches-3D printed-part-space-creates-printed-engine-chamber-crewed (accessed 06.10.16).

3. Balyakin A. V., Smelov V. G., Chempinskiy L. A. [Application of additive technology to produce the details of combustion space]. *Vestnik SGAU*. 2012, No. 3 (34), P. 47–52 (In Russ).

4. *NI SGAU*. Available at: http://www.ssau.ru/news/12978-Uchenye-Samarskogo-universiteta-vpervye-napechatali-na-3D-printere-kameru-sgoraniya-gazoturbinnogo-dvigatelya/ (accessed 06.10.16).

5. Lysych M. N., Shabanov M. L., Romanov V. V. [Sphere of technologies 3D printing]. *Journal Sovremennye naukoemkie tekhnologii*, 2014, No. 12, P. 165–169 (In Russ).

6. Tokarev B. E., Tokarev R. B. [Technology analysis of 3D printing market: two years later]. *Internet-zhurnal "Naukovedenie"*. 2016, Vol. 8, No. 1 (In Russ). Available at: http://naukovedenie.ru/ (accessed 06.10.16).

7. Merkin D. R. *Giroskopicheskie sistemy* [Gyroscopic systems]. Moscow, Phizmatgiz–Nauka Publ., 1974, 356 p.

8. Ishlinskij A. J. *Mekhanika giroskopicheskikh sistem* [Mechanics of gyroscopic systems]. Moscow, AN SSSR Publ., 1963, 327 p.

9. Ticshenko O. F. *Elementy pribornykh ustroystv.* [Element of instrument devices]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1978, 384 p.

10. Kabanova V. A. *Entsyklopedia polymerov* [Encyclopedia of polymer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974, Vol. 2, 1032 p.

11. Kabanova V. A. *Entsyklopedia polymerov* [Encyclopedia of polymer: in 3 values]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, Vol. 3, 1152 p.

12. Pervickij J. D. *Raschet i konstruirovanie tochnykh mekhanizmov* [Calculation and design of exact machinery]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1976, 456 p.

13. Birger I. A., Shorr B. A., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detaley machin* [Calculations of details of machines on durability]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 702 p.

14. Isakovich M. M., Kleyman L. I., Perchanok B. H. *Ustranenie vibratsii elektricheskikh mashin* [Elimination of vibration in electric machines]. Leningrad, Energiya Publ., 1979, 200 p.

15. Shubov I. G. *Shum i vibratsiya elektricheskikh mashin* [Din and vibration of electrical machines]. Leningrad, Energiya Publ., 1973, 259 p.

© Акарачкин С. А., Ермаков Д. В., 2017

УДК 62-192:621

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 15–24

ФУНКЦИЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ И ОПТИМИЗАЦИЯ СТРАТЕГИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ ПРИ НАРАБОТКАХ, РАСПРЕДЕЛЕННЫХ КАК СМЕСЬ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ

И. И. Вайнштейн, И. М. Федотова*, Ю. В. Вайнштейн, Г. М. Цибульский

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

Рассматриваются три характерные задачи математической теории надежности восстанавливаемых технических систем. Это выбор функции распределения наработок элементов до отказа в процессе восстановления, нахождение функции восстановления и определение оптимальной стратегии эксплуатации по критерию минимума интенсивности эксплуатационных затрат.

Для многих классических законов распределения, например экспоненциального, Вейбулла–Гнеденко, Эрланга, гамма-распределения, нормального, усеченного нормального, логарифмически нормального, обратного гауссовского, Релея, эти задач хорошо исследованы, Вместе с тем эти законы не могут описать разнообразие распределений наработок элементов технических систем при их эксплуатации. Например, плотности вероятности перечисленных законов не более чем одномодальны, хотя у наработок плотности могут быть бимодальными (двугорбыми) и даже полимодальными, или когда функция распределения наработки до отказа является смесью двух или большего числа функций распределения из множества известных законов распределений.

В связи с этим перечисленные задачи изучаются для случая, когда наработки распределены в виде смеси функций распределений. Особое внимание уделено смеси экспоненциальных распределений. Это объясняется тем, что у интенсивности отказов такой смеси имеется период приработки, который характерен для начального периода эксплуатации многих технических систем, после которого интенсивность отказов почти постоянна. Это ее важное отличие от широко применяемого в теории надежности экспоненциального распределения, у которого интенсивность отказов постоянна, а период приработки отсутствует.

Для простого процесса восстановления в явном виде получены функции восстановления (математическое ожидание числа отказов на промежутке от нуля до t) для смесей двух экспоненциальных и двух нормальных распределений. Для общего процесса, когда первая функция распределения наработки – смесь n, а вторая и следующие – смесь двух экспоненциальных распределений, также получена в явном виде функция восстановления.

Для трех стратегий эксплуатации технических систем (в двух из них наряду с аварийными проводятся профилактические восстановления) при наработках, распределенных как смесь экспоненциальных распределений, рассмотрена задача выбора оптимальной по критерию минимума интенсивности эксплуатационных затрат.

Методом моментов получены явные формулы точечных оценок трех параметров, входящих в смесь двух распределений Эрланга порядка n.

Ключевые слова: функция распределения, смесь функций распределений, процесс и стратегии восстановления, интенсивность эксплуатационных затрат.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 15–24

RECOVERY FUNCTION AND OPTIMIZATION STRATEGIES OF EXPLOITATION OF TECHNICAL SYSTEMS WHICH OPERATION TIME DISTRIBUTION IS A MIXTURE OF DISTRIBUTIONS

I. I. Vainshtein, I. M. Fedotova*, Yu. V. Vainshtein, G. M. Tsibul'skii

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

The paper discusses three typical problems of mathematical theory of reliability of technical systems restored. These are the choice of the distribution function of operation time of elements to failure in the recovery process, the finding of recovery function and determination of the optimal operating strategy function on the criterion of minimum maintenance cost intensity.

For many classical distribution laws, for example exponential, Veybull–Gnedenko, Erlang, Gamma distribution, normal, truncated normal, lognormal, inverse Gaussian, Rayleigh these tasks are well investigated, At the same time these laws cannot describe a variety of distributions of operation time of elements of technical system. For example, probability densities of the listed laws are no more than unimodal, though density of operation time can be bimodal and even polymodal or when the distribution function of operation time is mixture of two or larger numbers of distribution functions from a set of the known laws of distributions.

In this regard in work the listed tasks are studied for a case when operation time is distributed in the form of mix of functions of distributions. Special attention is paid to mix of exponential distributions. This result is from the fact that failure rate of such mix has a running-in period which is characteristic of an initial stage of operation of many technical systems after which failure rate is almost constant. This is important difference from a widely applicable exponential distribution in a reliability theory at which failure rate is constant – the period of a running-in is absent.

For a simple recovery process explicitly recovery function (the expectation of the number of failures in the interval from zero to t) for mixtures of two exponential and two normal distributions has been obtained. For general process, when the first distribution function for operation time – the mixture n, and the second and following – a mixture of two exponential distributions, an explicit recovery function has been also received.

For three strategies of operation of technical systems (in two of them preventive recovery held along with the emergency), with operating time distributed a mixture of exponential distributions, we consider the problem of choosing the optimal by criterion of a minimum intensity of the operating costs.

Explicit formulas for point estimates of three parameters, which included in the mixture of two Erlang distributions of order n, are obtained by the method of moments.

Keywords: distribution function of a mixture of distribution functions, process and recovery strategy, intensity of the operating costs.

Введение. В теории надежности технических систем первичными понятиями являются случайная наработка (время, расстояние) элемента (системы) до отказа и ее функция распределения. Именно они задают важнейшее понятие в теории надежности – процесс восстановления.

Простым (обычным) процессом восстановления называется последовательность неотрицательных взаимно независимых случайных величин X_i – наработок элементов от (i – 1)-го до i-го отказа, имеющих одну и ту же функцию распределения $F_1(t)$. Если $F_i(t) = F_2(t)$ при $i \geq 2$, то имеем общий (запаздывающий) процесс восстановления [1–7].

Стратегии эксплуатации технических систем – это процессы восстановления, учитывающие различные состояния системы, например, аварийные и профилактические восстановления, время и стоимость их проведения [1–13]. Время и стоимость проведения профилактических восстановлений – важнейшие параметры для обеспечения оптимальных показателей надежности и эффективности работы технических систем. Например, минимум интенсивности эксплуатационных затрат, максимум коэффициента готовности.

Так, при эксплуатации ракетно-космической техники, электронно-вычислительных систем, систем электроснабжения, теплоснабжения, транспортных систем и многих других требуется близкий к единице коэффициент готовности, так как отказы и время простоя могут приводить к различным техническим, экологическим, экономическим последствиям. В связи с этим выбор для элементов технических систем верного закона распределения их наработок до отказа, задающего процесс восстановления, выбор оптимальной стратегии восстановления – важнейшие задачи при эксплуатации технических систем.

В теории надежности имеется большое количество классических законов распределения, которым подчиняются наработки многих элементов различных технических систем, например, экспоненциальное, Вейбулла–Гнеденко, Эрланга, гамма-распределение, нормальное, усеченное нормальное, логарифмически нормальное, обратное гауссовское, Релея, Максвелла [2]. Конечно, все они не могут описать разнообразие распределений наработок элементов технических систем при их эксплуатации. Например, плотности вероятности известных законов не более чем одномодальны, хотя у наработок плотности могут быть бимодальными (двугорбыми) и даже полимодальными, или когда функция распределения наработки до отказа является смесью двух или большего числа функций распределения из множества известных законов распределений.

В связи с этим в работе изучаются процессы и стратегии эксплуатации технических систем для случая, когда наработки распределены в виде смеси функций распределений. Особое внимание уделено смеси экспоненциальных распределений. Это объясняется тем, что у интенсивности отказов такой смеси имеется период приработки, который характерен для начального периода эксплуатации многих технических систем, после которого интенсивность отказов почти постоянна. Это ее важное отличие от широко применяемого в теории надежности экспоненциального распределения, у которого интенсивность отказов постоянна, а период приработки отсутствует.

Постановка задачи. Смесь функций распределений $F_i(t), i = 1,\ldots,n,$ определяется по формуле

$$F(t) = \sum_{i=1}^{n} \lambda_i F_i(t),\ \lambda_i \geq 0,\ \sum_{i=1}^{n} \lambda_i = 1.$$

В работе рассматриваются три задачи:

1. Нахождение функции восстановления (среднего числа отказов на промежутке от нуля до t) для процесса восстановления, образованного смесью функций распределения.

2. Сравнение трех стратегий эксплуатации технических систем (стратегии только аварийных восстановлений, стратегии замен блоками и периодической стратегии восстановления) по критерию минимума интенсивности затрат, когда наработки элементов после аварийных и профилактических восстановлений распределены как смесь функций распределения.

3. Нахождение методом моментов точечных оценок неизвестных параметров, входящих в смесь двух распределений Эрланга порядка n.

Смесь экспоненциальных распределений. Рассмотрим смесь экспоненциальных распределений

$$F(t)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i(1-e^{-\alpha_i t})=1-\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}.$$

Характеристики смеси экспоненциальных распределений:

$$f(t)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i e^{-\alpha_i t} \text{ – плотность,}$$

$$\lambda(t)=\frac{f(t)}{1-F(t)}=\frac{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i e^{-\alpha_i t}}{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}} \text{ – интенсивность отказов,}$$

$$E(X)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\mu_i,\ \mu_i=E(X_i)=\frac{1}{\alpha_i},$$

$$D(X)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i D_i,\ D_i=D(X_i)=\frac{1}{\alpha_i^2}.$$

Имеем

$$f'(t)=-\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i^2 e^{-\alpha_i t}<0,\ f''(t)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i^3 e^{-\alpha_i t}>0,$$

$$f(0)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i>0,\ \lim_{t\to\infty}f(t)=0.$$

Отсюда следует, что функция плотности смеси экспоненциальных распределений вогнута и, монотонно убывая, стремится к нулю при t, стремящемся к бесконечности. Характерный график плотности экспоненциальных распределений имеет вид, представленный на рис. 1.

Исследуем функцию интенсивности отказов:

$$\lim_{t\to\infty}\lambda(t)=\lim_{t\to\infty}\frac{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i e^{-\alpha_i t}}{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}}=$$

$$=\lim_{t\to\infty}\frac{\lambda_k\alpha_k+\sum_{i=1,i\neq k}^{n}\lambda_i e^{-(\alpha_i-\alpha_k)t}}{\lambda_k+\sum_{i=1,i\neq k}^{n}\lambda_i e^{-(\alpha_i-\alpha_k)t}}=\alpha_k,\ \alpha_k=\min_{i=1,2,\dots,n}\alpha_i,$$

$$\lambda'(t)=\left(\frac{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i e^{-\alpha_i t}}{\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}}\right)'=$$

$$=\frac{-\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i^2 e^{-\alpha_i t}\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}+\left(\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i e^{-\alpha_i t}\right)^2}{\left(\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}\right)^2}=$$

$$=-\frac{\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1,j\neq i}^{n}\lambda_i\lambda_j(\alpha_i-\alpha_j)^2 e^{-(\alpha_i+\alpha_j)t}}{2\left(\sum_{i=1}^{n}\lambda_i e^{-\alpha_i t}\right)^2}<0,$$

$$\lambda(0)=\sum_{i=1}^{n}\lambda_i\alpha_i>0.$$

Получили, что функция интенсивности отказов монотонно убывает, и прямая $\lambda=\alpha_k$ является ее горизонтальной асимптотой. Характерный график функции интенсивности отказов имеет вид, представленный на рис. 2.

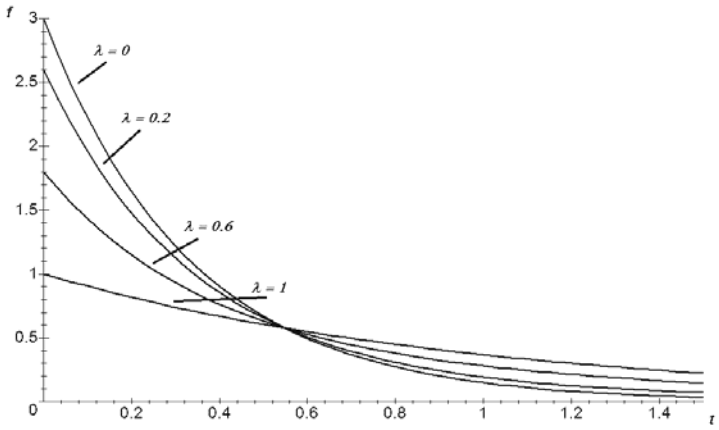


Рис. 1. Графики плотности экспоненциальных распределений $f(t,\lambda,\alpha_1,\alpha_2)=\lambda\alpha_1 e^{-\alpha_1 t}+(1-\lambda)\alpha_2 e^{-\alpha_2 t}$ при $\alpha_1=1,\ \alpha_2=3$

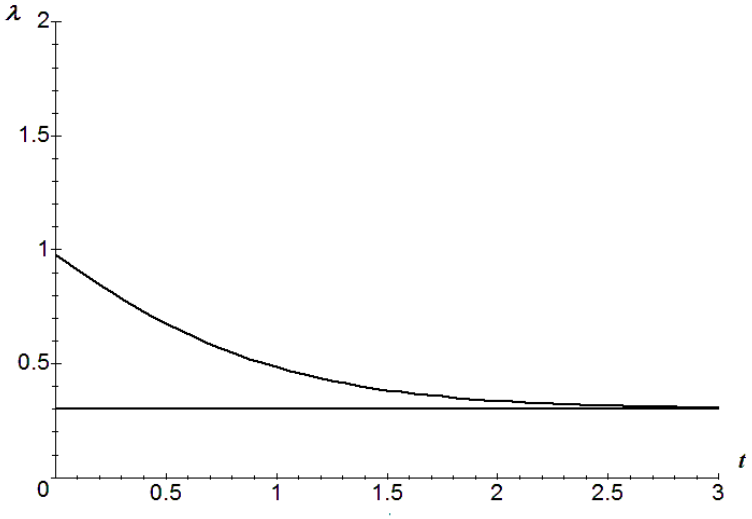


Рис. 2. Интенсивность отказов смеси
при $n = 2,\ \lambda_1 = 0,4,\ \lambda_2 = 0,6,\ \alpha_1 = 2,\ \alpha_2 = 0,3$

Замечание. Интенсивность отказов экспоненциального распределения постоянна $(\lambda(t) = \alpha)$. Из рис. 2 видно, что интенсивность отказов смеси экспоненциальных распределений имеет период приработочных отказов, и лишь с увеличением продолжительности работы интенсивность становится практически постоянной. Это существенно отличает смесь экспоненциальных распределений от одного экспоненциального распределения, у которого интенсивность отказов не имеет периода приработки, такого важного и характерного в начальный период работы многих технических систем.

Функция восстановления процесса восстановления, образованного смесью функций распределений. Функция восстановления $H(t)$ (математическое ожидание числа восстановлений $N(t)$ за время от нуля до t) определяется по формуле [1–7]

$$H(t) = E(N(t)) = \sum_{n=1}^{\infty} F^{(n)}(t), \qquad (1)$$

где $F^{(n)}(t)$ – n-кратная свертка функций распределения, задающих процесс восстановления:

$$F^{(n)}(t) = (F^{(n-1)} \cdot F_n)(t),\ F^{(1)}(t) =$$
$$= F_1(t), (F_1 \cdot F_2)(t) = \int_0^t F_1(t-x)dF_2(x).$$

Рассмотрим смесь двух распределений

$$F(t) = \lambda F_1(t) + (1-\lambda)F_2(t),\ 0 \le \lambda \le 1.$$

Формула (1) с использованием формулы бинома Ньютона запишется в виде

$$H(t) = \sum_{n=1}^{\infty} F^{(n)}(t) = \sum_{n=1}^{\infty} (\lambda F_1(t) + (1-\lambda)F_2(t))^{(n)}(t) =$$
$$= \sum_{n=1}^{\infty}\sum_{k=0}^{n} C_n^k \lambda^{n-k}(1-\lambda)^k (F_1^{(n-k)} \cdot F_2^{(k)})(t), \qquad (2)$$

$C_n^k = \dfrac{n!}{k!(n-k)!}$ – количество сочетаний из n элементов по k, $(F_1^{(n)} \cdot F_2^{(0)})(t) = F_1^{(n)}(t)$.

Получим функцию восстановления простого процесса, образованного смесью двух нормальных распределений:

$$F(t) = \lambda\Phi\left(\frac{t-\mu_1}{\sigma_1}\right) + (1-\lambda)\Phi\left(\frac{t-\mu_2}{\sigma_2}\right),$$

$$\Phi(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{t} e^{-\frac{x^2}{2}}dx.$$

Учитывая, что сумма двух независимых нормально распределенных случайных величин также распределена по нормальному закону, причем математические ожидания и дисперсии складываются, и что свертка их функций распределения дает распределение суммы этих случайных величин [6], получаем:

$$F_1^{(n-k)}(t) = \Phi\left(\frac{t-(n-k)\mu_1}{\sigma_1\sqrt{n-k}}\right),\ F_2^{(k)}(t) = \Phi\left(\frac{t-k\mu_2}{\sigma_2\sqrt{k}}\right),$$

$$\left(F_1^{(n-k)} \cdot F_2^{(k)}\right)(t) = \Phi\left(\frac{t-((n-k)\mu_1 + k\mu_2)}{\sqrt{\sigma_1^2(n-k) + \sigma_2^2 k}}\right).$$

После подстановки в формулу (2)

$$H(t) = \sum_{n=1}^{\infty}\sum_{k=0}^{n} C_n^k \lambda^{n-k}(1-\lambda)^k \times$$
$$\times\Phi\left(\frac{t-((n-k)\mu_1 + k\mu_2)}{\sqrt{\sigma_1^2(n-k) + \sigma_2^2 k}}\right).$$

Замечание. Смесь двух нормальных распределений дает возможность получать двумодальные (двугорбые) распределения (рис. 3).

Обозначим $HFG(t)$ функцию восстановления общего процесса, образованного первой функцией распределения $F(t)$, а второй и следующими – $G(t)$.

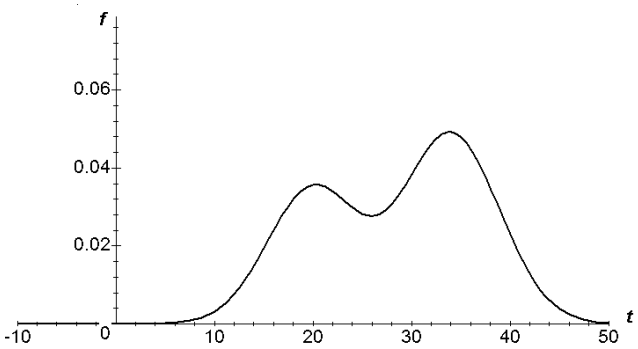


Рис. 3. Плотность смеси двух нормальных распределений при $\lambda = 0{,}4,\ \alpha_1 = 20,\ \sigma_1 = 4{,}6,\ \alpha_2 = 34,\ \sigma_2 = 4{,}8$

Пусть $F(t)$ – смесь n экспоненциальных распределений

$$F(t) = \sum_{i=1}^{n} \lambda\left(1 - e^{-\alpha_i t}\right),$$

а $G(t)$ – смесь двух экспоненциальных распределений

$$G(t) = \mu\left(1 - e^{-\beta_1 t}\right) + (1-\mu)\left(1 - e^{-\beta_2 t}\right), \quad 0 \le \mu \le 1. \tag{3}$$

Запишем интегральное представление функции восстановления $HFG(t)$ через функцию восстановления $HG(t)$ простого процесса, образованного функцией распределения $G(t)$ [2; 3]:

$$HFG(t) = F(t) + \int_0^t HG(t-x)dF(x). \tag{4}$$

Функция восстановления $HG(t)$ удовлетворяет интегральному уравнению [2]

$$HG(t) = G(t) + \int_0^t HG(t-x)dG(x),$$

которое для рассматриваемого случая принимает следующий вид:

$$HG(t) = \mu\left(1 - e^{-\beta_1 t}\right) + (1-\mu)\left(1 - e^{-\beta_2 t}\right) + \int_0^t HG(t-x)d\left(\mu\left(1 - e^{-\beta_1 x}\right) + (1-\mu)\left(1 - e^{-\beta_2 x}\right)\right). \tag{5}$$

Переходя в (5) к преобразованию Лапласа–Стилтьеса $F^*(s) = \int_0^\infty e^{-st} dF(t)$ и учитывая $\left(1 - e^{-\alpha t}\right)^*(s) = \dfrac{\alpha}{s+\alpha}$, $(F_1 \cdot F_2)^*(s) = F_1^*(s) F_2^*(s)$ [2], получаем

$$HG^*(s) = \frac{\mu\beta_1}{s+\beta_1} + \frac{(1-\mu)\beta_2}{s+\beta_2} + HG^*(s)\left(\frac{\mu\beta_1}{s+\beta_1} + \frac{(1-\mu)\beta_2}{s+\beta_2}\right).$$

Отсюда:

$$HG^*(s) = \frac{\dfrac{\mu\beta_1}{s+\beta_1} + \dfrac{(1-\mu)\beta_2}{s+\beta_2}}{1 - \left(\dfrac{\mu\beta_1}{s+\beta_1} + \dfrac{(1-\mu)\beta_2}{s+\beta_2}\right)} = \frac{(\mu\beta_1 + (1-\mu)\beta_2)s + \beta_1\beta_2}{s(s + (1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2)} =$$

$$= \frac{\beta_1\beta_2}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2}\frac{1}{s} + \frac{\mu(1-\mu)(\beta_1 - \beta_2)^2}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2}\frac{1}{s + (1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2}.$$

После обратного преобразования

$$HG(t) = \frac{\beta_1\beta_2}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2} t + \frac{\mu(1-\mu)(\beta_1 - \beta_2)^2}{((1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2)^2}\left(1 - e^{-((1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2)t}\right).$$

В обозначениях

$$A = \frac{\beta_1\beta_2}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2},\ B = \frac{\mu(1-\mu)(\beta_1 - \beta_2)^2}{((1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2)^2},$$
$$D = (1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2,$$

$$HG(t) = At + B(1 - e^{-Dt}). \tag{6}$$

Подставляя найденную $HG(t)$ в (4), после интегрирования получаем

$$HFG(t) = At + \sum_{i=1}^{n}\lambda_i\left(1 - \frac{A}{\alpha_i} + \frac{DB}{D - \alpha_i}\right) \times \left(1 - e^{-\alpha_i t}\right) - B\sum_{i=1}^{n}\frac{\lambda_i\alpha_i}{D - \alpha_i}\left(1 - e^{-Dt}\right).$$

Положив здесь $\mu = 1$, получим функцию восстановления общего процесса, образованного первой функцией распределения как смесь n экспоненциальных распределений, а второй и следующими – $G(t) = 1 - e^{-\beta t}$, $\beta = \beta_1$.

$$HFG(t) = \beta t + \sum_{i=1}^{n}\lambda_i\left(1 - \frac{\beta}{\alpha_i}\right)\left(1 - e^{-\alpha_i t}\right). \tag{7}$$

Оптимизация стратегий восстановления. Рассмотрим три стратегии восстановления, предполагая, что все восстановления происходят за пренебрежимо малое время и система функционирует неограниченно долго (достаточно долго) [2]:

– стратегия C_a – стратегия аварийных восстановлений, проводятся только аварийные восстановления;

– стратегия C_b – стратегия восстановления блоками, наряду с аварийными восстановлениями в фиксированные моменты времени τ, $2\tau\ldots$ проводятся профилактические восстановления;

– стратегия C_c – стратегия строго периодических восстановлений, наряду с аварийными восстановлениями проводятся профилактические, если элемент проработал без отказов заданный интервал времени τ.

Интенсивности затрат (средние затраты на восстановления в единицу времени) R_a, R_b, R_c для стратегий C_a, C_b, C_c вычисляются соответственно по формулам [2]

$$R_a = \frac{c_a}{\mu_2}, \quad R_b(\tau) = \frac{c_p + c_a H(\tau)}{\tau},$$
$$R_c(\tau) = \frac{c_a F(\tau) + c_p(1 - F(\tau))}{\int\limits_0^\tau (1 - F(t))dt}, \tag{8}$$

где c_a, c_p – средние затраты на аварийные и профилактические восстановления соответственно; $\mu_i = E(X_i)$ – средняя наработка элемента до отказа. Первая формула в (8) дает интенсивность затрат стратегии C_a при аварийных восстановлениях, образующих общий процесс восстановления, вторая – интенсивность затрат стратегии C_b для случая, когда аварийные восстановления образуют общий процесс восстановления, а после каждого профилактического восстановления в моменты времени τ, 2τ, …, $n\tau$ заново начинается рассматриваемый общий процесс восстановления. Третья формула в (8) дает интенсивность затрат стратегии C_c, когда функции распределения наработок при всех аварийных и профилактических восстановлениях совпадают.

Рассмотрим стратегию C_b при общем процессе восстановления, когда первая функция распределения является смесью n экспоненциальных распределений, а вторая и следующие – экспоненциальное распределение.

Учитывая (7), запишем функцию интенсивности затрат:

$$R_b(\tau) = \frac{c_p + c_a H(\tau)}{\tau} =$$
$$= c_a \frac{c + \left(\sum\limits_{i=1}^n \lambda_i \left(1 - \frac{\beta}{\alpha_i}\right)\left(1 - e^{-\alpha_i \tau}\right) + \beta\tau\right)}{\tau}, \quad c = \frac{c_p}{c_a}.$$

Имеем $\lim\limits_{\tau \to 0} R_b(\tau) = \infty, \quad \lim\limits_{\tau \to \infty} R_b(\tau) = c_a \beta.$

Получили формулу $R_a = c_a \beta$ – интенсивности эксплуатационных затрат стратегии только аварийных восстановлений C_a (время проведения профилактических восстановлений устремляем к бесконечности). Заметим, что прямая $R_b = c_a \beta = R_a$ является горизонтальной асимптотой графика интенсивности затрат $R_b(\tau)$. Далее

$$R_b'(\tau) = c_a \times$$
$$\times \frac{\left(\sum\limits_{i=1}^n \lambda_i (\alpha_i - \beta) e^{-\alpha_i \tau} + \beta\right)\tau - c - \beta\tau - \sum\limits_{i=1}^n \lambda_i \left(1 - \frac{\beta}{\alpha_i}\right)\left(1 - e^{-\alpha_i \tau}\right)}{\tau^2} =$$
$$= c_a \frac{-c - 1 + \beta \sum\limits_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i} + \sum\limits_{i=1}^n \lambda_i [(\alpha_i - \beta)\tau + (1 - \frac{\beta}{\alpha_i})] e^{-\alpha_i \tau}}{\tau^2}.$$

Введем функцию (числитель в формуле для R_b')

$$f(\tau) = -c - 1 + \beta \sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i} + \sum_{i=1}^n \lambda_i \left[(\alpha_i - \beta)\tau + \left(1 - \frac{\beta}{\alpha_i}\right)\right] e^{-\alpha_i \tau}.$$

Имеем

$$f(0) = -c - 1 + \beta \sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i} + \sum_{i=1}^n \lambda_i \left(1 - \frac{\beta}{\alpha_i}\right) =$$
$$= -c < 0, \quad f(\infty) = -c - 1 + \beta \sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i},$$

$$f'(\tau) = \sum_{i=1}^n \lambda_i (\alpha_i - \beta) e^{-\alpha_i \tau} - \sum_{i=1}^n \lambda_i \alpha_i (\alpha_i - \beta) \tau e^{-\alpha_i \tau} -$$
$$- \sum_{i=1}^n \lambda_i (\alpha_i - \beta) e^{-\alpha_i \tau} = \tau \sum_{i=1}^n \lambda_i \alpha_i (\beta - \alpha_i) e^{-\alpha_i \tau}.$$

Потребуем выполнения двух неравенств

$$f(\infty) = -c - 1 + \beta \sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i} > 0, \quad \sum_{i=1}^n \lambda_i \alpha_i (\beta - \alpha_i) e^{-\alpha_i \tau} > 0.$$

Они выполняются, например, при

$$\beta \geq \max \alpha_i, \quad \beta > (c + 1) / \sum_{i=1}^n \frac{\lambda_i}{\alpha_i}. \tag{9}$$

Тогда функция $f(\tau)$ монотонно возрастает на промежутке $(0, \infty)$, и, будучи отрицательной в нуле и положительной на бесконечности, она, а вместе с ней $R_b'(\tau)$, один раз пересекает ось $O\tau$ в некоторой точке $\tau = \tau^* > 0$.

Точка $\tau = \tau^* > 0$ является точкой минимума функции $R_b(\tau)$, так как при ее переходе функция $R_b'(\tau)$ меняет знак с «–» на «+». Учитывая еще поведение $R_b(\tau)$ в нуле и на бесконечности, заключаем, что в точке $\tau = \tau^*$ функция интенсивности затрат стратегии C_b принимает наименьшее значение, и $R_b(\tau^*) < R_a$, так как если $R_b(\tau^*) > R_a$, то функция $R_b(\tau)$ должна была бы иметь более чем одну точку экстремума.

Таким образом, установили, что по критерию минимума интенсивности затрат при выполнении неравенств (9) следует проводить стратегию C_b в сравнении со стратегией C_a.

Характерные графики интенсивностей затрат стратегий C_b и C_a при выполнении неравенства (9) имеют вид, представленный на рис. 4.

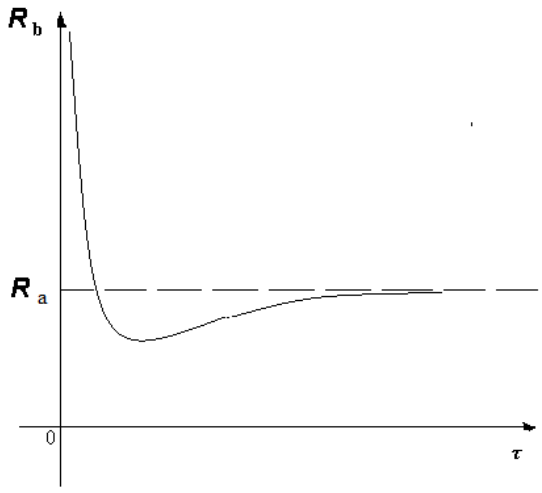


Рис. 4. Графики интенсивностей затрат стратегий C_b и C_a

Сравним стратегии C_b, C_c со стратегией C_a по критерию минимума интенсивности затрат за счет выбора оптимального времени проведения профилактических восстановлений, когда функции распределения наработок при всех аварийных и профилактических восстановлениях совпадают и являются смесью двух экспоненциальных распределений (3).

Рассмотрим стратегию C_b. Запишем функцию интенсивности затрат:

$$R_b(\tau) = \frac{c_p + c_a\left(A\tau + B\left(1 - e^{-D\tau}\right)\right)}{\tau}.$$

Из $\lim\limits_{\tau\to\infty} R_b(\tau) = c_a A$ следует формула интенсивности затрат стратегии только аварийных восстановлений:

$$R_a = c_a A = c_a \frac{\beta_1\beta_2}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2}.$$

Сравним интенсивности затрат стратегий C_b и C_a:

$$R_b(\tau) = \frac{c_p + c_a(A\tau + B(1 - e^{-D\tau}))}{\tau} \geq c_a A = R_a.$$

Отсюда $R_b(\tau) \geq R_a$.

Таким образом, в рассматриваемом случае, в сравнении со стратегией C_a, стратегию C_b проводить нецелесообразно. Профилактические восстановления лишь увеличат интенсивность затрат.

Рассмотрим стратегию C_c:

$$R_c(\tau) = \frac{c_a(\mu(1-e^{-\beta_1\tau}) + (1-\mu)(1-e^{-\beta_2\tau})) + c_p(\mu e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)e^{-\beta_2\tau})}{\int_0^\tau (\mu e^{-\beta_1 t} + (1-\mu)e^{-\beta_2 t})dt} =$$

$$= \frac{c_a\left(\mu\left(1-e^{-\beta_1\tau}\right) + (1-\mu)\left(1-e^{-\beta_2\tau}\right)\right) + c_p\left(\mu e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)e^{-2\tau}\right)}{\frac{\mu}{\beta_1}\left(1-e^{-\beta_1\tau}\right) + \frac{1-\mu}{\beta_2}\left(1-e^{-\beta_2\tau}\right)} =$$

$$= c_a\beta_1\beta_2 \frac{1-(1-c)\left(\mu e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)e^{-\beta_2\tau}\right)}{\mu\beta_2 + (1-\mu)\beta_1 - \left(\mu\beta_2 e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)\beta_1 e^{-\beta_2\tau}\right)}, \quad (10)$$

$$c = \frac{c_p}{c_a}.$$

Далее

$$R_c(\tau) - R_a =$$

$$= c_a\beta_1\beta_2\left(\frac{1-(1-c)\left(\mu e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)e^{-\beta_2\tau}\right)}{\mu\beta_2 + (1-\mu)\beta_1 - \left(\mu\beta_2 e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)\beta_1 e^{-\beta_2\tau}\right)} - \frac{1}{(1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2}\right) =$$

$$= c_a\beta_1\beta_2 \frac{\mu\left(\beta_2 - k(1-c)\right)e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)(\beta_1 - k(1-c))e^{-\beta_2\tau}}{\left(k - \left(\mu\beta_2 e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)\beta_1 e^{-\beta_2\tau}\right)\right)k}, \quad (11)$$

$$k = (1-\mu)\beta_1 + \mu\beta_2.$$

Пусть $\beta_2 > \beta_1$. Отсюда $e^{-\beta_1\tau} > e^{-\beta_2\tau}$ при $\tau > 0$. Рассмотрим числитель в (11):

$$\mu(\beta_2 - k(1-c))e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)(\beta_1 - k(1-c))e^{-\beta_2\tau}.$$

Покажем, что $\beta_2 - k(1-c) > 0$. Имеем:

$$\beta_2 - k(1-c) = k\left(c - 1 + \frac{\beta_2}{k}\right) =$$

$$= k\left(c + \frac{\beta_2 - \mu\beta_2 - (1-\mu)\beta_1}{k}\right) =$$

$$= k\left(c + \frac{(1-\mu)(\beta_2 - \beta_1)}{k}\right) > 0.$$

Учитывая еще, что $e^{-\beta_1\tau} > e^{-\beta_2\tau}$, покажем, что числитель в (11) больше нуля:

$$\mu(\beta_2 - k(1-c))e^{-\beta_1\tau} + (1-\mu)(\beta_1 - k(1-c))e^{-\beta_2\tau} >$$

$$> e^{-\beta_2\tau}(\mu(\beta_2 - k(1-c)) +$$
$$+ (1-\mu)(\beta_1 - k(1-c))) = e^{-\beta_2\tau}kc > 0.$$

Аналогично показывается, что и при $\beta_2 < \beta_1$ числитель в (11) больше нуля.

Из вида формулы (10) следует, что ее знаменатель больше нуля. Таким образом, у выражения $R_c(\tau) - R_a$ при $\tau > 0$ числитель и знаменатель положительны. Следовательно, при всех $\tau > 0$

$$R_c(\tau) > R_a.$$

Таким образом, установили, что в случае простого процесса восстановления со смесью двух экспоненциальных распределений (3), при выборе из стратегий C_a, C_b, C_c оптимальной по критерию минимума интенсивности эксплуатационных затрат, оптимальна стратегия C_a – стратегия только аварийных восстановлений.

Замечание. Рассмотрение стратегии C_b при общем процессе восстановления, когда первая функция распределения является смесью n экспоненциальных распределений, а вторая и следующие – одно экспоненциальное распределение, показало влияние распределения наработки до отказа первого заменяемого элемента в процессе восстановления. Так, при выполнении неравенства (9) по критерию минимума интенсивности эксплуатационных затрат следует проводить стратегию C_b с профилактикой в моменты времени τ^*, $2\tau^*$... в сравнении со стратегией C_a, в которой профилактические восстановления не проводятся.

Метод моментов получения точечных оценок неизвестных параметров смеси двух распределений Эрланга порядка *n*. Рассмотрим метод моментов нахождения точечных оценок параметров смеси распределений, так как нахождение точечных оценок методом максимального правдоподобия для смеси распределений значительно усложняется. Это связано со сложностью трансцендентной целевой функции правдоподобия для минимизации и большим количеством неизвестных параметров (к параметрам функций распределения, задающих смесь, добавляются неизвестные параметры λ_i с дополнительными условиями $\lambda_i \ge 0, \sum_{i=1}^{k}\lambda_i = 1$). Задача может усложниться за счет определения функций распределения, задающих смесь, и их количества. Это так называемая задача расщепления смеси. В работах [14–16] рассматривается теория и алгоритмы решения таких задач методом максимального правдоподобия. Заметим, что оценки, полученные методом моментов, могут являться начальным приближением при решении задач методом максимального правдоподобия.

Пусть $F(t, \alpha_1, \alpha_2, \ldots, \alpha_r)$ – функция распределения, $\alpha_1, \alpha_2, \ldots, \alpha_r$ – неизвестные параметры. Методом моментов точечные оценки параметров $\alpha_1, \alpha_2, \ldots, \alpha_r$ находятся, приравнивая теоретические моменты $\mu_k = \int_0^\infty x^k dF(x, \alpha_1, \alpha_2, \ldots, \alpha_r)$ и эмпирические моменты $M_k = \frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} x_i^k$ до порядка r:

$$\int_0^\infty x^k dF(x, \alpha_1, \alpha_2, \ldots, \alpha_r) = \frac{1}{N}\sum_1^N x_i^k, \quad k = 1 \ldots r. \qquad (12)$$

Рассмотрим смесь двух распределений Эрланга порядка n

$$F(t) = \lambda\left(1 - e^{\alpha_1 t}\sum_{i=0}^{n-1}\frac{(\alpha_1 t)^k}{k!}\right) +$$
$$+(1-\lambda)\left(1 - e^{\alpha_2 t}\sum_{i=0}^{n-1}\frac{(\alpha_2 t)^k}{k!}\right), \alpha_1 \ne \alpha_2,$$
$$f(t) = \lambda\frac{(\alpha_1)^n t^{n-1}}{(n-1)!}e^{\alpha_1 t} + (1-\lambda)\frac{(\alpha_2)^n t^{n-1}}{(n-1)!}e^{\alpha_2 t}.$$

При $n = 1$ имеем смесь двух экспоненциальных распределений.

Методом моментов получим точечные оценки параметров α_1, α_2, λ (n – задано). С использованием формулы $\int_0^\infty t^k e^{-\alpha t}dt = \frac{k!}{\alpha^{k+1}}$, в соответствии с (12) получаем систему для определения α_1, α_2, λ:

$$\frac{n\lambda}{\alpha_1} + \frac{n(1-\lambda)}{\alpha_2} = M_1,$$
$$\frac{n(n+1)\lambda}{\alpha_1^2} + \frac{n(n+1)(1-\lambda)}{\alpha_2^2} = M_2, \qquad (13)$$
$$\frac{n(n+1)(n+2)\lambda}{\alpha_1^3} + \frac{n(n+1)(n+2)(1-\lambda)}{\alpha_2^3} = M_3.$$

В переменных $\beta_1 = \frac{1}{\alpha_1}$, $\beta_2 = \frac{1}{\alpha_2}$ систему (13) запишем в виде

$$\lambda\beta_1 + (1-\lambda)\beta_2 = \overline{M}_1, \quad \overline{M}_1 = \frac{M_1}{n},$$
$$\lambda\beta_1^2 + (1-\lambda)\beta_2^2 = \overline{M}_2, \quad \overline{M}_2 = \frac{M_2}{n(n+1)}, \qquad (14)$$
$$\lambda\beta_1^3 + (1-\lambda)\beta_2^3 = \overline{M}_3, \quad \overline{M}_3 = \frac{M_3}{n(n+1)(n+2)}.$$

Из системы (14) исключаем λ: $\lambda = \frac{\overline{M}_1 - \beta_2}{\beta_1 - \beta_2}$,

$$\overline{M}_1(\beta_1 + \beta_2) - \beta_1\beta_2 = \overline{M}_2, \qquad (15)$$
$$\overline{M}_1(\beta_1 + \beta_2)^2 - \overline{M}_1\beta_1\beta_2 - \beta_1\beta_2(\beta_1 + \beta_2) = \overline{M}_3.$$

В переменных $p = \beta_1 + \beta_2$ и $q = \beta_1\beta_2$ система (15) переходит в систему двух линейных уравнений относительно p и q

$$\overline{M}_1 p - q = \overline{M}_2, \quad \overline{M}_2 p - \overline{M}_1 q = \overline{M}_3.$$

Отсюда

$$p = \frac{\overline{M}_3 - \overline{M}_1\overline{M}_2}{\overline{M}_2 - \overline{M}_1^2}, \quad q = \frac{\overline{M}_1\overline{M}_3 - \overline{M}_2^2}{\overline{M}_2 - \overline{M}_1^2}$$

и

$$\beta_1 = \frac{p + \sqrt{p^2 - 4q}}{2}, \quad \beta_2 = \frac{p - \sqrt{p^2 - 4q}}{2}.$$

Возвращаясь к неизвестным α_1, α_2, запишем решение системы (13):

$$\lambda = \frac{(\overline{M}_1\alpha_2 - 1)\alpha_1}{\alpha_2 - \alpha_1},$$
$$\alpha_1 = \frac{2}{p + \sqrt{p^2 - 4q}}, \ \alpha_2 = \frac{2}{p - \sqrt{p^2 - 4q}}. \qquad (16)$$

Замечание. Если для конкретной выборки найденные решения α_1, α_2 комплексные, или хотя бы одно из них неположительное, или найденное λ не удовлетворяет неравенству $0 \le \lambda \le 1$, то метод моментов для данной выборки не дает возможность получить точечные оценки для параметров $\alpha_1, \alpha_2, \lambda$.

Из формул (16) при $n = 1$ получаем оценки параметров $\alpha_1, \alpha_2, \lambda$ для смеси двух экспоненциальных распределений:

$$\lambda = \frac{(M_1\alpha_2 - 1)\alpha_1}{\alpha_2 - \alpha_1}, \ \alpha_1 = \frac{2}{p + \sqrt{p^2 - 4q}},$$
$$\alpha_2 = \frac{2}{p - \sqrt{p^2 - 4q}},$$
$$p = \frac{M_3 - 3M_1M_2}{3(M_2 - 2M_1^2)}, \quad q = \frac{2M_1M_3 - 3M_2^2}{6(M_2 - 2M_1^2)}.$$

Заключение. Экспоненциальное распределение широко применяется в теории надежности технических систем. В периоде нормальной работы технических систем, когда на надежность влияют в основном внешние воздействия, интенсивность отказов имеет почти постоянный характер. Это позволяет при решении теоретических и ряда практических задач принимать у наработок до отказа экспоненциальное распределение – у экспоненциального распределения интенсивность отказов постоянна. Решения многих задач выписываются в явном виде. Отсутствие у интенсивности отказов экспоненциального распределения периода приработки и старения существенно обедняет использование экспоненциального распределения в прикладных задачах надежности технических систем.

У смеси экспоненциальных распределений, рассмотренной в работе, интенсивность отказов убывает, имеется период приработки, и она быстро становится почти постоянной. Такая смесь распределений принадлежит к классу распределений с монотонно убывающими интенсивностями отказов. Этому классу, например, принадлежат важные в теории надежности распределение Вейбулла–Гнеденко и гамма-распределение при значениях параметра формы, меньших единицы.

Проведенное исследование триады задач – нахождение в явном виде точечных оценок параметров смеси методом моментов, функции восстановления при простом и общем процессах восстановления, выбор оптимальной стратегии эксплуатации, обосновывает дальнейшее исследование теоретических и прикладных задач со смесями многих распределений в теории надежности технических систем.

Библиографические ссылки

1. Smith W. L. Renewal theory and its ramifications // J. Roy. Statist. Soc. 1958. Ser. B 20. P. 243–302.
2. Байхельт Ф., Франкен П. Надежность и техническое обслуживание. Математический подход : пер. с нем. М. : Радио и связь, 1988. 392 с.
3. Вопросы математической надежности / Ю. К Беляев [и др.]. М. : Радио и связь, 1983. 376 с.
4. Барлоу Р., Прошан Ф. Математическая теория надежности : пер. с англ. М. : Сов. радио, 1969. 488 с.
5. Булинская Е. В., Соколова А. И. Асимптотическое поведение некоторых стохастических систем хранения // Современные проблемы математики и механики. 2015. Т. 10, № 3. С. 37–62.
6. Гнеденко Б. В. Курс теории вероятностей. М. : Наука, 1988. 446 с.
7. Кокс Д., Смит Д. Теория восстановления : пер. с анг. М. : Сов. радио. 1967. 292 с.
8. Vainshtein I. I., Mikhal'chenko G. E., Vainshtein V. I. Optimizing the replacement order to minimize the mean number of system faults // Journal of Machinery Manufacture and Reliability. 2012. Vol. 41, iss. 5. P. 417–421.
9. Вайнштейн В. И. Математическое и программное обеспечение оптимизации проведения профилактических восстановлений при эксплуатации электронно-вычислительных систем : автореф. дис. … канд. физ.-мат. наук. Красноярск, 2006. 22 с.
10. О выборе стратегий эксплуатации технических систем / И. И. Вайнштейн [и др.] // Вестник СибГАУ. 2015. № 3 (16). С. 645–650.
11. Оптимизация стратегий эксплуатации технических систем с проведением аварийных и профилактических восстановлений / И. И. Вайнштейн [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (54). С. 20–25.
12. Каштанов В. А., Медведев А. И. Теория надежности сложных систем. М. : Физматлит, 2010. 606 с.
13. Надежность технических систем / Е. В. Сугак [и др.]; НИИ СУВПТ. Красноярск : МГП «Раско», 2001. 608 с.
14. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности / С. А. Айвазян [и др.]. М. : Финансы и статистика, 1989. 607 с.
15. Батракова Д. А., Королев В. Ю. Вероятностно-статистический анализ хаотических потоков в телекоммуникационных сетях с помощью скользящего разделения смесей // Системы и средства передачи информации. Специальный выпуск. М. : ИПИ РАН, 2006. С. 183–209.
16. Королев В. Ю. ЕМ-алгоритм, его модификации и их применение к задаче разделения смесей вероятностных распределений. Теоретический обзор. М. : ИПИ РАН, 2007. С. 94.

References

1. Smith W. L. Renewal theory and its ramifications. *J. Roy. Statist. Soc*. Ser. B 20, 1958, P. 243–302.

2. Baykhel't F., Franken P. *Nadezhnost' i tekhnicheskoe obsluzhivanie. Matematicheskiy podkhod* [The Reliability and Maintenance. Mathematical Approach]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1988, 392 p.

3. Barzilovich E. Yu., Belyaev Yu. R., Kashtanov V. A. et al. *Voprosy matematicheskoy nadezhnosti* [Questions of mathematical reliability]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1983, 376 p.

4. Barlou R., Proshan F. *Matematicheskaya teoriya nadezhnosti* [Mathematical theory of reliability]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1969, 488 p.

5. Bulinskaya E. V., Sokolova A. I. [The asymptotic behavior of some stochastic systems of storage]. *Sovremennye problemy matematiki i mekhaniki.* 2015, Vol. 10, No. 3, P. 37–62 (In Russ.).

6. Gnedenko B. V. *Kurs teorii veroyatnostey* [The course in the probability theory]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 448 p.

7. Koks D., Smit V. *Teoriya vosstanovleniya* [The restoration theory]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1967, 292 p.

8. Vainshtein I. I., Mikhal'chenko G. E., Vainshtein V. I. Optimizing the replacement order to minimize the mean number of system faults. *Journal of Machinery Manufacture and Reliability.* September 2012, Vol. 41, Iss. 5, P. 417–421.

9. Vainshteyn V. I. *Matematicheskoe i programmnoe obespechenie optimizatsii provedeniya profilakticheskikh vosstanovleniy pri ekspluatatsii elektronno-vychislitel'nykh system. Avtoref. diss. kand. fiz.-mat. nauk* [Mathematical and software support of optimization of preventive recovery during the electronic computing systems operation. Dr. phys. and math. sci. diss.]. Krasnoyarsk, 2006, 22 p.

10. Vainshteyn I. I., Mikhal'chenko G. E., Vainshteyn Yu. V., Safonov K. V. [About the choice of strategy of technical systems operation]. *Vestnik SibGAU.* 2015, Vol. 16, No. 3, P. 645–650 (In Russ.).

11. Vainshteyn I. I., Mikhal'chenko G. E., Vainshteyn Yu. V., Safonov K. V. [The optimization of strategies for the operation of technical systems with the performance of emergency and preventive restorations]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 2 (54), P. 20–25 (In Russ.).

12. Kashtanov V. A., Medvedev A. I. *Teoriya nadezhnosti slozhnykh sistem* [The reliability theory of complex systems]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010, 606 p.

13. Sugak E. V., Vasilenkov N. V., Nazarov G. G., Pan'shin A. B., Karkarin A. P. *Nadezhnost' tekhnicheskikh sistem* [The reliability of technical systems]. Krasnoyarsk, RASKO Publ., 2001, 608 p.

14. Ayvazyan S. A., Bukhshtaber V. M., Enyukov I. S., Meshalkin L. D. *Prikladnaya statistika. Klassifikatsiya i snizhenie razmernosti* [The applied statistics. Classification and decrease in dimension]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1989, 607 p.

15. Batrakova D. A., Korolev V. Yu. [The probabilistic and statistical analysis of chaotic streams telecommunication networks by means of the sliding division of mixtures]. *Sistemy i sredstva peredachi informatsii* [Systems and information transmitting means]. Special issue. Moscow, IPIRAN Publ., 2006, P. 183–209 (In Russ.).

16. Korolev V. Yu. *EM-algoritm, ego modifikatsii i ikh primenenie k zadache razdeleniya smesey veroyatnostnykh raspredeleniy. Teoreticheskiy obzor* [EM-algorithm, its modifications and their applications to mixture models identification. Theoritical survey.] Moscow, IIP RAN Publ., 2007, 94 p.

© Вайнштейн И. И., Федотова И. М.,
Вайнштейн Ю. В., Цибульский Г. М., 2017

УДК 004.422.8

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 25–32

ПРОГРАММНАЯ МОДИФИКАЦИЯ И РЕАЛИЗАЦИЯ ПРИЛОЖЕНИЯ MOODLE MOBILE

И. В. Василенко, Т. Н. Иванилова, В. А. Семенов

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

Создание множества новых мобильных технических средств связи привело к активному развитию разнообразных мобильных приложений, в частности, в дистанционной образовательной сфере. Именно информационно-спутниковая технология, т. е. дистанционная образовательная технология, основанная на использовании преимущественно космических спутниковых средств передачи данных, а также глобальных и локальных сетей для обеспечения взаимодействия участников образовательного процесса, доступа обучающихся к информационным образовательным ресурсам, является наиболее инновационной и востребованной. Отсутствие в удаленных и труднодоступных местах, где недостаточно развиты или полностью отсутствуют сотовые и проводные телекоммуникации, уже не будет являться препятствием осуществления обучения на расстоянии через безопасный и надежный доступ в Интернет.

Мобильные спутниковые технологии дают возможность использовать быстрые каналы передачи данных: позволяют принимать и отправлять электронную почту, файлы, обращаться к базам данных, корпоративным сетям, просматривать интернет-страницы, проводить видеоконференции. Вне зависимости от территориального расположения пользователей мобильного дистанционного обучения спутниковые сети помогут без проблем передавать большие массивы данных, например, файлы выполненных работ.

Одним из назначений мобильных спутниковых связей является обеспечение связи при проведении выездных мероприятий (обучение, семинары, презентации и т. д.).

Существует механизм поддержки и развития дистанционного и электронного обучения у системы дистанционного обучения (СДО) Moodle – официального кросс-платформенного мобильного приложения Moodle Mobile 2, программный код которого находится в открытом доступе.

По заказу Центра технологий дистанционного обучения СибГАУ, в котором используется СДО Moodle, было составлено техническое задание по модификации Moodle Mobile 2 для того, чтобы предоставить пользователю более полную информацию об учебном процессе.

В результате исследования структуры мобильного приложения Moodle Mobile и дальнейших разработок была дописана серверная составляющая путем создания php-скриптов. Также реализованы дополнительные модули в Moodle Mobile с использованием HTML, CSS, JavaScript, Ionic framework, Apache Cordova, которые отображают контактную информацию преподавателей курса, учебный план с предоставлением пользователю списка дисциплин по семестрам, Ф. И. О. преподавателя и итоговую единицу дисциплины.

Выполнена сборка приложения под операционную систему Android. Приложение протестировано сервисом TestFairy, интегрировано в систему дистанционного обучения СибГАУ и размещено на портале дистанционного обучения СибГАУ под названием Moodle Mobile SibGTU с краткой инструкцией по установке.

Дополнительно разработанные возможности данного приложения способствуют повышению уровня коммуникации, информирования и успеваемости обучающихся, а также предоставляют доступ к информации в автономном режиме (без доступа в Интернет) при условии, что ранее эта информация была просмотрена.

Обучающимися могут быть как студенты, так и слушатели дополнительного образования, которые обучаются дистанционно, т. е. работники различных сфер, для которых созданы курсы.

Ключевые слова: спутниковая связь, мобильная передача данных, кросс-платформенное мобильное приложение, Moodle Mobile, HTML, CSS, JavaScript, Ionic, Apache Cordova.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 25–32

SOFTWARE MODIFICATION AND IMPLEMENTATION OF MOODLE MOBILE APPLICATIONS

I. V. Vasilenko, T. N. Ivanilova, V. A. Semenov

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

Creation of a number of new mobile communications technologies has led to the development of a variety of mobile applications, in particular in the field of distance education. It is information and satellite technology, ie distance learning technologies based on the use of space mainly satellite-based data transfer, as well as global and local networks for interaction between the participants of the educational process, student's access to information and educational resources that is the most innovative and popular. Absence in remote and inaccessible areas, where insufficient or completely absent cellular and wireline telecommunications, will no longer be an obstacle to the implementation of distance learning through a safe and reliable Internet access.

Mobile satellite technology makes it possible to use fast data channels and can send and receive e-mail, files, access databases, corporate networks, browse Internet pages, video conferencing. Regardless of geographic location of mobile users of distance learning satellite network will help easily transfer large amounts of data, such as files of the executed works.

One of the purposes of mobile satellite communications is to provide communication during outdoor events (training, seminars, presentations, etc.).

There is a mechanism of support and development of distance and e-learning in distance learning system (LMS) Moodle – a formal cross-platform mobile 2 Moodle Mobile app, the code of which is publicly available.

By order of distance learning technologies SibSAU Center, which uses the Moodle LMS, the terms of reference were drawn up for the modification of Moodle Mobile 2 in order to provide the user with more information about the learning process.

As a result of studying the structure of Moodle Mobile mobile applications and further development, the server component was unfinished, by creating a php script. Additional modules are also implemented in Moodle Mobile by using HTML, CSS, JavaScript, Ionic framework, Apache Cordova, which reflect: the contact information of the course teachers; curriculum with the presentation to the user a list of subjects per semester, the teacher's name and the final unit discipline.

Applications for the Android operating system have been assembled.

The app has been tested by the service TestFairy, integrated into the system of distance learning SibSAU and posted on the portal of distance learning SibSAU called "Moodle Mobile SibGTU" with the brief instructions for installation.

Additionally developed possibilities of this application enhance the level of communication, information and academic performance of students, as well as provide access to information in offline mode (without internet access) provided that before this information has been viewed.

Learners can be both students and students of additional education who are trained remotely, that is, employees of various fields, which created courses.

Keywords: satellite connection, mobile data, cross-platform mobile application, Moodle Mobile, HTML, CSS, JavaScript, Ionic, Apache Cordova.

Введение. Актуальность исследований, представленных в данной статье, определяется необходимостью проведения современных разработок в области внедрения мобильных приложений в образовательную сферу деятельности, а именно, в область, связанную с дистанционными образовательными технологиями с применением космических спутниковых средств передачи данных [1]. Наиболее распространенной системой дистанционного обучения (СДО) в России и за рубежом на данный момент времени является СДО Moodle. Система с открытым программным кодом позволяет дописывать приложения, необходимые для реализации конкретных задач пользователей.

В данной статье рассматриваются исследования, предназначенные для модификации официального мобильного приложения Moodle Mobile 2 [2–4].

Мобильное приложение Moodle Mobile 2 работает под управлением таких минимальных версий мобильных операционных систем, как Android v.4.1.1, iOS v.3.9.1 и др. При этом версия системы дистанционного обучения Moodle должна быть не ниже v.2.4. Для подключения к конкретному сайту Moodle необходимо иметь доступ в Интернет.

Так как исходный код приложения Moodle Mobile находится в открытом доступе, появилась возможность расширения функционала приложения [5].

Авторами был произведен этап установки всех необходимых зависимостей и программ: Node.js, Ionic Framework, Cordova, Moodle Mobile. Для разработки использовались HTML, CSS и JavaScript [6; 7].

В процессе разработки было проведено проектирование организации учебного процесса с использованием дистанционных технологий. Проектирование осуществлялось в программе BPwin, в которой были реализованы две модели – As–Is и To–Be.

Была разработана контекстная диаграмма организации учебного процесса Moodle SibGTU (рис. 1). Организация учебного процесса в As–Is состоит:

– из подготовки учебного процесса;
– дистанционного учебного процесса;
– формирования результата учебного процесса.

Для организации учебного процесса необходимо получить информацию о студенте, информацию о преподавателе и дистанционных курсах.

Разработанная модель To–Be отличается от модели As–Is тем, что в ней представлены новые возможности реализации дистанционного обучения через Moodle, такие как формирование индивидуального учебного плана и средство получения контактной информации о преподавателе, с помощью которой студент может написать или позвонить преподавателю, задать вопросы или договориться о консультации.

Модифицированное приложение содержит модули «Контактная информация преподавателей курса», «Учебный план», добавлена ссылка «Преподаватели» и модифицирован модуль отображения участников курса.

Разработка программного модуля «Контактная информация преподавателей курса». В Moodle Mobile 2 в пункте меню «Мои курсы» в блоке каждого курса есть ссылка на его участников, где отображаются все пользователи, подписанные на данный курс, независимо от роли участника [8]. Представим, что на курс подписано большое количество пользователей, и выделить среди них преподавателя будет достаточно сложно, что особенно важно для студентов заочного обучения, поэтому было решено разделить участников курса на студентов и преподавателей путем добавления отдельной ссылки «Преподаватели».

При реализации данного модуля в структуру приложения были внесены следующие изменения и дополнения:

– изменение модуля отображения участников курса (фильтрация по роли «студент»);

– добавление ссылки «Преподаватели».

Изменение модуля отображения участников курса. Структура подкаталога Participants – «Участники», расположенная в каталоге *addons*, представлена на рис. 2.

На рис. 2 можно увидеть, что в структуре подкаталога Participants есть контроллер *controllers/list.js* и шаблон *templates/list.html*, которые отображают полный список участников курса.

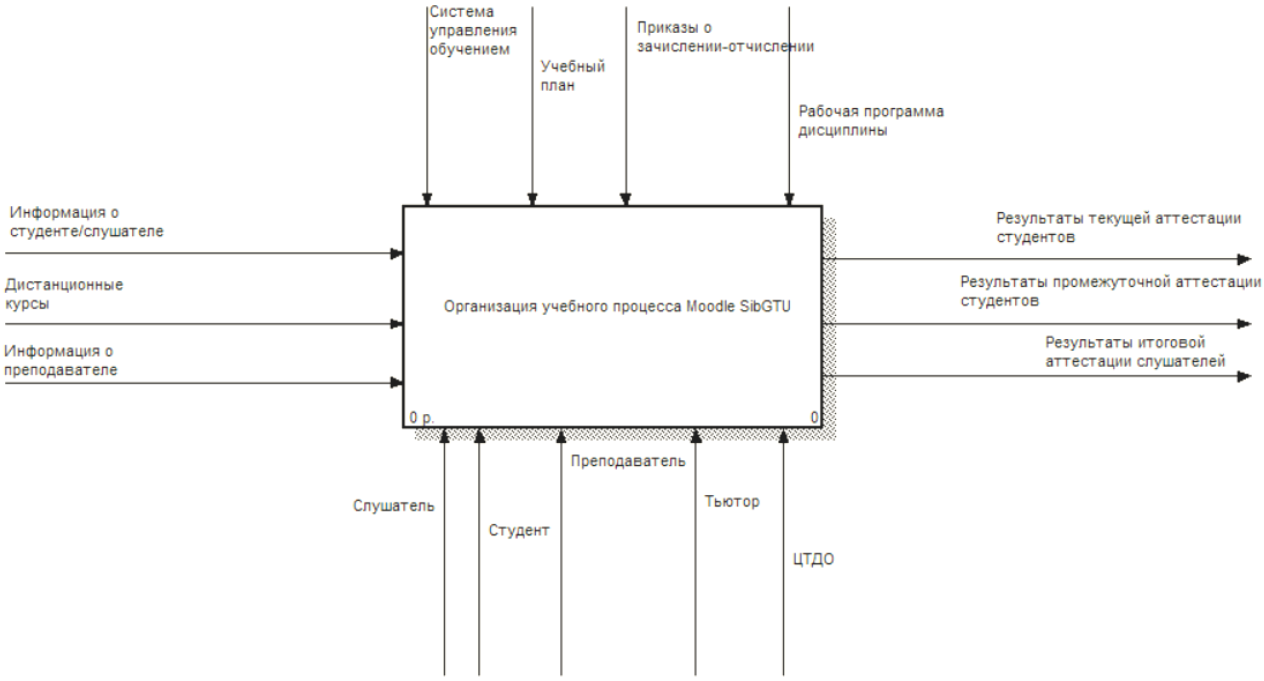


Рис. 1. Организация учебного процесса Moodle SibGTU
(The organization of educational process Moodle SibGTU)

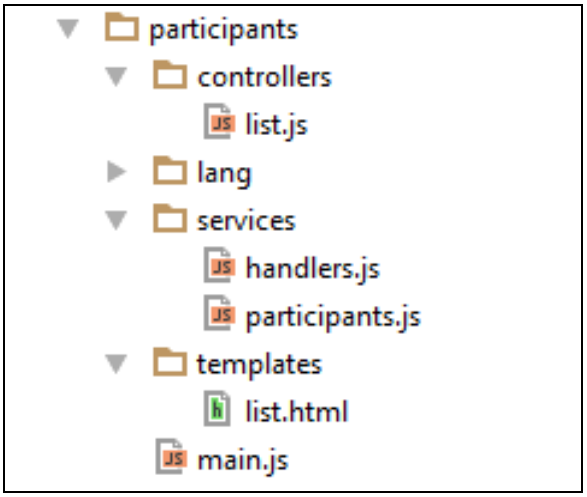


Рис. 2. Структура подкаталога Participants
(The structure of the subdirectory “Participants”)

Контроллер *list.js* будет получать и передавать шаблону данные на отображение всех участников с помощью вспомогательной службы, определенной в *participants.js*. Контроллер будет также осуществлять дополнительные функциональные возможности, например, поддержка функции «потяните вниз, чтобы обновить».

/services – каталог содержит службы приложений.

Служба *handlers.js* предназначена для работы со ссылками, которая их обрабатывает и по необходимости перенаправляет на сайт Moodle.

/lang – каталог языковых файлов.

/main.js – это обязательный файл. Он создает модуль AngularJS, определяет, где будет отображаться работа плагина в приложении, подключает контроллеры и шаблоны, подключает необходимые плагины в зависимости от того, что нажал пользователь.

Добавление ссылки «Преподаватели». При добавлении модуля «Контактная информация преподавателей курса» была разработана такая же структура подкаталога Teacher в каталоге *addons*, представленная на рис. 3.

В структуре подкаталога Teacher расположен контроллер *controllers/list.js* и шаблон *templates/list.html*, которые отображают список преподавателей курса.

Контроллер *list.js* будет получать и передавать шаблону данные на отображение всех преподавателей с помощью вспомогательной службы, определенной в *teacher.js*. Контроллер будет также осуществлять дополнительные функциональные возможности, например, поддержка функции «потяните вниз, чтобы обновить».

/services – каталог содержит службы приложений.

Служба *handlers.js* предназначена для работы со ссылками, которая их обрабатывает и по необходимости перенаправляет на сайт Moodle.

/lang – каталог языковых файлов.

/main.js – это обязательный файл. Он создает модуль AngularJS, определяет, где будет отображаться работа плагина в приложении, подключает контроллеры и шаблоны, подключает необходимые плагины в зависимости от того, что нажал пользователь.

Результат работы модуля приложения на мобильном устройстве представлен в разделе меню «Мои курсы» (рис. 4).

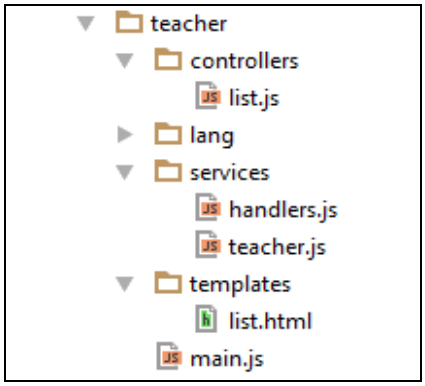


Рис. 3. Структура подкаталога Teacher
(The structure of the subdirectory “Teacher”)

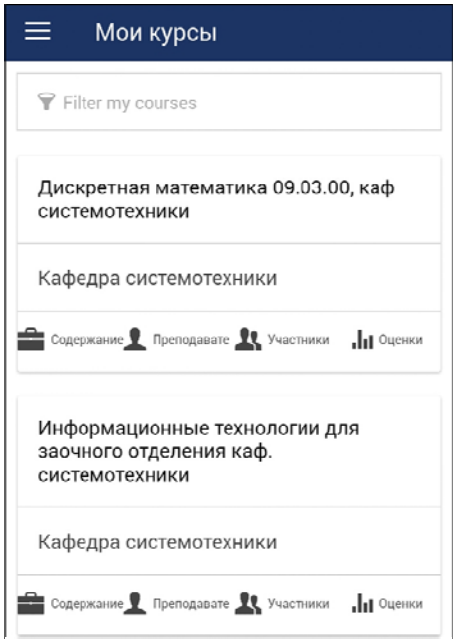


Рис. 4. Раздел меню «Мои курсы» (Section menu “My Courses”)

При переходе по ссылке «Преподаватели» открывается список преподавателей данного курса. Выбрав нужного преподавателя, открывается его профиль, где показана расширенная контактная информация: электронная почта, телефон, адрес. Также есть возможность отправить сообщение, добавить контакт, заблокировать контакт и просмотреть оценки.

Данное разделение участников курса на учащихся и преподавателей поможет быстро найти нужного пользователя. При первом открытии списка учащихся, преподавателей или профиля пользователя данные сохраняются в памяти телефона, что позволяет получить доступ к информации даже в автономном режиме (т. е. без доступа в Интернет).

Разработка программного модуля «Учебный план». Учебный план – это документ, определяющий состав учебных предметов, последовательность их изучения и общий объем отводимого на это времени.

В учебном плане высших учебных заведений определяется количество часов на семестр и на все время обучения (от 2 до 6 лет). В нем уточняются виды занятий по учебным предметам: количество лекций, семинарских, практических и лабораторных занятий, практикумов. Указаны учебные предметы, выносимые на зачеты и экзамены в каждом семестре, разные виды практики (производственная, педагогическая, преддипломная и др.).

При добавлении модуля «Учебный план» в мобильное приложение Moodle Mobile 2, в подкаталог Core были добавлены подкаталоги Semester и Plan, структура которых показана на рис. 5 и 6 соответственно.

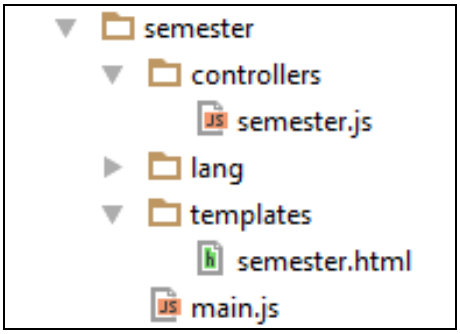


Рис. 5. Структура подкаталога Semester
(The structure of the subdirectory “Semester”)

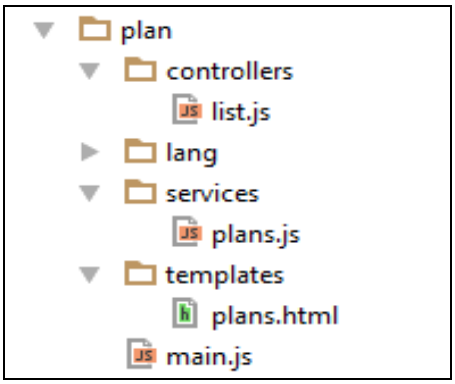


Рис. 6. Структура подкаталога Plan
(The structure of the subdirectory “Plan”)

В структуре подкаталога Semester расположен контроллер *controllers/semester.js* и шаблон *templates/semester.html*, которые отображают список семестров.

/lang – каталог языковых файлов.

/main.js – это обязательный файл. Он создает модуль AngularJS, определяет, где будет отображаться работа плагина в приложении, подключает контроллеры и шаблоны, подключает необходимые плагины в зависимости от того, что нажал пользователь.

В структуре подкаталога Plan расположен контроллер *controllers/list.js* и шаблон *templates/plans.html*, которые отображают список дисциплин, Ф. И. О. преподавателя каждой дисциплины и итоговую единицу дисциплины.

Контроллер *list.js* будет получать и передавать шаблону данные на отображение всех дисциплин для выбранного семестра с помощью вспомогательной службы, определенной в *services/plans.js*.

/lang – каталог языковых файлов.

/main.js – это обязательный файл. Он создает модуль AngularJS, определяет, где будет отображаться работа плагина в приложении, подключает контроллеры и шаблоны, подключает необходимые плагины в зависимости от того, что нажал пользователь.

В слайд-меню приложения добавлена ссылка на учебный план, как показано на рис. 7. Рассмотрим работу модуля на примере студента, подписанного на группу 21-10 очно-заочной формы обучения, для которой в системе Moodle представлен упрощенный учебный план на два семестра (рис. 8).

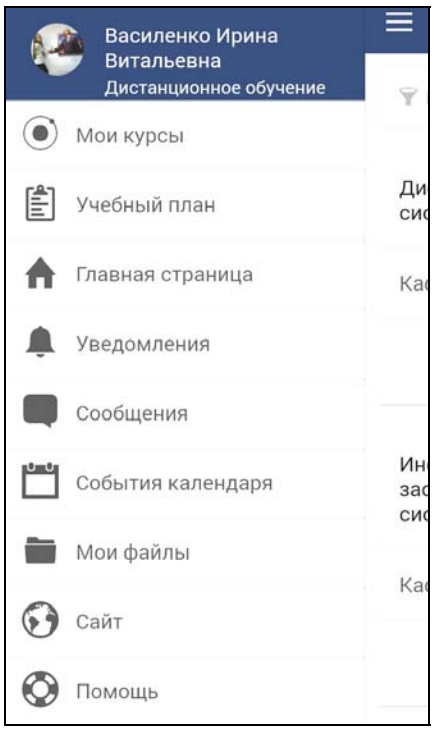


Рис. 7. Слайд-меню приложения
(Slide-menu the application)

При выборе, например, первого семестра, пользователь увидит список всех дисциплин, Ф. И. О. преподавателя каждой дисциплины и вид промежуточной аттестации, названной «Итоговая единица» (рис. 9).

Рис. 8. Окно выбора семестра (Semester selection window)

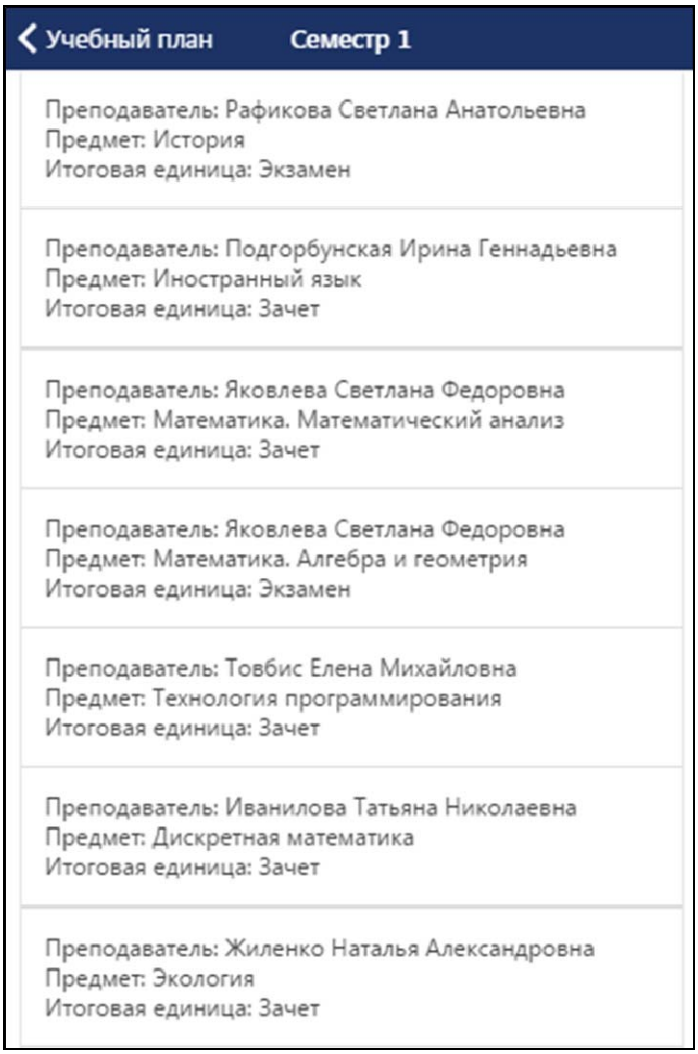


Рис. 9. Учебный план первого семестра (The curriculum of the first semester)

Аналогичным образом, через мобильное приложение Moodle Mobile 2 студенты других групп, для которых в системе СДО Moodle заполнен учебный план, могут его просматривать. Учебный план заполняет администратор сайта на основании данных, полученных в деканате.

Данная возможность позволяет пользователям получить необходимую информацию по дисциплинам в автономном режиме (т. е. без доступа в Интернет) при условии, если эта информация однажды была просмотрена, так как мобильное приложение устроено таким образом, что оно загружает в память телефона все действия пользователя.

После модификации и сборки приложения было произведено тестирование с помощью сервиса TestFiry [9–11]. Данный сервис бесплатный и прост в использовании. При загрузке проекта на сервис создается специальный проект для тестирования. После того, как прошло тестирование, сервис позволяет проследить то, как использовалось приложение на устройстве по диаграммам (рис. 10).

На диаграммах показана:

– задержка отзывчивости;
– производительность памяти;
– производительность процессора;
– пропускная способность сети.

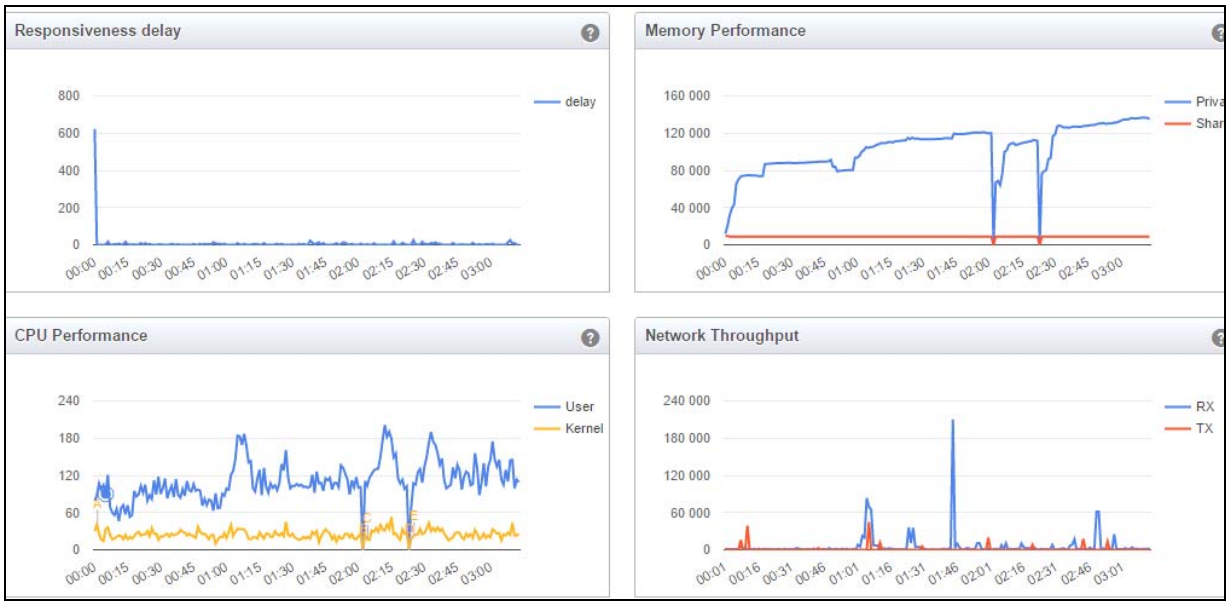


Рис. 10. Результаты тестирования (Test results)

Анализ диаграмм и статистики сервиса TestFiry показали, что приложение работает исправно на различных устройствах и под разными версиями операционной системы Android.

Заключение. В результате программной модификации и реализации приложения Moodle Mobile были выполнены следующие задачи:

1) подготовлено техническое задание на доработку мобильного приложения;

2) проведен этап проектирования дистанционного учебного процесса;

3) исследована структура мобильного приложения Moodle Mobile;

4) дописана серверная составляющая путем разработки php-скриптов;

5) разработаны модули в Moodle Mobile SibGTU с использованием HTML, CSS, JavaScript, Ionic framework, Apache Cordova:

– отображение учебного плана группы;

– отображение контактной информации преподавателей курса;

– модифицирован модуль «Участники» курса;

6) разработан новый дизайн интерфейса мобильного приложения;

7) выполнена сборка приложения под операционную систему Android;

8) приложение протестировано сервисом TestFairy, интегрировано в систему дистанционного обучения СибГАУ и размещено на портале дистанционного обучения СибГАУ под названием Moodle Mobile SibGTU с краткой инструкцией по установке [12–15].

Библиографические ссылки

1. Персональная спутниковая связь [Электронный ресурс]. URL: http://compress.ru/article.aspx?id=11523 (дата обращения: 14.09.2016).

2. Setting up your development environment for Moodle Mobile 2 [Электронный ресурс]. URL: https://docs.moodle.org/dev/Setting_up_your_development_environment_for_Moodle_Mobile_2 (дата обращения: 14.09.2016).

3. Moodle Mobile features [Электронный ресурс]. URL: https://docs.moodle.org/30/en/Moodle_Mobile_features (дата обращения: 1.12.2015).

4. Moodle Mobile [Электронный ресурс]. URL: https://docs.moodle.org/dev/Moodle_Mobile#Ionic_.2F_AngularJS (дата обращения: 02.02.2016).

5. GidHub. MoodleMobile [Электронный ресурс]. URL: https://github.com/moodlehq/moodlemobile (дата обращения: 12.09.2016).

6. Современный учебник JavaScript [Электронный ресурс]. URL: https://learn.javascript.ru/ (дата обращения: 10.03.2016).

7. Ionic Book: Table of Contents [Электронный ресурс]. URL: http://ionicframework.com/docs/guide/ (дата обращения: 1.03.2016).

8. Moodle Mobile Plugins Development [Электронный ресурс]. URL: https://docs.moodle.org/dev/Moodle_Mobile_Plugins_Development (дата обращения: 24.02.2016).

9. Инфраструктура разработки приложения на PhoneGap для iOS и Android [Электронный ресурс]. URL: https://habrahabr.ru/company/arcadia/blog/257749/ (дата обращения: 5.03.2016).

10. TestFiry [Электронный ресурс]. URL: https://free.testfairy.com (дата обращения: 16.09.2016).

11. IntelliJ IDEA [Электронный ресурс]. URL: https://www.jetbrains.com/idea/ (дата обращения: 04.04.16).

12. Центр технологий дистанционного обучения : сайт СибГАУ [Электронный ресурс]. URL: http://ctdo.sibgtu.ru (дата обращения: 10.12.2016).

13. Мобильное приложение для обучения муниципальных служащих – специалистов лесничеств / И. В. Василенко [и др.] // Хвойные бореальные зоны. Теоретический и научно-практический журнал. 2016. Т. XXXIV, № 3–4. С. 141–145.

14. Интеграция расширенной версии Moodle Mobile 2 с электронной образовательной средой СибГТУ / И. В. Василенко [и др.] // Экологическое

образование и природопользование в инновационном развитии региона : межрегион. науч.-практ. конф. : сб. статей школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых / СибГТУ, Красноярск. 2016. С. 81–84.

15. Возможности Moodle Mobile в дистанционном обучении / И. В. Василенко [и др.] // Вестник СибГТУ : теоретический и научно-практический журнал. 2015. № 1. С 13–16.

References

1. Personal satellite communications. Available at: http://compress.ru/article.aspx?id=11523 (accessed 14.09. 2016).

2. Setting up your development environment for Moodle Mobile 2. Available at: https://docs.moodle.org/dev/Setting_up_your_development_environment_for_Moodle_Mobile_2 (accessed 14.09.2016).

3. Moodle Mobile features. Available at: https://docs.moodle.org/30/en/Moodle_Mobile_features (accessed 1.12.2015).

4. Moodle Mobile. Available at: https://docs.moodle.org/dev/Moodle_Mobile#Ionic_.2F_AngularJS (accessed 02.02.2016).

5. GidHub. MoodleMobile2. Available at: https://github.com/moodlehq/moodlemobile2 (accessed 12.09.2016).

6. Modern manual JavaScript. Available at: https://learn.javascript.ru/ (accessed 10.03.2016).

7. Ionic Book: Table of Contents. Available at: http://ionicframework.com/docs/guide/ (accessed 1.03.2016).

8. Moodle Mobile Plugins Development. Available at: https://docs.moodle.org/dev/Moodle_Mobile_Plugins_Development (accessed 24.02.2016).

9. Infrastructure application development on PhoneGap for iOS and Android. Available at: https://habrahabr.ru/company/arcadia/blog/257749/ (accessed 5.03.2016).

10. TestFiry Available at: https://free.testfairy.com (accessed 16.09.2016).

11. IntelliJ IDEA. Available at: https://www.jetbrains.com/idea (accessed 04.04.16).

12. The center of distance learning technologies: website SibGTU. Available at: http://ctdo.sibgtu.ru (accessed 10.12.2016).

13. Vasilenko I. V., Semenov V. A. et al. [The mobile application for training municipal employees – forestry specialists]. *Khvoynye boreal'nye zony.* 2016, Vol. XXXIV, No. 3–4, P. 141–145 (In Russ.).

14. Vasilenko I. V., Semenov V. A. et al. [Integration of the expanded version of Moodle Mobile 2 e-learning environment SibGTU]. *Mezhregional'naya nauchno-prakticheskaya konferentsiya* "*Ekologicheskoe obrazovanie i prirodopol'zovanie v innovatsionnom razvitii regiona"* [Interregional Scientific and Practical Conference "Environmental education and natural resources in innovative development of the region"]. Krasnoyarsk, SibGTU Publ., 2016, P. 81–84 (In Russ.).

15. Vasilenko I. V., Semenov V. A. et al. [Moodle mobile opportunities in distance learning]. *Vestnik SibGTU.* 2015, No. 1, P. 13–16 (In Russ.).

© Василенко И. В., Иванилова Т. Н., Семенов В. А., 2017

УДК 67.05

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 33–39

ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЕВ ДИНАМИЧЕСКОГО КАЧЕСТВА ДЛЯ ОЦЕНКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ЗУБЧАТЫХ ПЕРЕДАЧ

М. Г. Гришечкина, А. Н. Щепин*, А. А. Иптышев, А. П. Смирнов

Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 26
*E-mail: stepler8@yandex.ru

Представлена методика оценки динамического качества электромеханического привода как в целом, так и отдельных составляющих его элементов при проектировании. В качестве одного из элементов электромеханического привода выбрана зубчатая передача, которая широко используется в механических приводах космической техники (приводы раскрытия антенн, поворотные механизмы антенн и т. п.). Для механических приводов космической техники при проведении агрегатных испытаний одним из критериев работоспособности является вибропрочность. В результате этих испытаний выполняется частотный анализ в момент запуска и эксплуатации, соответственно, предложенную методику можно использовать и при расчёте приводов космической техники. Рассмотрены динамические модели зубчатых передач, предложенные как российскими, так и зарубежными исследователями, и по результатам анализа предложена динамическая модель зубчатой передачи, позволяющая на этапе эскизного проекта сделать оценку динамического качества изделия с целью улучшения динамических характеристик привода при крутильно-поперечных колебаниях. Предложенная динамическая модель зубчатой передачи учитывает дополнительные степени свободы, что позволяет точнее оценить поведение динамической системы. Сделаны динамический расчет и оценка динамического качества с помощью коэффициента динамичности выбранной зубчатой передачи, которая показала хорошее динамическое качество спроектированной передачи. Предложенная методика позволяет на этапе эскизного проектирования без использования дорогостоящих CAD-, CAE-пакетов сделать быструю оценку динамического качества разрабатываемой конструкции привода с целью ее улучшения. Данная статья является продолжением работ авторов, направленных на составление динамической модели привода методом конечных элементов, состоящей из отдельных динамических элементов (ременных и цепных передач, электродвигателей, муфт, валов).

Ключевые слова: динамическая модель, зубчатые передачи.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 33–39

CRITERIA APPLICATION FOR EVALUATION OF QUALITY OF DYNAMIC PERFORMANCE GEAR

M. G. Grishechkina, A. N. Shhepin*, A. A. Iptyshev, A. P. Smirnov

Siberian Federal University
26, Kirenskogo Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation
*E-mail: stepler8@yandex.ru

The work is devoted to the method of the dynamic electromechanical drive quality assessment as a whole, and the individual constituent elements of the design. In this paper, as one of the elements of an electromechanical drive gear is selected, this is widely used in mechanical drives of space technology (antennas disclosure actuators, rotary mechanisms antennas, etc.). For mechanical drive space technology during the aggregation test one of the criteria of efficiency is vibration. As a result of these tests frequency analysis at the time of start-up and operation, respectively, is performed; the proposed methodology can be used in the calculation of drive space technology. The authors examined the dynamic model of gears, proposed by both Russian and foreign researchers, and according to the analysis proposed dynamic model of gear, which allows step conceptual design to make an assessment of the dynamic quality of the product in order to improve the drive dynamic performance with torsionally transverse vibrations. The proposed dynamic model of gear allows for additional degrees of freedom, which allows more accurate assessment of the behavior of dynamic systems. The dynamic analysis and evaluation of the dynamic quality through dynamic factor selected gear have been made, which showed good dynamic quality-designed transmission. The proposed method

allows for a conceptual design stage without expensive CAD, CAE packages to make a rapid assessment of the dynamic driving qualities of structures developed with a view to its improvement. This article is a continuation of the authors, aimed at drawing up a dynamic model of the drive by EC, consisting of separate dynamic elements (belt and chain drives, motors, couplings, shafts).

Keywords: dynamic model, gear.

Введение. Повышение качества машин и их важнейших составных частей – систем приводов, требует при проектировании учитывать динамические процессы, неизбежно возникающие в работе технологических машин. Эти процессы проявляются в форме колебаний инерционных масс на упругих элементах привода, вызывающих увеличение нагрузок в звеньях и кинематических парах, снижающих характеристики надежности и экономические показатели машины.

В настоящее время актуальной становится задача создания эффективного импортозамещающего оборудования для производства деталей (трубопроводов в ракетостроении, рессор автомобильного транспорта, обслуживающего данную отрасль, и др.) из отечественного сырья. Восстановление и ремонт деталей достаточно затруднителен, а покупка импортных комплектующих обходится дороже.

Все это позволит сократить себестоимость в 3–5 раз. Существует потребность в данном технологическом оборудовании. Основные преимущества этого оборудования – это простота в изготовлении, высокая надежность и относительно малая стоимость при мелкосерийном производстве.

В данный момент на существующем рынке нет предложений по данному виду оборудования для использования его в небольших автосервисах, малых предприятиях, а также в технопарке при ремонте и обслуживании технологических транспортных машин и другого оборудования как в полевых, так и стационарных условиях, а также для гибки труб различного поперечного сечения, необходимых для ракетостроения.

При разработке станка для рихтования и проката рессор, удовлетворяющих современным требованиям, был проведен патентный поиск и были обнаружены авторские свидетельства на аналогичное оборудование [1–3].

На этапе эскизного проекта была разработана оригинальная конструкция станка для рихтовки рессор (рис. 1), обладающая небольшими габаритами, технологичностью изготовления и относительно небольшой стоимостью. Данные характеристики станка позволяют без особых усилий перевозить его с одного места на другое, что может быть удобно при обслуживании на выездных полигонных испытаниях различных ракетных установок.

Также была выполнена разработка динамической модели привода станка, учитывающая совместное действие крутильно-поперечных колебаний на этапе эскизного проектирования и оценки динамических характеристик для исключения влияния вибрационных колебаний на качество рихтовки по разработанной ранее методике [4–8].

Одним из элементов в этой динамической модели является зубчатая передача. Зубчатые передачи широко используются в механических приводах космической техники (приводы раскрытия антенн, поворотные механизмы антенн и т. п.). Для механических приводов космической техники при проведении агрегатных испытаний одним из критериев работоспособности является вибропрочность. В результате этих испытаний выполняется частотный анализ в момент запуска и эксплуатации, соответственно, предложенную методику можно использовать и при расчёте приводов космической техники.

Рис. 1. Опытный образец конструкции станка для проката и рихтования рессор

Данная работа направлена на разработку методики расчёта динамических характеристик и анализа динамического качества зубчатых передач на этапе эскизного проектирования, учитывающей как крутильные, так и поперечные колебания в механической системе.

Разработка динамической модели станка. При проектировании оценку динамического качества привода обычно выполняют на стадии технического или рабочего проекта, когда уже созданы электронные твердотельные модели деталей и сборок. При этом используется метод электронного моделирования в САПР – CAE-системах типа MSC/NASTRAN, ADAMS (MDI) и др.

На стадии синтеза схемных решений и выполнения эскизного проекта привода необходимы методики и программные продукты более простого типа. Они должны позволять с помощью ЭВМ давать оценку принимаемым проектным решениям: выбрать лучшую по динамическим показателям конструкцию из ряда рассматриваемых вариантов или сопоставить полученные значения показателей с установленными нормами.

Большинство механических приводов технологических и транспортирующих машин являются многозвенными. В общем случае для оценки динамики разрабатываемой конструкции привода необходимо использовать уравнения движения с большим числом обобщенных координат. Применение упрощенных двух- и трехмассовых приведенных динамических моделей приводов не даст достаточной информации для совершенствования конструкции.

Существующие упрощенные методики и программы оценки динамических характеристик приводов, как правило, основаны на рассмотрении лишь крутильных колебаний в системе, т. е. динамики одномерных систем. Между тем, в реальных системах приводов наряду с крутильными колебаниями возникают колебания инерционных масс в поперечном и продольном (по отношению к осям валов) направлениях вследствие деформаций валов и подшипниковых опор. Более полная оценка динамического качества привода требует рассмотрения его многомерных систем с увеличенным количеством обобщенных координат.

Многомерные модели для расчета поперечных, изгибных и других видов колебаний разработаны лишь для отдельных элементов приводов (шпиндели металлорежущих станков, ступенчатые валы). Предложенный К. В. Аугустайтисом [9] метод расчета крутильно-поперечных колебаний с использованием уравнений Лагранжа второго рода с неопределенными множителями и нормальных координат Б. В. Булгакова неприемлем для расчета протяженных систем приводов в силу его трудоемкости и трудности вычислений на начальной стадии проектирования. Этот метод также не учитывает упругости зубчатых и гибких элементов передач, изгибной деформации валов.

В работе К. В. Аугустайтиса [9] рассматриваются модели приводов с зубчатыми передачами, в которых в качестве обобщенных координат приняты углы поворотов колес, расположенных на одном валу, и поперечные колебания каждого колеса (вдоль и поперек линии зацепления) по двум координатам на упругих опорах (рис. 2).

Преимущество данного метода заключается в том, что учитывается нелинейность сил трения и гироскопических сил в системе привода. Для этой цели он приводит уравнения движения к неклассическим нормальным координатам Б. В. Булгакова. Недостатком метода является то, что податливость в зацеплении зубчатых колес взаимодействующих валов не учитывается, а матрицы системы с применением избыточных координат оказываются заполненными, громоздкими, что затрудняет вычисление собственных значений системы с большим количеством элементов. Не учитываются также поперечные изгибы валов.

Показано, что многомерные системы в ряде случаев целесообразно разделять на одномерные, а результаты расчетов суммировать. Этот перспективный подход к расчетному анализу динамических систем приводов, к сожалению, еще недоработан. Например, нет эмпирических зависимостей для расчета поперечной жесткости муфт, дискретизации распределенных масс валов, методов приведения упругих податливостей валов и опор к узловым точкам моделей.

В работе [10] показано, что параметрические явления при вынужденных колебаниях косозубых зубчатых колес также можно изучать на ЭВМ сведением пары колес (рис. 3) к системе с сосредоточенными параметрами.

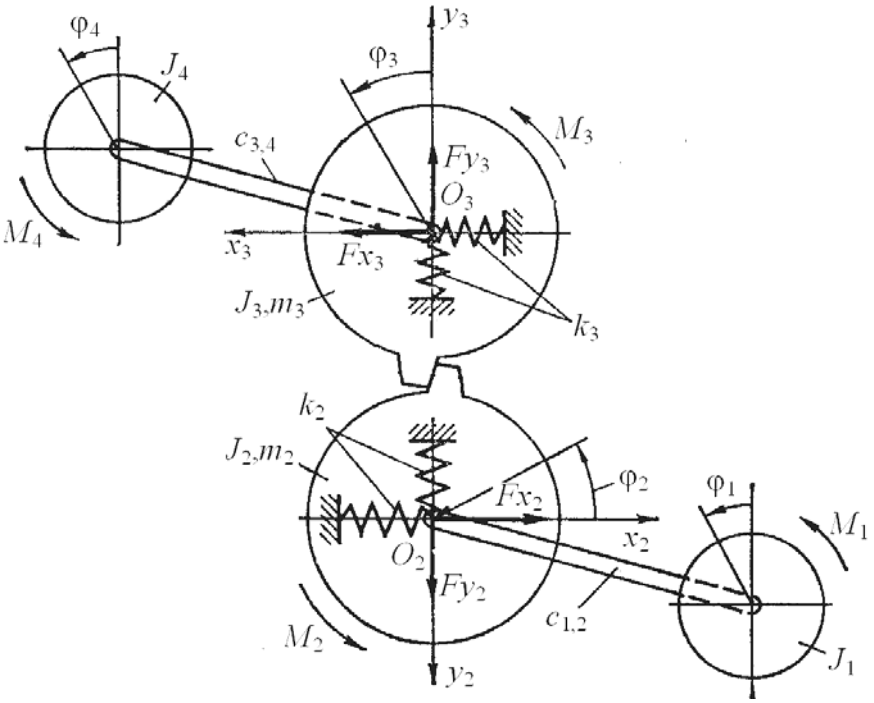


Рис. 2. Динамическая модель двухвальной зубчатой передачи при крутильно-поперечных колебаниях

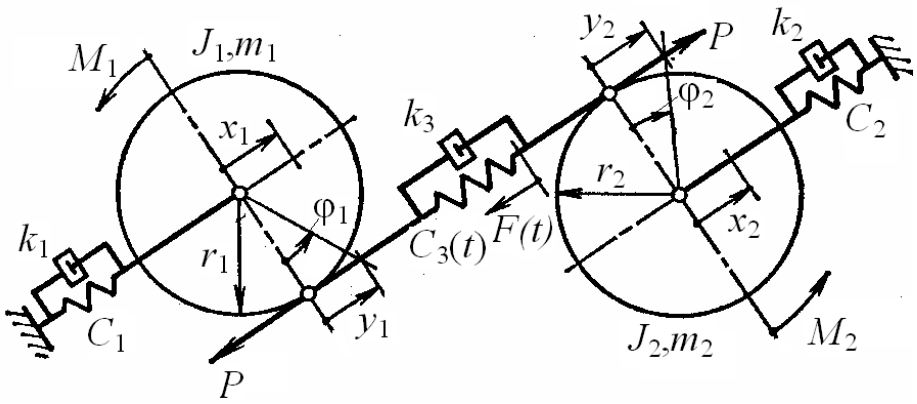


Рис. 3. Динамическая модель пары зубчатых колес при крутильно-поперечных колебаниях

Динамическая модель зубчатой пары должна учитывать поперечные и крутильные колебания колес; система дифференциальных уравнений, описывающих эти колебания, имеет вид

$$\left.\begin{aligned} &m_1\ddot{x}_1+k_1(\omega)\dot{x}_1+k_3(\omega)\dot{x}_3+C_1x_1+C_3(t)x_3=-F(t),\\ &m_2\ddot{x}_2+k_2(\omega)\dot{x}_2-k_3(\omega)\dot{x}_3+C_2x_2-C_3(t)x_3=F(t),\\ &J_1\ddot{\varphi}_1+k_3(\omega)R_{01}\dot{x}_3+C_3(t)R_{01}x_3=M_1-F(t)R_{01},\\ &J_2\ddot{\varphi}_2-k_3(\omega)R_{02}\dot{x}_3-C_3(t)R_{02}x_3=-M_2+F(t)R_{02},\end{aligned}\right\}\quad(1)$$

где $x_3 = (x_1 + \varphi_1 R_{01}) - (x_2 + \varphi_2 R_{02})$ – деформация зубчатого зацепления; m_i, J_i – массы и моменты инерции колес; C_i – жесткость опор; $C_3(t)$ – переменная во времени жесткость зацепления; $F(t)$ – функция силового возбуждения колебаний; $k_i(\omega)$, $k_3(\omega)$ – коэффициенты демпфирования в опорах колес и в зацеплении.

Динамическая модель переборного редуктора в случае, когда зубчатые колеса представляются в виде твердых тел, сводится к многомассовой системе, расчет которой с использованием ЭВМ не вызывает принципиальных сложностей. Однако для изучения процессов, происходящих в редукторах, целесообразно отдельно рассмотреть поведение каждой зубчатой пары, заменив связи, наложенные на зубчатые колеса сопряженными с ними деталями, динамическими жесткостями. В тех случаях, когда между деталями существует слабая упругая связь, такое выделение зубчатой пары с заменой динамической жесткости упругой связи ее статической жесткостью не приводит к заметным погрешностям [11; 12]. Однако отнесение упругой связи к слабой требует полного изучения всей динамической модели редуктора. Поэтому целесообразно применять геометрическую интерпретацию колебаний зубчатой пары, поскольку анализ аналитического решения задачи о колебаниях даже простейшего переборного редуктора чрезвычайно затруднителен и приводит к сложным зависимостям.

Заслуживает внимания предложенный Х. Р. Казыхановым [13] модульный метод формирования динамических систем тракторной техники, исследования и анализа их динамических характеристик. Модульный подход в сочетании с методом конечных элементов позволит упростить расчет и анализ динамических характеристик систем приводов. Для сравнительной оценки вариантов разрабатываемых приводов на начальном этапе проектирования необходимо разработать методики расчета крутильных и поперечных колебаний для схем приводов, составленных из характерных динамических модулей, таких как двигатель, передача, вал на опорах, муфта, нагрузка на выходном звене.

В зарубежных работах известны исследования Кахрамана [14; 15] и Паркера [16], в которых традиционно используются динамические модели с сосредоточенными параметрами [17], в которых зубчатое зацепление представляется в виде жёстких дисков, соединённых упруго-демпфирующей связью.

В многомерных системах механические передачи (зубчатые, с гибкой связью), а также муфты следует рассматривать как конечный элемент с двумя узловыми точками, которые обладают несколькими степенями свободы и соединены между собой упругим звеном.

При крутильных колебаниях зубчатые передачи моделируют в виде системы, состоящей из воспринимающего V и передающего P дисков, связанных податливым элементом – пружиной, имитирующей контактную и изгибную податливость взаимодействующих зубьев. Крутильную собственную податливость зубчатых передач по данным [18] можно определить по эмпирической зависимости

$$e_{\text{ПЗ}} = \frac{K_{\text{з}}}{bR_i^2\cos^2(\alpha+\rho)},\quad(2)$$

где K_3 – упругая деформация пары зубьев при действии единичного нормального давления, приложенного на единицу ширины зуба; для стальных прямозубых колес коэффициент контактной податливости $K_3 = 6\cdot10^{-11}$ м^2/Н; для стальных косозубых колес $K_3 = 3{,}6\cdot10^{-11}$ м^2/Н; для шевронных колес $K_3 = 4{,}4\cdot10^{-11}$ м^2/Н. По данным [20] податливость зубьев колес лежит в пределах $K_3 = (3{,}3–5)\cdot10^{-11}$ м^2/Н, что практически соответствует источнику [5].

Модель конечного элемента зубчатой передачи при крутильных колебаниях можно получить, представив его как двухдисковую систему с упругой безынерционной связью между дисками. При этом моменты инерции дисков должны быть приведены к тому же валу (оси вращения диска), к которому приводится крутильная податливость.

Элементы матрицы жесткости конечного элемента можно определить с помощью выражения потенциальной энергии системы. Если выразить перемещения точки контакта конечного элемента через угловые перемещения колес и радиусы их начальных окружностей, то потенциальная энергия П запишется в виде

$$2\Pi = K_{\text{ПЗ}}(R_1 \cdot \varphi_1^{\text{ПР}} - R_2 \cdot \varphi_2)^2, \qquad (3)$$

где $K_{\text{ПЗ}} = b\cdot\cos(\alpha + \rho)/K_3$; α – угол зацепления; ρ – угол трения в зацеплении; $\varphi_1^{\text{ПР}}$ – приведенный к ведущему диску *P* угол закручивания ведомого диска *V*. Учитывая, что $\varphi_1^{\text{ПР}} = \varphi_2 \cdot U_{VP}$, $U_{VP} = R_2 / R_1$, из преобразований [19] получим приведенную к диску *P* матрицу жесткости передачи:

$$[C] = K_{\text{ПЗ}} \cdot R_2^2 \cdot \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}. \qquad (4)$$

Полученное выражение согласуется с зависимостью, приведенной в [20].

В двухмерных системах зубчатую передачу следует рассматривать как конечный элемент (рис. 4) с двумя узловыми точками, каждая из которых обладает двумя степенями свободы, т. е. точки *V* и *P* имеют степени свободы x_V, φ_V, x_P, φ_P (x_V, x_P направлены вдоль линии центров колес).

Вектор узловых сил *Q* и вектор узловых перемещений *q* в конечном элементе связаны с искомой матрицей жесткости *C* размером 4×4 соотношением, в котором силы *Q* имеют разную размерность:

$$\{Q\} = [C]\cdot\{q\}. \qquad (5)$$

Матрица жесткости зубчатой передачи (рис. 4), приведенной к валу *P*, учитывая, что диски в зубчатой передаче вращаются в разных направлениях, а контактная и изгибная жесткость зубьев не зависит от межосевого расстояния, имеет вид

$$[C] = \begin{bmatrix} c_{11} & 0 & c_{13} & 0 \\ 0 & c_{22} & 0 & c_{24} \\ c_{31} & 0 & c_{33} & 0 \\ 0 & c_{42} & 0 & c_{44} \end{bmatrix}, \qquad (6)$$

где $c_{11} = c_{33} = b\cos^2\gamma/K_3$, $c_{13} = c_{31} = -\, b\cos^2\gamma/K_3$, $c_{22} = c_{44} = R_2^2 \cdot b\cos^2\gamma/K_3$, $c_{24} = c_{42} = -R_2^2 \cdot b\cos^2\gamma/K_3$.

Матрица инерции конечного элемента зубчатой передачи, приведенной к валу *P*, имеет вид

$$[A] = \begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & J_1 U_{VP}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_2 \end{bmatrix}. \qquad (7)$$

Относительное демпфирование в зубчатой передаче $\psi \approx 0{,}15$.

Динамические параметры конической зубчатой передачи можно определять по зависимостям цилиндрической передачи, если принять взаимное положение конических колес с условно параллельными валами (рис. 5).

Такая условность позволит рассматривать ортогональные конические передачи в той же плоскости, в которой расположены другие передачи без перехода к повернутым координатам. Предлагаемое условное расположение конических колес не потребует учета осевых сил в их зацеплении. Динамическая модель зубчатой передачи в этом случае будет единой для цилиндрических и конических колес (рис. 4).

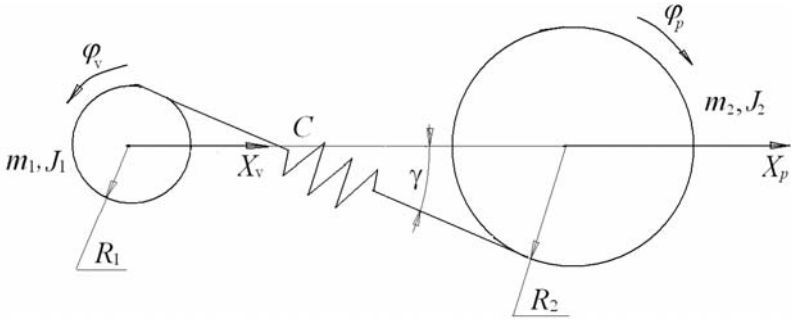


Рис. 4. Двухмерная динамическая модель зубчатой цилиндрической и конической передачи

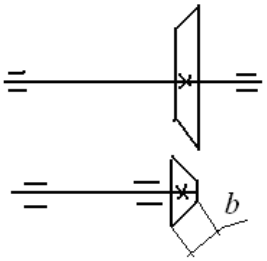


Рис. 5. Условная модель конической передачи при динамическом расчете

Допускаемые значения коэффициентов динамичности

<table>
<tr><th rowspan="2">Значение коэффициента динамичности $Kdbr_i$</th><th colspan="3">Динамическое качество</th></tr>
<tr><th>Малые машины. Мощность $N < 15$ кВт</th><th>Средние машины. Мощность $N = 15–75$ кВт</th><th>Тяжелые машины. Мощность $N > 75$ кВт</th></tr>
<tr><td>0,28</td><td rowspan="2">Отличное</td><td rowspan="3">Отличное</td><td rowspan="4">Отличное</td></tr>
<tr><td>0,45</td></tr>
<tr><td>0,7</td><td rowspan="2">Хорошее</td></tr>
<tr><td>1,1</td><td rowspan="2">Хорошее</td></tr>
<tr><td>1,6</td><td rowspan="3">Удовлетворительное</td><td rowspan="2">Хорошее</td></tr>
<tr><td>2,0</td><td rowspan="3">Удовлетворительное</td></tr>
<tr><td>4,5</td><td rowspan="3">Удовлетворительное</td></tr>
<tr><td>7,0</td><td rowspan="2">Плохое</td></tr>
<tr><td>11,0</td><td>Плохое</td></tr>
</table>

Для стальных прямозубых конических колес коэффициент контактной податливости можно принять, как и для цилиндрических, $K_3 = 6\cdot10^{-11}$ м^2/Н; для стальных конических колес с криволинейным зубом $K_3 = 3{,}6\cdot10^{-11}$ м^2/Н.

Расчет динамики зубчатой передачи разрабатываемого станка. Исходные данные для расчёта: масса зубчатого колеса $m_2 = 6{,}55$ кг; масса шестерни $m_1 = 3{,}38$ кг; угол зацепления $\alpha = 20^o$; ширина зубчатого венца $b = 0{,}05$ м; радиус зубчатого венца шестерни по делительной окружности $R_1 = 0{,}054$ м; радиус зубчатого венца колеса по делительной окружности $R_2 = 0{,}084$ м; момент инерции шестерни $J_1 = 0{,}0054$ кг/м^2; момент инерции колеса $J_2 = 0{,}025$ кг/м^2; коэффициент контактной податливости $Kz = 6\cdot10^{-11}$ м^2/Н; передаточное число зубчатой передачи $U_{VP} = 1{,}55$.

Матрица жесткости (6) в числовом представлении:

$$[C] = \begin{bmatrix} 7{,}4\cdot10^8 & 0 & -7{,}4\cdot10^8 & 0 \\ 0 & 2{,}1\cdot10^6 & 0 & -5{,}2\cdot10^6 \\ -7{,}4\cdot10^8 & 0 & 7{,}4\cdot10^8 & 0 \\ 0 & -5{,}2\cdot10^6 & 0 & 5{,}2\cdot10^6 \end{bmatrix}.$$

Матрица инерции (7) в числовом представлении:

$$[A] = \begin{bmatrix} 3{,}38 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0{,}061 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 6{,}55 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0{,}054 \end{bmatrix}.$$

Из уравнения (5) получили собственные частоты поперечных колебаний вала $f_1 = 0{,}016$ Гц; $f_2 = 21{,}452$ Гц, собственную частоту крутильных колебаний вала $f_3 = 26{,}368$ Гц.

Для оценки динамического качества зубчатой передачи используется коэффициент динамичности $Kdbr_i$ [11]:

$$Kdbr_i = \frac{QiA(w_{0i})}{QiA(0)}.$$

Полученные коэффициенты: $Kdbr_1 = 0{,}5$; $Kdbr_2 = 2{,}407\cdot10^{-4}$; $Kdbr_3 = 0{,}5$.

Вычисленные значения коэффициенты динамичности сравнивают с допускаемыми (нормативными) значениями, представленными в таблице.

Сравнивая полученные коэффициентов динамичности, можно увидеть, что динамическое качество зубчатой передачи хорошее как для поперечных колебаний, так и для крутильных.

Заключение. При разработке конструкции механического привода на начальном этапе эскизного проектирования, используя предложенную методику составления динамической модели конечного элемента зубчатой передачи и расчёта её динамических характеристик, возможно быстро оценить динамическое качество передачи как отдельно, так и в составе привода, включая космические аппараты, с целью улучшения динамики конструкции привода.

Библиографические ссылки

1. Пат. 6665 СССР. Пресс для загиба рессорных листов перед закалкой / Васильев И. Г., Васильев А. С., Васильева З. С. ; заявитель и патентообладатель Васильев И. Г., Васильев А. С., Васильева З. С. Заявл. 24.10.1925 ; опубл. 29.09.1928. 2 с.
2. А. с. 430922 СССР, М. Кл. В 21 d 21 00. Стенд для рихтовки рессорный листов и сжатия собранных в пакет листов / Э. А. Грибов (СССР). № 1723212/25-27 ; заявл. 10.12.71 ; опубл. 05.06.74, Бюл. № 21. 3 с.
3. А. с. 727280 СССР, М. Кл. В 21 D 43/06. Устройство для подачи рессорных листов в штампы гибочно-закалочного барабана / В. И. Курчатов, П. И. Бочкарев (СССР). № 2650210/25-27 ; заявл. 26.07.78 ; опубл. 15.04.80, Бюл. № 14. 3 с.
4. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н., Головин М. П. Проектирование механических приводов и моделирование их динамики // СТИН. 2002. № 10. С. 7–11.
5. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н., Шевчугов М. В. Конечно-элементная модель динамической системы механического привода // Вестник Красноярского государственного технического университета. 2004. Вып. 36. С. 46–51.
6. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н., Шевчугов М. В. Динамическая модель двигателя при крутильных и поперечных колебаниях // Вестник Красноярского государственного технического университета. 2004. Вып. 36. С. 119–123.
7. Разработка универсального станка для рихтования рессор / А. Н. Щепин [и др.] // Проспект Свободный–2016 / Сибирский федеральный университет. 2016. С. 145–147.
8. Щепин А. Н., Лимаренко Г. Н. Приведение упругих характеристик вала и опор к точкам установки элементов передач // Вестник Красноярского государственного технического университета. 2003. Вып. 32. С. 79–84.

9. Автоматизированный расчет колебаний машин / В.-К. В. Аугустайтис [и др.] Л. : Машиностроение, 1988. 104 с.

10. Динамические процессы в механизмах с зубчатыми передачами : сб. ст. / под ред. М. Д. Генкина и Э. Л. Айрапетова. М. : Наука, 1976. 155 с.

11. Детали и механизмы металлорежущих станков. В 2-х т. Т. 2 / под ред. Д. Н. Решетова. М. : Машиностроение, 1972. 520 с.

12. Воронов А. Л. Динамика зубчатых передач металлорежущих станков. Регулирование колебаний / Уфимский авиационный институт. 1975. 172 с.

13. Тракторы. Проектирование, конструирование и расчет / под общ. ред. И. П. Ксеневича. М. : Машиностроение, 1991. 544 с.

14. Вибрации в технике : справочник. В 6 т. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов / под ред. Ф. Диментерберга, К. С. Колесникова. М. : Машиностроение, 1980. 544 с.

15. Parker R. G., Vijayakar S. M., Imajo T. Nonlinear dynamic response of a spur gear pair: modelling and experimental comparisons // Journal of Sound and Vibration. 2000. Vol. 273, iss. 3. P. 435–455. Doi.org/10.1006/ jsvi.2000.3067.

16. Kahraman A., Blankenship G. W. Experiments on nonlinear dynamic behavior of an oscillator with clearance and periodically time-varying parameters // Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME. 1997. Vol. 64, iss. 1. P. 217–226. Doi.org/10.1115/ 1.2787276.

17. Курчавова Т. П. Измерение вибрации машин на производстве. СПб. : Изд-во Санкт-Петербург. ун-та экономики и финансов, 1991. 126 с.

18. Динамика машин и управление машинами : справочник / В. К. Асташев [и др.] ; под ред. Г. В. Крейнина. М. : Машиностроение, 1988. 240 с.

19. Курков С. В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов. СПб. : Политехника, 1991. 224 с.

20. Kahraman A., Lim J., Ding H. A Dynamic Model of a Spur Gear Pair with Friction // 12th IFToMM World Congress (Besançon (France), June18–21, 2007).

References

1. Vasiliev I. G. *Press dlya zagiba ressornykh listov pered zakalkoy* [Press for bend of spring sheet before tempering]. Patent USSR, No. 6665, 1925.

2. Gribov E. A. *Stend dlya rikhtovki ressornyy listov i szhatiya sobrannykh v paket listov* [Stand for spring sheet flattening and compression of packed sheets]. Author's certificate USSR, No. 430922, 1971.

3. Kurchatov V. I. *Ustroystvo dlya podachi ressornykh listov v shtampy gibochno-zakalochnogo barabana* [Device for spring sheets feed to bending-tempering cylinder stamps]. Author's certificate USSR, No. 727280, 1978.

4. Schepin A. N., Limarenko G. N., Golovin M. P. [Design of mechanical drives and their dynamic simulations]. *STIN*. 2002, Vol. 10, P. 7–11 (In Russ.).

5. Schepin A. N., Limarenko G. N., Shevchugov M. V. [Fenite element model of mechanical drive dynamic system]. *Vestnik Krasnoyarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2004, Vol. 36, P. 46–51 (In Russ.).

6. Schepin A. N., Limarenko G. N. [Putting elastic shaft and bears specifications to support points of gear elements]. *Vestnik Krasnoyarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2003, Vol. 32, P. 79–84 (In Russ.).

7. Schepin A. N., Smirnov A. P., Grigoriev E. A., Iptyshev A. A. [Design of universal machine for spring flattening]. *Prospekt Svobodnyy-2016* [Svobodnyy avenue - 2016]. Krasnoyarsk, Siberian Federal University Publ., 2016, P. 145–147 (In Russ.).

8. Schepin A. N., Limarenko G. N., Shevchugov M. V. [Engine dynamic model at torsion and literal vibrations]. *Vestnik Krasnoyarskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta*. 2004, Vol. 36, P. 119–123 (In Russ.).

9. Augustaytis V.-K. V. *Avtomatizirovannyy raschet kolebaniy mashin* [Automated calculation of machine vibrations]. Moscow, Nauka Publ., 1988, 520 p.

10. Genkin M. D., Ayrapetov E. L. *Dinamicheskie protsessy v mekhanizmakh s zubchatymi peredachami* [Dynamic processes in mechanisms with tooth gears]. Moscow, Nauka Publ., 1976, 155 p.

11. Reshetov D. N. *Detali i mekhanizmy metallorezhushchikh stankov* [Details and mechanisms of metal cutting machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1972, Vol. 2, 520 p.

12. Voronov A. L. *Dinamika zubchatykh peredach metallorezhushchikh stankov. Regulirovanie kolebaniy* [Tooth gears dynamic of metal cutting machines. Vibration regulation]. Ufa, Ufimskiy gosudarstvenniy universitet Publ., 1975, 172 p.

13. Ksenevich I. P. *Traktory. Proektirovanie, konstruirovanie i raschet* [Tractors. Engineering, design and calculation]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 544 p.

14. *Vibrations in the art: a handbook*. [The 6 vol. Vol. 3. Oscillation machines, structures and their element]. Ed. F. Dimenterberga, K. S. Kolesnikov. Moscow, Engineering Publ., 1980, 544 p.

15. Parker R. G., Vijayakar S. M., Imajo T. Nonlinear dynamic response of a spur gear pair: modelling and experimental comparisons. *Journal of Sound and Vibration.* 2000, Vol. 273, Iss. 3. P. 435–455. Doi.org/10.1006/ jsvi.2000.3067.

16. Kahraman A., Blankenship G. W. Experiments on nonlinear dynamic behavior of an oscillator with clearance and periodically time-varying parameters. *Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME.* 1997, Vol. 64, Iss. 1, P. 217–226. Doi.org/10.1115/ 1.2787276.

17. Kurchavova T. P. *Izmerenie vibratsii mashin na proizvodstve* [Measurement of machine vibration in production]. Saint-Petersburg, Izd-vo Sankt-Peterburgskogo universiteta ekonomiki i finansov Publ., 1991, 126 p.

18. Astashev V. K., Babitckiy V. I., Vulfson I. I. *Dinamika mashin i upravlenie mashinami: Spravochnik* [Machine dynamic and machine operating: guide]. Moscow, Mashinostroyenie Publ., 1988, 240 p.

19. Kurkov S. V. *Metod konechnykh elementov v zadachakh dinamiki mekhanizmov i privodov* [Finite element method in problems of mechanisms and drives dynamic]. Saint-Petersburg, Politehnika Publ., 1991, 224 p.

20. Kahraman A., Lim J., Ding H. A. Dynamic Model of a Spur Gear Pair with Friction. *12th IFToMM World Congress, Besançon (France)*, June18–21, 2007.

© Гришечкина М. Г., Щепин А. Н.,
Иптышев А. А., Смирнов А. П., 2017

УДК 67.05

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 40–49

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНОЙ ЧАСТОТЫ КОЛЕБАНИЙ ТРЕХСЛОЙНОЙ ПАНЕЛИ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

П. О. Деев[1*], Ф. К. Синьковский[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[*]E-mail: prokhor777@gmail.com

Трехслойные панели широко применяются в составе корпусов современных космических аппаратов и обладают различными способами закрепления краев. При проектировании таких панелей всегда существует потребность в аналитической формуле, позволяющей с приемлемой точностью определять основную частоту колебаний, которая является удобной оценкой эффективности трехслойной конструкции, учитывающей взаимное влияние ее жесткости и массы. Решена задача определения первой частоты колебаний трехслойной пластины с жестко закрепленными краями. Для решения уравнений движения был использован метод Галеркина. В качестве функций, аппроксимирующих форму пластины при колебаниях, принято решение задачи об изгибе балки с жестко заделанными краями под действием равномерно распределенной нагрузки. В результате, задача сведена к определению безразмерного частотного параметра, зависящего от геометрических, упругих и инерциальных характеристик трехслойной панели. Частотный параметр вычислен как с учетом, так и без учета инерции поворота нормали. В последнем случае для частотного параметра и частоты получены аналитические формулы. На конкретных примерах выполнен анализ влияния размеров трехслойной пластины, упругих характеристик и плотности материалов на частоту колебаний основного тона. Расчеты проводились с использованием полученных формул и в конечно-элементном пакете. Сравнение результатов показало, что первая частота колебаний закрепленной по контуру трехслойной пластины может быть с достаточной точностью рассчитана по полученной аналитической формуле, что особенно полезно при проектировании трехслойных панелей, когда ограничения накладываются на первую частоту колебаний.

Ключевые слова: трехслойная панель, корпус космического аппарата, основная частота колебаний, метод Галеркина, аналитическая формула, проектирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 40–49

DETERMINATION OF THE FUNDAMENTAL FREQUENCY OF A SANDWICH PANEL AS CONSTRUCTIONAL PART OF SPACECRAFT BODY

P. O. Deev[1*], F. K. Sinkovskiy[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems»
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[*]E-mail: prokhor777@gmail.com

Sandwich panels are widely used constructional parts of modern spacecraft bodies and have various edge-fixing conditions. In designing of such panels there is always a need for an analytical formula to determine with reasonable accuracy the fundamental frequency which is a convenient assessment of sandwich construction efficiency that takes into account the mutual influence of its stiffness and mass. The article observes fundamental frequency determination for rectangular sandwich panel with all edges rigidly clamped. The panel has symmetrical layer package, consists of two identical face-sheets and orthotropic core. The approach uses Galerkin's method to solve motion equations and the solution of a bending problem of the beam with rigidly clamped edges as a function that approximate panel shape. This reduces the problem of determination of the dimensionless frequency parameter which depends on the panel geometry, inertial and elastic characteristics. The frequency parameter is calculated both including and excluding rotation inertia. In the latter case, an analytical formula for fundamental frequency is the result of this approach. Influence of geometrical, elastic and inertial parameters of the sandwich panel to its fundamental frequency have been

analyzed by using the analytical formula. Comparison of calculation data with finite-element package modal solution shows that obtained formula gives high accuracy and low usage of computational resources, which is especially useful in designing process where restrictions are imposed on the first frequency of sandwich panels.

Keywords: sandwich panel, spacecraft body, fundamental frequency, Galerkin's method, analytical formula, designing.

Введение. Трехслойные панели широко применяются в составе корпусов современных космических аппаратов и обладают различными способами закрепления краев (рис. 1).

Рис. 1. Трехслойные несущие панели

Динамический анализ является важной частью расчетов трехслойных панелей. Задачи определения частот и форм колебаний трехслойных пластин привлекали внимание многих исследователей. Впервые уравнения движения трехслойной пластины были получены и решены в статьях [1–4]. В последовавших затем исследованиях были предложены разнообразные динамические модели трехслойных пластин, на основе которых были решены многочисленные задачи колебаний этих конструкций. Разработанные модели и методы определения частот и форм колебаний трехслойных пластин нашли свое отражение в обзорах [5–9]. Результаты динамических расчетов трехслойных пластин представлены в работах [10–16].

Трехслойные пластины как несущие конструкции обладают граничными условиями, соответствующими жесткой заделке. Для такой пластины получить решение динамической задачи весьма сложно. Поэтому большинство исследований, посвященных колебаниям трехслойных пластин, выполнено для граничных условий, соответствующих шарнирному закреплению сторон.

Среди задач динамики трехслойных пластин особое место занимает задача определения основной частоты колебаний. Дело в том, что величина частоты зависит от отношения изгибной жесткости пластины к массе единицы поверхности. При этом увеличение изгибной жесткости пластины всегда сопровождается увеличением массы единицы поверхности. Поэтому основная частота колебаний является удобной оценкой эффективности трехслойной пластины, учитывающей взаимное влияние жесткости и массы конструкции. Высокая эффективность трехслойных пластин обусловлена именно тем, что их структура, как никакая иная, позволяет обеспечить значительное увеличение изгибной жесткости при небольшом увеличении массы единицы поверхности. При реальном проектировании защемленных по контуру пластин всегда существует потребность в аналитической формуле, позволяющей с приемлемой точностью определять основную частоту колебаний.

Постановка задачи. Для описания движения пластины в статье использованы уравнения сдвиговой теории пластин, основы которой были заложены в работах [17] и [18] и которая получила широкое распространение при анализе слоистых пластин. Рассмотрим трехслойную пластину, состоящую из одинаковых композитных несущих слоев и ортотропного заполнителя. Срединную плоскость пластины отнесем к системе координат x, y, z. Обозначим через a и b размеры пластины в плане, а через t и δ – суммарную толщину несущих слоев и заполнителя (рис. 2).

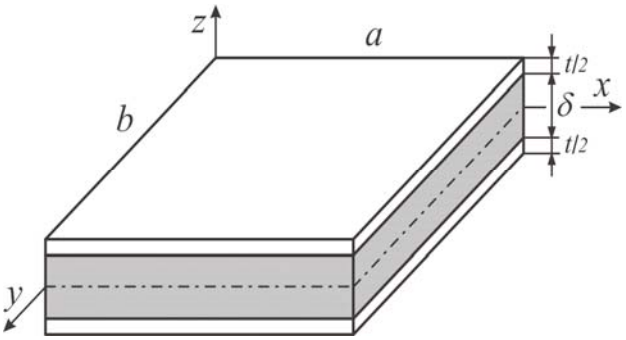


Рис. 2. Трехслойная пластина

Для описания колебаний трехслойной пластины воспользуемся системой уравнений, которая включает уравнения движения:

$$\frac{\partial Q_x}{\partial x}+\frac{\partial Q_y}{\partial y}-B_\rho\frac{\partial^2 w}{\partial \tau^2}=0,$$
$$\frac{\partial M_x}{\partial x}+\frac{\partial M_{xy}}{\partial y}-Q_x-D_\rho\frac{\partial^2 \theta_x}{\partial \tau^2}=0, \qquad (1)$$
$$\frac{\partial M_{xy}}{\partial x}+\frac{\partial M_y}{\partial y}-Q_y-D_\rho\frac{\partial^2 \theta_y}{\partial \tau^2}=0,$$

физические соотношения:

$$M_x=D_{11}\chi_x+D_{12}\chi_y,\ M_y=D_{21}\chi_x+D_{22}\chi_y,$$
$$M_{xy}=D_{33}\chi_{xy},\quad Q_x=K_x\psi_x,\quad Q_y=K_y\psi_y, \qquad (2)$$

геометрические соотношения:

$$\chi_x = \frac{\partial\theta_x}{\partial x},\ \chi_y = \frac{\partial\theta_y}{\partial y},\ \chi_{xy} = \frac{\partial\theta_x}{\partial y} + \frac{\partial\theta_y}{\partial x},$$
$$\psi_x = \theta_x + \frac{\partial w}{\partial x},\quad \psi_y = \theta_y + \frac{\partial w}{\partial y}. \tag{3}$$

В уравнениях (1)–(3) τ – время; Q_x, Q_y – перерезывающие силы; M_x, M_y – изгибающие моменты; χ_x, χ_y – кривизны срединной плоскости; χ_{xy} – кручение срединной плоскости; ψ_x, ψ_y – осредненные по толщине деформации поперечного сдвига; w – прогиб пластины; θ_x, θ_y – углы поворота нормали к срединной плоскости; D_{11}, D_{12}, D_{21}, D_{22}, D_{33} – изгибные жесткости пластины ($D_{12} = D_{21}$); B_ρ – инерциальный параметр; D_ρ – параметр, обусловленный инерцией поворота нормали к срединной плоскости.

Получим уравнение движения, содержащие в качестве неизвестных прогиб w и углы поворота θ_x, θ_y. Последовательно подставляя (2) и (3) в (1), получим

$$K_x\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + K_y\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + K_x\frac{\partial\theta_x}{\partial x} + K_y\frac{\partial\theta_y}{\partial y} - B_\rho\frac{\partial^2 w}{\partial\tau^2} = 0,$$
$$-K_x\frac{\partial w}{\partial x} + D_{11}\frac{\partial^2\theta_x}{\partial x^2} + D_{33}\frac{\partial^2\theta_x}{\partial y^2} -$$
$$-K_x\theta_x + \left(D_{12} + D_{33}\right)\frac{\partial^2\theta_y}{\partial x\partial y} - D_\rho\frac{\partial^2\theta_x}{\partial\tau^2} = 0, \tag{4}$$
$$-K_y\frac{\partial w}{\partial y} + \left(D_{21} + D_{33}\right)\frac{\partial^2\theta_x}{\partial x\partial y} + D_{22}\frac{\partial^2\theta_y}{\partial y^2} +$$
$$+ D_{33}\frac{\partial^2\theta_y}{\partial x^2} - K_y\theta_y - D_\rho\frac{\partial^2\theta_y}{\partial\tau^2} = 0.$$

Рассматривая свободные колебания пластины, представим решение уравнений (4) в виде

$$w(x,y,\tau) = w(x,y)e^{-i\omega\tau},\ \theta_x(x,y,\tau) = \theta_x(x,y)e^{-i\omega\tau},$$
$$\theta_y(x,y,\tau) = \theta_y(x,y)e^{-i\omega\tau}, \tag{5}$$

где ω – круговая частота колебаний; $i = \sqrt{-1}$. Функции $w(x,y)$, $\theta_x(x,y)$, $\theta_y(x,y)$ определяют форму пластины при колебаниях.

Подставляя (5) в (4), получим следующую систему однородных дифференциальных уравнений:

$$K_x\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + K_y\frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + K_x\frac{\partial\theta_x}{\partial x} + K_y\frac{\partial\theta_y}{\partial y} + B_\rho\omega^2 w = 0,$$
$$-K_x\frac{\partial w}{\partial x} + D_{11}\frac{\partial^2\theta_x}{\partial x^2} + D_{33}\frac{\partial^2\theta_x}{\partial y^2} -$$
$$-K_x\theta_x + \left(D_{12} + D_{33}\right)\frac{\partial^2\theta_y}{\partial x\partial y} + D_\rho\omega^2\theta_x = 0, \tag{6}$$
$$-K_y\frac{\partial w}{\partial y} + \left(D_{21} + D_{33}\right)\frac{\partial^2\theta_x}{\partial x\partial y} + D_{22}\frac{\partial^2\theta_y}{\partial y^2} +$$
$$+ D_{33}\frac{\partial^2\theta_y}{\partial x^2} - K_y\theta_y + D_\rho\omega^2\theta_y = 0,$$

здесь и далее $w = w(x,y)$, $\theta_x = \theta_x(x,y)$, $\theta_y = \theta_y(x,y)$.

Система уравнений имеет в совокупности шестой порядок по переменным x, y, поэтому на каждом из закрепленных краев пластины надо поставить по три граничных условия, т. е.

$$\text{при}\quad x = 0, a\quad w = 0,\quad \theta_x = 0,\quad \theta_y = 0,$$
$$\text{при}\quad y = 0, b\quad w = 0,\quad \theta_x = 0,\quad \theta_y = 0. \tag{7}$$

Определим жесткостные и инерциальные параметры трехслойной пластины. Будем в дальнейшем полагать, что несущие слои являются однородными и ортотропными. Тогда будем иметь

$$D_{mn} = A_{mnt}\frac{t^3}{12}\xi_{mn}\quad (mn = 11, 12, 22, 33),$$
$$K_x = G_{xz\delta}\ \delta\ \zeta_{xz},\quad K_y = G_{yz\delta}\ \delta\ \zeta_{yz}, \tag{8}$$
$$B_\rho = \rho_t\ t\zeta_\rho,\qquad D_\rho = \rho_t\frac{t^3}{12}\xi_\rho\ .$$

Здесь

$$\xi_{mn} = \xi + \frac{A_{mn\delta}}{A_{mnt}}\frac{\delta^3}{t^3},\qquad \xi_\rho = \xi + \frac{\rho_\delta}{\rho_t}\frac{\delta^3}{t^3},$$
$$\xi = 1 + 3\frac{\delta}{t} + 3\frac{\delta^2}{t^2},\qquad \zeta_{xz} = \frac{\left(1+\frac{\delta}{t}\right)^2}{\frac{\delta}{t}\left(\frac{\delta}{t} + \frac{G_{xz\delta}}{G_{xzt}}\right)}, \tag{9}$$
$$\zeta_{yz} = \frac{\left(1+\frac{\delta}{t}\right)^2}{\frac{\delta}{t}\left(\frac{\delta}{t} + \frac{G_{yz\delta}}{G_{yzt}}\right)},\qquad \zeta_\rho = 1 + \frac{\rho_\delta}{\rho_t}\frac{\delta}{t}.$$

В уравнениях (8), (9) A_{mnt}, $A_{mn\delta}$ ($mn = 11, 12, 22, 33$) – коэффициенты жесткости несущего слоя и заполнителя; G_{xzt}, G_{yzt}, $G_{xz\delta}$, $G_{yz\delta}$ – трансверсальные модули сдвига несущего слоя и заполнителя; ρ_t, ρ_δ – плотности материалов несущего слоя и заполнителя. Для ортотропного материала $A_{11s} = \overline{E}_{xs}$, $A_{22s} = \overline{E}_{ys}$, $A_{12s} = \overline{E}_{xs}\nu_{xys}$, $A_{33s} = G_{xys}$, где $s = t,\delta$; $\overline{E}_{xs} = E_{xs}/(1 - \nu_{xys}\nu_{yxs})$, $\overline{E}_{ys} = E_{ys}/(1 - \nu_{xys}\nu_{yxs})$; E_{xs}, E_{ys} – модули упругости в направлениях x и y соответственно; ν_{xys}, ν_{yxs} – коэффициенты Пуассона; G_{xys} – модуль сдвига в плоскости xy. Если материал несущих слоев или заполнителя изотропен, то тогда $A_{11s} = A_{22s} = \overline{E}_s$, $A_{12s} = \overline{E}_s\nu_s$, $A_{33s} = G_s = 0{,}5(1 - \nu_s)\overline{E}_s$, $G_{xzs} = G_{yzs} = G_s$, где $s = t,\delta$; $\overline{E}_s = E_s/(1 - \nu_s^2)$; E_s – модуль упругости; G_s – модуль сдвига; ν_s – коэффициент Пуассона.

Выбор функций, аппроксимирующих прогиб и углы поворота. Для решения однородной краевой задачи (6), (7) необходимо выбрать функции, которые аппроксимируют форму пластины, соответствующую основному тону колебаний. В качестве таких функций можно принять решение задачи об изгибе балки с жестко закрепленными концами под действием равномерно распределенной нагрузки (рис. 3).

Напряженно-деформированное состояние балки в рамках модели, учитывающей деформации поперечного сдвига, описывается следующими уравнениями:

$$\frac{dQ}{dx}+p=0,\ \frac{dM}{dx}-Q=0,\ M=D\chi,$$
$$Q=K\psi,\quad \chi=\frac{d\theta}{dx},\quad \psi=\theta+\frac{dw}{dx}. \tag{10}$$

где p – действующая нагрузка; M, Q – изгибающий момент и перерезывающая сила; χ – кривизна продольной оси балки; ψ – деформация сдвига; w – прогиб балки; θ – угол поворота поперечного сечения; D, K – изгибная и сдвиговая жесткости.

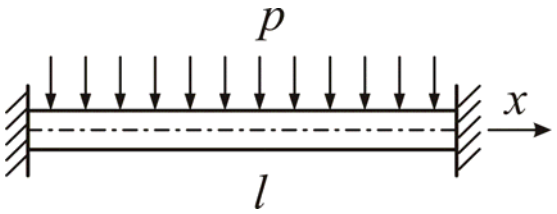


Рис. 3. Балка под действием равномерной нагрузки

Из решения уравнений (10) для угла поворота θ и прогиба w можно получить следующие выражения:

$$\theta=\frac{1}{D}\left(-p\frac{x^3}{6}+C_1\frac{x^2}{2}+C_2x+C_3\right),$$
$$w=p\frac{x^2}{2}\left(\frac{x^2}{12D}-\frac{1}{K}\right)+C_1x\left(\frac{1}{K}-\frac{x^2}{6D}\right)- \tag{11}$$
$$-C_2\frac{x^2}{2D}-C_3\frac{x}{D}+C_4,$$

где C_1, C_2, C_3, C_4 – произвольные постоянные. Для их определения воспользуемся граничными условиями на концах балки

$$\theta=0,\quad w=0\quad \text{при}\quad x=0,l, \tag{12}$$

где l – длина балки (рис. 3).

Подставляя (11) в (12), найдем

$$C_1=p\frac{l}{2},\quad C_2=-p\frac{l^2}{12},\quad C_3=0,\quad C_4=0. \tag{13}$$

Принимая во внимание равенства (13), представим выражения (11) в следующем виде:

$$\theta=\frac{p}{12Dl}V,\quad w=\frac{pl^4}{24D}U. \tag{14}$$

Здесь

$$V=\frac{x}{l}\left(2\frac{x^2}{l^2}-3\frac{x}{l}+1\right);$$
$$U=\frac{x}{l}\left(\frac{x}{l}-1\right)\left[\frac{x}{l}\left(\frac{x}{l}-1\right)-12\gamma\right], \tag{15}$$

где

$$\gamma=\frac{D}{Kl^2}. \tag{16}$$

Безразмерный параметр γ характеризует сдвиговую податливость балки. Функции V и U определяют форму балки, которая находится под действием равномерно распределенной нагрузки. Из полученного решения (14), (15) и уравнений (10) следует, что при $x = 0,l$ $\theta = 0$, $\psi = -dw/dx = \pm pl/(2K)$. Тогда равнодействующая нагрузки pl уравновешивается краевыми усилиями $Q = K\psi = \pm pl/2$.

Решение уравнений движения. Учитывая равенства (15), представим решение уравнений (6) в следующем виде:

$$w=FU_xU_y,\quad \theta_x=T_xV_xU_y,\quad \theta_y=T_yU_xV_y. \tag{17}$$

Здесь F, T_x, T_y – неизвестные числа; U_x, U_y, V_x, V_y – базисные функции, определяемые выражениями

$$U_x=\frac{x}{a}\left(\frac{x}{a}-1\right)\left[\frac{x}{a}\left(\frac{x}{a}-1\right)-12\gamma_x\right],$$
$$U_y=\frac{y}{b}\left(\frac{y}{b}-1\right)\left[\frac{y}{b}\left(\frac{y}{b}-1\right)-12\gamma_y\right], \tag{18}$$
$$V_x=\frac{x}{a}\left(2\frac{x^2}{a^2}-3\frac{x}{a}+1\right),\quad V_y=\frac{y}{b}\left(2\frac{y^2}{b^2}-3\frac{y}{b}+1\right),$$

где

$$\gamma_x=\frac{D_{11}}{K_xa^2},\quad \gamma_y=\frac{D_{22}}{K_yb^2}. \tag{19}$$

Безразмерные параметры γ_x и γ_y характеризуют сдвиговые податливости пластины. Выбранные функции (17) удовлетворяют граничным условиям (7).

Подставляя равенства (17) в дифференциальные уравнения (6), получим следующие невязки:

$$R\left(x,y,F,T_x,T_y\right)=\left(K_x\frac{d^2U_x}{dx^2}U_y+K_yU_x\frac{d^2U_y}{dy^2}\right)F+$$
$$+K_x\frac{dV_x}{dx}U_yT_x+K_yU_x\frac{dV_y}{dy}T_y+B_\rho\omega^2U_xU_yF,$$
$$R_x\left(x,y,F,T_x,T_y\right)=-K_x\frac{dU_x}{dx}U_yF+$$
$$+\left(D_{11}\frac{d^2V_x}{dx^2}U_y+D_{33}V_x\frac{d^2U_y}{dy^2}V_x-K_xV_xU_y\right)T_x+$$
$$+\left(D_{12}+D_{33}\right)\frac{dU_x}{dx}\frac{dV_y}{dy}T_y+D_\rho\omega^2V_xU_yT_x, \tag{20}$$
$$R_y\left(x,y,F,T_x,T_y\right)=-K_yU_x\frac{dU_y}{dy}F+$$
$$+\left(D_{21}+D_{33}\right)\frac{dV_x}{dx}\frac{dU_y}{dy}T_x+$$
$$+\left(D_{22}\frac{d^2V_y}{dy^2}U_x+D_{33}\frac{d^2U_x}{dx^2}V_y-K_yU_xV_y\right)T_y+D_\rho\omega^2U_xV_yT_x.$$

Следуя методу Галеркина, потребуем, чтобы невязки R, R_x, R_y были ортогональны к соответствующим базисным функциям, т. е.

$$\int_0^a\int_0^b R\left(x,y,F,T_x,T_y\right)U_xU_y dxdy=0,$$

$$\int_0^a\int_0^b R_x\left(x,y,F,T_x,T_y\right)V_xU_y dxdy=0, \qquad (21)$$

$$\int_0^a\int_0^b R_y\left(x,y,F,T_x,T_y\right)U_xV_y dxdy=0.$$

Подставляя (20) в (21), будем иметь

$$\left(K_xI_{2x}I_{1y}+K_yI_{1x}I_{2y}\right)F+K_xI_{3x}I_{1y}T_x+$$
$$+K_xI_{1x}I_{3y}T_y+B_\rho\omega^2I_{1x}I_{1y}F=0,$$

$$-K_xJ_{3x}I_{1y}F+\left(D_{11}J_{2x}I_{1y}+D_{33}J_{1x}I_{2y}-K_xJ_{1x}I_{1y}\right)\times$$
$$\times T_x+\left(D_{12}+D_{33}\right)J_{3x}I_{3y}T_y+D_\rho\omega^2J_{1x}I_{1y}T_x=0, \qquad (22)$$

$$-K_yI_{1x}I_{3y}F+\left(D_{22}I_{1x}J_{2y}+D_{33}I_{2x}I_{1y}-K_yI_{1x}J_{1y}\right)T_y+$$
$$+\left(D_{21}+D_{33}\right)I_{3x}J_{3y}T_x+D_\rho\omega^2I_{1x}J_{1y}T_y=0.$$

Подставляя U_x, U_y, V_x, V_y из (18) в соотношения (23), после интегрирования найдем

$$I_{1x}=\frac{a\gamma_{1x}}{630},\quad I_{1y}=\frac{b\gamma_{1y}}{630},\quad J_{1x}=\frac{a}{210},\quad J_{1y}=\frac{b}{210},$$

$$I_{2x}=\frac{2\gamma_{2x}}{105a},\quad I_{2y}=\frac{2\gamma_{2y}}{105b},\quad J_{2x}=-\frac{1}{5a},\quad J_{2y}=-\frac{1}{5b}, \qquad (23)$$

$$I_{3x}=-\frac{\gamma_{3x}}{105},\quad I_{3y}=\frac{\gamma_{3y}}{105},\quad J_{3x}=\frac{\gamma_{3x}}{105},\quad J_{3y}=\frac{\gamma_{3y}}{105},$$

где

$$\gamma_{1x}=1+108\gamma_x+3024\gamma_x^2,\quad \gamma_{2x}=1+84\gamma_x+2520\gamma_x^2,$$
$$\gamma_{3x}=1+42\gamma_x,\quad \gamma_{1y}=1+108\gamma_y+3024\gamma_y^2, \qquad (24)$$
$$\gamma_{2y}=1+84\gamma_y+2520\gamma_y^2,\quad \gamma_{3y}=1+42\gamma_y.$$

Подставим значения интегралов (23) в уравнения (22) и затем получившиеся соотношения приведем к безразмерному виду, умножив каждое из них на величину $ab/\sqrt{D_{11}D_{22}}$. В результате преобразований получим

$$a_{11}F+a_{12}F_x+a_{13}F_y-\eta b_{11}F=0,$$
$$a_{21}F+a_{22}F_x+a_{23}F_y-\eta b_{22}F_x=0, \qquad (25)$$
$$a_{31}F+a_{32}F_x+a_{33}F_y-\eta b_{33}F_y=0.$$

Здесь

$$F_x=aT_x,\qquad F_y=bT_y,$$

$$a_{11}=12\left(\alpha\frac{\gamma_{2x}}{\gamma_x}\gamma_{1y}+\frac{1}{\alpha}\frac{\gamma_{2y}}{\gamma_y}\gamma_{1x}\right),$$
$$a_{22}=3\left(\alpha\frac{\gamma_{3x}}{\gamma_x}\gamma_{1y}+12\beta_2\gamma_{2y}\right), \qquad (26)$$

$$a_{33}=3\left(\frac{1}{\alpha}\frac{\gamma_{3y}}{\gamma_y}\gamma_{1x}+12\beta_2\gamma_{2x}\right),$$
$$a_{12}=a_{21}=6\alpha\frac{\gamma_{3x}}{\gamma_x}\gamma_{1y}, \qquad (27)$$

$$a_{13}=a_{31}=6\frac{1}{\alpha}\frac{\gamma_{3y}}{\gamma_y}\gamma_{1x},\quad a_{23}=a_{32}=36\left(\beta_1+\beta_2\right)\gamma_{3x}\gamma_{3y},$$

$$b_{11}=\gamma_{1x}\gamma_{1y},\quad b_{22}=3r_x\gamma_{1y},\quad b_{33}=3r_y\gamma_{1x},$$

$$\alpha=\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}}\frac{b^2}{a^2},\quad \beta_1=\frac{D_{12}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}},\quad \beta_2=\frac{D_{33}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}, \qquad (28)$$

$$r_x=\frac{D_\rho}{B_\rho\ a^2},\qquad r_y=\frac{D_\rho}{B_\rho\ b^2}, \qquad (29)$$

$$\eta=\frac{B_\rho\,\omega^2a^2b^2}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}. \qquad (30)$$

Величина η, входящая в уравнения (25) и определяемая равенством (30), является безразмерным частотным параметром. Таким образом, задача об определении основной частоты колебаний защемленной по контуру трехслойной пластины сведена к вычислению параметра η, при котором однородная система (25) будет иметь решение, отличное от нуля.

Определение частотного параметра η и частоты колебаний ω. Представим систему (25) в виде следующего матричного уравнения:

$$\left(\mathbf{A}-\eta\mathbf{B}\right)\mathbf{F}=\mathbf{0}, \qquad (31)$$

где

$$\mathbf{F}=\begin{Bmatrix}F\\F_x\\F_y\end{Bmatrix},\quad \mathbf{A}=\begin{Bmatrix}a_{11}&a_{12}&a_{13}\\a_{21}&a_{22}&a_{23}\\a_{31}&a_{32}&a_{33}\end{Bmatrix},\quad \mathbf{B}=\begin{Bmatrix}b_{11}&0&0\\0&b_{22}&0\\0&0&b_{33}\end{Bmatrix}. \qquad (32)$$

Традиционный подход к определению собственных значений η предполагает решение характеристического уравнения $det(\mathbf{A}-\eta\mathbf{B})=0$, которое в раскрытом виде представляет собой полином третьей степени. В уравнении (31) матрица **A** симметричная, а диагональная матрица **B** очевидно симметричная и положительно определенная. Поэтому все собственные значения обобщенной задачи являются вещественными и, как показывает практика вычислений, положительными. Минимальное из трех собственных значений будет определять требуемый частотный параметр η. Величина η зависит от параметров γ_x, γ_y, α, β_1, β_2, r_x, r_y, которые содержат всю информацию о жесткостных, геометрических и инерциальных характеристиках трехслойной пластины.

Определение частотного параметра требует некоторых вычислительных усилий, которых можно избежать, если учесть, что инерция поворота мало влияет на частоту колебаний основного тона. Получим формулу для η, в которой не будет инерционных составляющих, связанных с поворотом нормали к срединной плоскости трехслойной пластины. Примем $D_\rho=0$. Тогда $r_x=r_y=0$, и, как следствие, $b_{22}=b_{33}=0$.

Запишем второе и третье уравнения системы (25), учитывая, что $a_{23} = a_{32}$, в следующем виде

$$a_{22}F_x + a_{23}F_y = -a_{12}F, \quad a_{23}F_x + a_{33}F_y = -a_{13}F. \quad (33)$$

Из (33) найдем

$$F_x = \frac{a_{23}a_{13} - a_{12}a_{33}}{a_{22}a_{33} - a_{23}^2}F, \qquad F_y = \frac{a_{23}a_{12} - a_{13}a_{22}}{a_{22}a_{33} - a_{23}^2}F. \quad (34)$$

Подставляя (34) в первое уравнение системы (25), получим для η следующее выражение:

$$\eta = \frac{1}{b_{11}}\frac{a_{11}a_{22}a_{33} + 2a_{12}a_{13}a_{23} - a_{11}a_{23}^2 - a_{22}a_{13}^2 - a_{33}a_{12}^2}{a_{22}a_{33} - a_{23}^2}. \quad (35)$$

Получим выражение для частоты колебаний трехслойной пластины. Безразмерный частотный параметр η может быть определен из решения обобщенной задачи (31) или из формулы (37). При известном η из формулы (30) найдем частоту колебаний, т. е.

$$\omega = \frac{\lambda}{ab}\sqrt{\frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{B_\rho}}, \quad (36)$$

где $\lambda = \sqrt{\eta}$.

Используя равенства (8), преобразуем формулу (36) к виду

$$\omega = \frac{1}{2}\lambda\frac{t}{ab}\sqrt{\frac{\sqrt{A_{11t}A_{22t}}}{3\rho_t}\frac{\sqrt{\xi_{11}\xi_{22}}}{\zeta_\rho}}. \quad (37)$$

Выражение (37) определяет частоту колебаний основного тона закрепленной по контуру трехслойной пластины.

Численный анализ и верификация результатов. Прежде чем приступить к численному анализу, получим выражения, определяющие параметры γ_x, γ_y, α, β_1, β_2, r_x, r_y, от которых зависит величина η. Подставляя (8) в (19), (28) и (30), будем иметь

$$\gamma_x = \frac{1}{12}\frac{A_{11t}}{G_{xz\delta}}\frac{\xi_{11}}{\zeta_{xz}}\frac{1}{\frac{\delta}{t}\frac{a^2}{t^2}}, \quad \gamma_y = \frac{1}{12}\frac{A_{22t}}{G_{yz\delta}}\frac{\xi_{22}}{\zeta_{yz}}\frac{1}{\frac{\delta}{t}\frac{b^2}{t^2}}, \quad (38)$$

$$\alpha = \sqrt{\frac{A_{11t}}{A_{22t}}\frac{\xi_{11}}{\xi_{22}}}\frac{b^2}{a^2}, \ \beta_1 = \frac{A_{12t}\xi_{12}}{\sqrt{A_{11t}A_{22t}\xi_{11}\xi_{22}}}, \quad \beta_2 = \frac{A_{33t}\xi_{33}}{\sqrt{A_{11t}A_{22t}\xi_{11}\xi_{22}}}, \quad (39)$$

$$r_x = \frac{1}{12}\frac{\xi_\rho}{\zeta_\rho}\frac{1}{\frac{a^2}{t^2}}, \qquad r_y = \frac{1}{12}\frac{\xi_\rho}{\zeta_\rho}\frac{1}{\frac{b^2}{t^2}}. \quad (40)$$

Если материал заполнителя легкий, т. е. обладает малой жесткостью в направлениях x и y, то можно принять $A_{mn\delta} = 0$ (mn = 11, 12, 22, 33). Тогда из уравнения (9) следует, что $\xi_{mn} = \xi$ (mn = 11, 12, 22, 33), и равенства (38), (39) примут следующий вид:

$$\gamma_x = \frac{1}{12}\frac{A_{11t}}{G_{xz\delta}}\frac{\xi}{\zeta_{xz}}\frac{1}{\frac{\delta}{t}\frac{a^2}{t^2}}, \quad \gamma_y = \frac{1}{12}\frac{A_{22t}}{G_{yz\delta}}\frac{\xi}{\zeta_{yz}}\frac{1}{\frac{\delta}{t}\frac{b^2}{t^2}}, \quad (41)$$

$$\alpha = \sqrt{\frac{A_{11t}}{A_{22t}}}\frac{b^2}{a^2}, \quad \beta_1 = \frac{A_{12t}}{\sqrt{A_{11t}A_{22t}}}, \quad \beta_2 = \frac{A_{33t}}{\sqrt{A_{11t}A_{22t}}}. \quad (42)$$

Подставляя в формулу (37) $\xi_{11} = \xi_{22} = \xi$, будем иметь

$$\omega = \frac{1}{2}\lambda\frac{t}{ab}\sqrt{\frac{\sqrt{A_{11t}A_{22t}}}{3\rho_t}\frac{\xi}{\zeta_\rho}}. \quad (43)$$

Определим частотный параметр η и частоту колебаний основного тона f для квадратной трехслойной пластины с изотропными несущими слоями и легким заполнителем. Коэффициенты жесткости и модули сдвига материала несущих слоев имеют следующий вид:

$$A_{11t} = A_{22t} = \bar{E}_t, \ A_{12t} = \nu_t\bar{E}_t, \ A_{33t} = \frac{1-\nu_t}{2}\bar{E}_t, \quad G_{xzt} = G_{yzt} = G_t, \ G_{xz\delta} = G_{yz\delta} = G_\delta \quad (44)$$

Подставляя (44) в (41), получим

$$\gamma_x = \gamma_y = \gamma = \frac{1}{12}\frac{\bar{E}_t}{G_\delta}\frac{\xi}{\zeta}\frac{1}{\frac{\delta}{t}\frac{a^2}{t^2}}, \quad \zeta = \zeta_{xz} = \zeta_{yz} = \frac{\left(1+\frac{\delta}{t}\right)}{\frac{\delta}{t}\left(\frac{\delta}{t}+\frac{G_\delta}{G_t}\right)}. \quad (45)$$

Учитывая равенства (45), определим для рассматриваемой пластины сдвиговые параметры γ_{ix}, γ_{iy} (i = 1, 2, 3, 4). Из уравнений (24) и (39) будем иметь

$$\gamma_{1x} = \gamma_{1y} = \gamma_1 = 1 + 108\gamma + 3024\gamma^2,$$

$$\gamma_{2x} = \gamma_{2y} = \gamma_2 = 1 + 84\gamma + 2520\gamma^2, \quad (46)$$

$$\gamma_{3x} = \gamma_{3y} = \gamma_3 = 1 + 42\gamma, \quad \gamma_{4x} = \gamma_{4y} = \gamma_4 = 1 + 60\gamma.$$

Подстановка (44) в (42) при $a = b$ дает

$$\alpha = 1, \quad \beta_1 = \nu_t, \quad \beta_2 = \frac{1-\nu_t}{2}. \quad (47)$$

Для квадратной пластины инерционные параметры r_x и r_y (40) равны, т. е.

$$r_x = r_y = r = \frac{1}{12}\frac{\xi_\rho}{\zeta_\rho}\frac{1}{\frac{a^2}{t^2}}. \quad (48)$$

Определим коэффициенты матрицы **A** и **B** однородной системы линейных алгебраических уравнений (31). Учитывая равенства (46), (47) и (48), из соотношений (27) будем иметь

$$a_{11} = 24\frac{\gamma_1\gamma_2}{\gamma}, \ a_{22} = a_{33} = 3\left[\frac{\gamma_1\gamma_3}{\gamma} + 6(1-\nu_t)\gamma_2\right],$$

$$a_{12} = a_{13} = a_{21} = a_{31} = 6\frac{\gamma_1\gamma_3}{\gamma}, \quad (49)$$

$$a_{23} = a_{32} = 18(1+\nu_t)\gamma_3^2, \qquad b_{11} = \gamma_1^2, \qquad b_{22} = b_{33} = 3r\gamma_1.$$

При известных коэффициентах (49) частотный параметр η определяется как минимальное собственное значение однородной системы (31).

Формула для частоты колебаний квадратной трехслойной пластины с изотропными несущими слоями и легким заполнителем может быть получена из (43), если принять $a = b$ и $A_{11t}=A_{22t}=\overline{E}_t$. Тогда

$$\omega = \frac{1}{2}\lambda\frac{t}{a^2}\sqrt{\frac{\overline{E}_t}{3\rho_t}\frac{\xi}{\zeta_\rho}}. \qquad (50)$$

Для того, чтобы динамический анализ был более конкретным, зададим характеристики материалов и размеры. Пусть несущие слои выполнены из алюминиевого сплава с E_t = 70 ГПа, ν_t = 0,3, G_t = 27 ГПа, ρ_t = 2700 кг/м^3. Рассмотрим два типа заполнителя. Один из них будем называть податливым заполнителем, а другой – жестким заполнителем. Пусть у податливого заполнителя G_δ = 80 МПа, ρ_δ = 30 кг/м^3, а у жесткого заполнителя G_δ = 400 МПа, ρ_δ = 80 кг/м^3. Отметим, что в заполнителях увеличение жесткости, т. е. модуля сдвига G_δ, происходит всегда с одновременным увеличением плотности материала ρ_δ.

Зададим размеры трехслойной пластины. Пусть суммарная толщина несущих слоев t = 0,001 м, толщина заполнителя δ принимает значения 0,02 и 0,1 м, а размер пластины в плане a принимает значения 0,5, 1,0 и 2,0 м.

Для вычисления круговой частоты колебаний воспользуемся формулой (50). При этом частотный параметр η будет определен в зависимости от того, учитывается или не учитывается влияние инерции поворота на динамическое поведение трехслойной пластины.

В табл. 1 приведены частоты колебаний $f = \omega/2\pi$ в герцах для трехслойных пластин с податливым и жестким заполнителями.

Таблица 1

Частота колебаний *f* (Гц) трехслойной пластины с податливым и жестким заполнителем

δ	Податливый			Жесткий		
	a					
	0,5	1,0	2,0	0,5	1,0	2,0
0,02	759,2 760,4	247,4 247,5	68,1 68,2	886,1 888,3	240,7 240,9	61,6 61,6
0,10	1571,3 1574,1	656 658,1	222,5 223,1	2023,5 2048,8	664,8 670,6	185,0 185,5

В каждой из ячеек табл. 1 первое значение частоты определено с учетом инерции поворота ($D_\rho \neq 0$), а второе – без учета инерции поворота ($D_\rho = 0$). Частотный параметр η для первого значения f находится как минимальное собственное число однородной системы (31). Частотный параметр η для второго в ячейке значения f был определен с помощью формулы (50).

Анализ данных из табл. 1 позволяет сделать выводы о влиянии размеров трехслойной пластины, упругих характеристик и плотности составляющих материалов на частоту колебаний основного тона. Отметим, что влияние инерционной составляющей D_ρ на основную частоту колебаний невелико, даже для толстых пластин (a = 0,5 м, δ = 0,1 м). Из табл. 1 видно, что разница между частотами, вычисленными с учетом и без учета инерции поворота, не превышает 0,3 %.

Сравнивая данные в соответствующих ячейках двух таблиц, можно заметить, что увеличение жесткости заполнителя приводит к росту частоты колебаний только для пластин с a = 0,5 м. У пластин с a = 1,0 м, a = 2,0 м увеличение жесткости заполнителя (т. е. увеличение G_δ и ρ_δ) вызывает уменьшение частоты колебаний. Как показывает численный анализ, для пластин с большим отношением $a/(\delta + t)$ такой эффект обусловлен преобладающим влиянием на частоту колебаний плотности заполнителя ρ_δ по сравнению с влиянием, которое оказывают на частоту колебаний модуль сдвига G_δ. Обнаруженную зависимость f от G_δ и ρ_δ необходимо учитывать при выборе заполнителя в задачах проектирования трехслойных пластин, когда ограничения накладываются на основную частоту колебаний.

Для проверки полученных результатов определим первую частоту колебаний рассматриваемой трехслойной пластины в пакете ANSYS. Воспользуемся при моделировании пластины конечным элементом SHELL181 с опцией, соответствующей расчету трехслойных конструкций. Форма колебаний пластины показана на рис. 4.

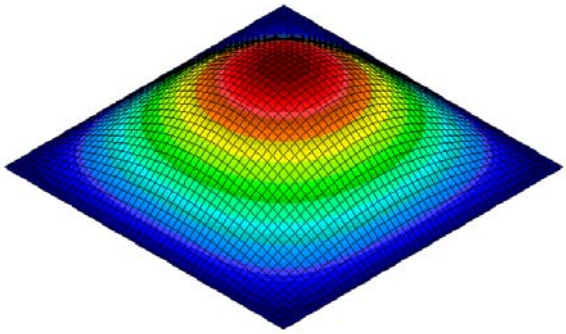


Рис. 4. Форма колебаний квадратной трехслойной пластины, жестко закрепленной по контуру (МКЭ-расчет)

В табл. 2 приведены частоты колебаний трехслойной пластины с податливым и жестким заполнителями, полученные с помощью метода конечных элементов.

Таблица 2

Частоты колебаний *f* (Гц) трехслойной пластины с податливым и жестким заполнителем (МКЭ)

δ	Податливый			Жесткий		
	a					
	0,5	1,0	2,0	0,5	1,0	2,0
0,02	754,4	245,5	67,9	881,8	240,2	61,6
0,10	1561,9	652,1	221,2	2010,7	661,4	184,5

Сравнение результатов, приведенных в табл. 1 и 2, позволяет сделать вывод о том, что частоты, вычисленные методом конечных элементов, мало отличаются от частот, найденных на основе двух моделей, рассматриваемых в настоящей работе. Максимальная разница между данными в табл. 1 и 2 не превышает 1,9 %.

Отметим, что конечно-элементный анализ подтвердил также обнаруженные ранее особенности влияния модуля сдвига заполнителя G_δ и его плотности ρ_δ на величину частоты колебаний трехслойной пластины.

Выполненный выше анализ результатов дает основание утверждать, что определение первой частоты колебаний закрепленной по контуру квадратной трехслойной пластины вполне может быть выполнено с помощью формул (36) и (37).

Проектирование. Расчеты по определению основной частоты колебаний трехслойной пластины с защемленными краями с использованием соотношений (36) и (37) не требуют значительных вычислительных затрат. Поэтому полученные формулы могут быть особенно полезны на этапе проектирования трехслойных пластин. Продемонстрируем это на примере задачи по выбору толщин заполнителя δ и несущих слоев t для квадратной трехслойной пластины с заданной частотой колебаний $\overline{f}$. Пусть несущие слои и заполнитель имеют следующие параметры: $E_t = 70$ ГПа, $\nu_t = 0{,}3$, $G_t = 27$ ГПа, $\rho_t = 2700$ кг/м^3, $G_\delta = 400$ МПа, $\rho_\delta = 80$ кг/м^3. Размер $a = 1{,}0$ м. Определим пространство проектирования в виде неравенств

$$0{,}0005 \text{ м} \le t \le 0{,}002 \text{ м},\ 0{,}02 \text{ м} \le \delta \le 0{,}10 \text{ м}. \quad (51)$$

Представим зависимость $f(\delta,t)$ набором двумерных контурных линий (рис. 5). Пусть заданная частота $\overline{f}$ = 500 Гц. На рис. 5 контурная линия, соответствующая этой частоте, имеет увеличенную толщину.

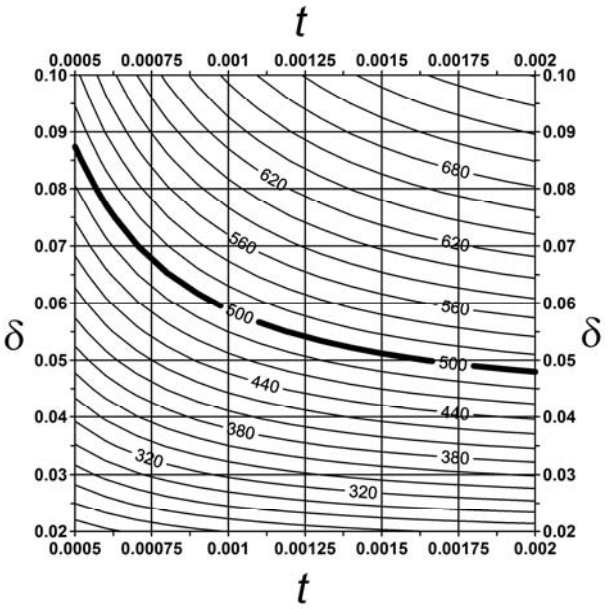


Рис. 5. Зависимость $f(t, \delta)$ в виде набора контурных линий

Очевидно, что заданная частота $\overline{f}$ может быть реализована при различных сочетаниях t и δ из пространства проектирования (51). Для каждой пары значений t и δ должно выполняться условие

$$2\pi\overline{f} - \omega(t,\delta) = 0, \quad (52)$$

где ω – круговая частота колебаний, вычисляемая по формуле (50).

Подставляя (50) в (52), будем иметь

$$2\pi\overline{f} - \frac{1}{2}\lambda\frac{t}{a^2}\sqrt{\frac{\overline{E}_t}{3\rho_t}\frac{\xi}{\zeta_\rho}} = 0, \quad (53)$$

где $\lambda = \sqrt{\eta}$. Для вычисления частотного параметра используются уравнения (30), (35). Задаваясь различными значениями t, решим нелинейное уравнение (53) относительно δ. Для получившейся пары t и δ определим массу пластины, т. е.

$$m = a^2\left(\rho_t t + \rho_\delta \delta\right). \quad (54)$$

Результаты вычислений по описанному алгоритму для рассматриваемой пластины приведены на рис. 6 и 7.

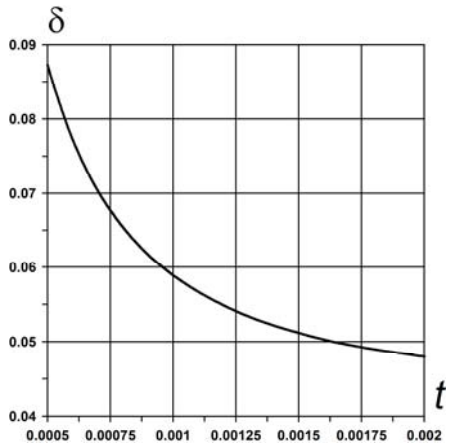


Рис. 6. Зависимость δ(t)

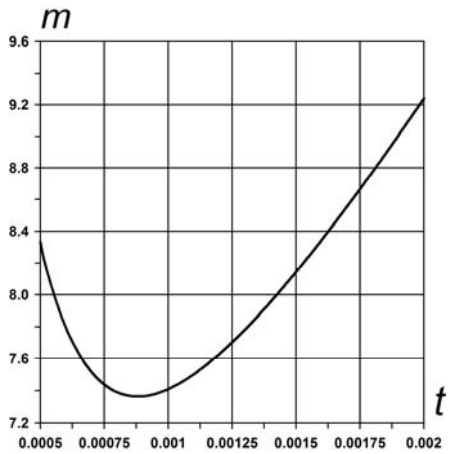


Рис. 7. Зависимость $m(t)$

Из анализа полученных данных следует, что с увеличением толщины несущих слоев t толщина заполнителя δ уменьшается (рис. 6). Масса пластины m в рассматриваемом диапазоне измерения t имеет минимум (рис. 7). Таким образом, $m_{\min}$ = 7,3657кг, t_{opt} = 0,0009 м, δ_{opt} = 0,0617 м.

Рассмотренный выше подход к определению первой частоты колебаний трехслойной пластины с защемленными краями реализован в вычислительных программах.

Заключение. Решена задача определения первой частоты колебаний трехслойной пластины с жестко

закрепленными краями. Для решения уравнений движения был использован метод Галеркина. В качестве функций, аппроксимирующих форму пластины при колебаниях, было принято решение задачи об изгибе балки с жестко заделанными краями под действием равномерно распределенной нагрузки. Эти функции учитывают сдвиговую податливость пластины и удовлетворяют граничным условиям, предполагающим, что на каждом из краев пластины отсутствуют прогиб и два угла поворота нормали к срединной плоскости.

Задача вычисления первой частоты колебаний трехслойной пластины сведена к определению безразмерного частотного параметра, величина которого зависит от геометрических, упругих и инерциальных характеристик трехслойной пластины.

Рассмотрены два подхода к определению частотного параметра, которые отличаются друг от друга в зависимости от того, учитывается или не учитывается влияние инерции поворота на динамическое поведение трехслойной пластины. В первом подходе частотный параметр находился как минимальное собственное число соответствующей системы однородных алгебраических уравнений. При втором подходе для определения частотного параметра была получена аналитическая формула.

На конкретных примерах был выполнен анализ влияния размеров трехслойной пластины, упругих характеристик и плотности соответствующих материалов на частоту колебаний основного тона. Расчеты проводились как с использованием рассматриваемых в работе подходов, так и с помощью метода конечных элементов.

Анализ результатов позволил сделать вывод о том, что определение первой частоты колебаний закрепленных по контуру трехслойных пластин, обладающих разнообразными жесткостными параметрами и размерами, может быть с достаточно высокой точностью выполнено по полученным аналитическим формулам. Эти формулы будут особенно полезны при проектировании трехслойных пластин, когда ограничения накладываются на первую частоту колебаний.

Библиографические ссылки

1. Yu Y. Y. A new theory of elastic sandwich plates – one dimensional core // Journal of Applied Mechanics. 1959. Vol. 26. P. 415–421.

2. Yu Y. Y. Simple thickness-shear modes of vibration of infinite sandwich plates // Journal of Applied Mechanics. 1959. Vol. 26. P. 679–681.

3. Yu Y. Y. Flexural vibrations of elastic sandwich plates // Journal of Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27. P. 272–282.

4. Yu Y. Y. Simplified vibration analysis of elastic sandwich plates // Journal of Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27. P. 894–900.

5. Habip L. M. A survey of modern developments in the analysis of sandwich structures // Applied Mechanics Reviews. 1965. Vol. 18. P. 93–98.

6. Ha K. H. Finite-element analysis of sandwich plates: an overview // Computers and Structures. 1990. Vol. 37 (4). P. 397–403.

7. Noor A. K., Burton W. S., Bert C. W. Computational models for sandwich plates and shells // Trans. ASME. Applied Mechanics Reviews. 1996. Vol. 49 (3). P. 155–199.

8. Librescu L., Hause T. Survey of recent developments in the modeling and behavior of advanced sandwich constructions // Journal of Composite Structures. 2000. Vol. 48 (1–3). P. 1–17.

9. Vinson J. R. Sandwich structures // Applied Mechanics Review. 2001. Vol. 54 (3). P. 201–214.

10. Zenkert D. An introduction to sandwich construction. London : Chameleon Press, 1995. 277 p.

11. Yu Y. Y. Vibrations of elastic plates: linear and nonlinear dynamic, modeling of sandwiches, laminated composites and piezoelectric layers. New York : Springer-Verlag, 1996. 225 p.

12. Vinson J. R. The behavior of sandwich structures of isotropic and composite materials. Lancaster : Technomic, 1999. 378 p.

13. Kollar L. P., Springer G. S. Mechanics of composite structures. Cambridge : University Press, 2003. 470 p.

14. Паймушин В. Н. Точные аналитические решения задачи о плоских формах свободных колебаний прямоугольной пластины со свободными краями // Известия высших учебных заведений. Математика. 2006. № 8. С. 54–62.

15. Мущанов В. Ф., Демидов А. И. Расчет трехслойной пластинки, лежащей на винклеровском основании, вариационно-разностным методом // Современное промышленное и гражданское строительство. 2010. Т. 6, № 2. С. 77–91.

16. Коган Е. А., Юрченко А. А. Нелинейные колебания защемленных по контуру трехслойных пластин // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2010. № 5. С. 25–34.

17. Reissner E. The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates // Trans. ASME. Journal of Applied Mechanics. 1945. Vol. 12 (2). P. 69–77.

18. Mindlin R. D. Influence of rotary inertia and shear on flexural motions of isotropic elastic plates // Trans. ASME. Journal of Applied Mechanics. 1951. Vol. 18. P. 31–38.

References

1. Yu Y. Y. A new theory of elastic sandwich plates – one dimensional core. *Journal of Applied Mechanics*. 1959, Vol. 26, P. 415–421.

2. Yu Y. Y. Simple thickness-shear modes of vibration of infinite sandwich plates. *Journal of Applied Mechanics*. 1959, Vol. 26, P. 679–681.

3. Yu Y. Y. Flexural vibrations of elastic sandwich plates. *Journal of Aerospace Sciences*. 1960, Vol. 27, P. 272–282.

4. Yu Y. Y. Simplified vibration analysis of elastic sandwich plates. *Journal of Aerospace Sciences*. 1960, Vol. 27, P. 894–900.

5. Habip L. M. A survey of modern developments in the analysis of sandwich structures. *Applied Mechanics Reviews*. 1965, Vol. 18, P. 93–98.

6. Ha K. H. Finite-element analysis of sandwich plates: an overview. *Computers and Structures*. 1990, Vol. 37, No. 4, P. 397–403.

7. Noor A. K., Burton W. S., Bert C. W. Computational models for sandwich plates and shells. *Trans. ASME. Applied Mechanics Reviews.* 1996, Vol. 49, No. 3, P. 155–199.

8. Librescu L., Hause T. Survey of recent developments in the modeling and behavior of advanced sandwich constructions. *Journal of Composite Structures*. 2000, Vol. 48, No. (1–3), P. 1–17.

9. Vinson J. R. Sandwich structures. *Applied Mechanics Review*. 2001, Vol. 54, No. 3, P. 201–214.

10. Zenkert D. An introduction to sandwich construction. London, Chameleon Press, 1995, 277 p.

11. Yu Y. Y. Vibrations of elastic plates: linear and nonlinear dynamic, modeling of sandwiches, laminated composites and piezoelectric layers. New York, Springer-Verlag, 1996, 225 p.

12. Vinson J. R. The behavior of sandwich structures of isotropic and composite materials. Lancaster, Technomic, 1999, 378 p.

13. Kollar L. P., Springer G. S. Mechanics of composite structures. Cambridge, University Press, 2003, 470 p.

14. Paymushin V. N. [Exact analytical solutions for in-plane vibrations problem of a rectangular plate with free edges]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Matematika.* 2006, No. 8, P. 54–62 (In Russ.).

15. Mushchanov V. F., Demidov A. I. [Calculation of the Winkler-based sandwich plate using variational-difference aproach]. *Sovremennoe promyshlennoe i grazhdanskoe stroitel'stvo.* 2010, Vol. 6, No. 2, P. 77–91 (In Russ.).

16. Kogan E. A., Yurchenko A. A. [Nonlinear vibrations of contour-fixated sandwich plates]. *Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin.* 2010, No. 5, P. 25–34 (In Russ.).

17. Reissner E. The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates. *Trans. ASME. Journal of Applied Mechanics*. 1945, Vol. 12, No. 2, P. 69–77.

18. Mindlin R. D. Influence of rotary inertia and shear on flexural motions of isotropic elastic plates. *Trans. ASME. Journal of Applied Mechanics*. 1951, No. 18, P. 31–38.

© Деев П. О., Синьковский Ф. К., 2017

УДК 628.822

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 50–57

НЕСТАЦИОНАРНЫЕ КОЛЕБАНИЯ РОЛИКА, КОНТАКТИРУЮЩЕГО С ТВЕРДОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ, ПРИ НАЛИЧИИ СМАЗОЧНОГО СЛОЯ

В. А. Иванов[1*], Н. В. Еркаев[2]

[1]Сибирский федеральный университет, Политехнический институт
Российская Федерация, 660074, г. Красноярск, ул. Киренского, 26
[2]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44
[*]E-mail: VinTextrim@yandex.ru

Получено аналитическое решение задачи нестационарного гидродинамического контакта ролика с твердой поверхностью в присутствии жидкого смазочного материала. Данная задача является актуальной и важной, так как нестационарный режим в подшипниках преобладает при стартах космических аппаратов. Распределение давления вдоль смазочного слоя получено в результате интегрирования уравнения Рейнольдса с учетом как тангенциальной, так и нормальной скорости ролика относительно опорной поверхности. Интегрированием давления вдоль поверхности контакта определена нормальная сила, действующая на ролик со стороны смазочного слоя и называемая несущей способностью слоя. Показана линейная зависимость несущей способности от нормальной скорости ролика по отношению к поверхности контакта. Определен коэффициент демпфирования смазочного слоя, являющийся коэффициентом пропорциональности между усилением несущей способности и величиной нормальной скорости. Для нормальных колебаний ролика получено обыкновенное дифференциальное уравнение с малым параметром при старшей производной. Решение этого уравнения, называемого жестким, представлено в виде асимптотического разложения по сингулярному малому параметру. Получены выражения для нулевых и линейных членов разложения, содержащих как регулярные, так и погранслойные функции, затухающие с течением времени. Показано, что процесс установления характеризуется двумя временными масштабами. Первый масштаб определяет резкий рост максимума давления сразу после скачка нагрузки. Второй – отражает процесс плавной релаксации давления к стационарному значению, соответствующему возросшему значению нагрузки. Полученные результаты обосновывают важность учета нестационарных переходных процессов в узлах трения летательных аппаратов. Если при медленном (квазистационарном) возрастании нагрузки в 2 раза максимальное по слою давление испытывает примерно двукратное увеличение, то в результате аналогичного по величине, но внезапного скачка нагрузки максимальное по слою давление во время переходного процесса кратковременно возрастает более чем на порядок. Такой значительный и резкий скачок давления в смазочном слое может критически отразиться на ресурсе всего узла трения.

Ключевые слова: смазочный слой, гидродинамическая смазка, колебания ролика, асимптотическое разложение.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 50–57

NONSTEADY OSCILLATIONS OF THE ROLLER CONTACTING WITH RIGID SURFACE WITH LUBRICATION LAYER

V. A. Ivanov[1], N. V. Erkaev[2].

[1]Siberian Federal University, Polytechnic Institute
26, Kirenskogo Str., Krasnoyarsk, 660074, Russian Federation
[2]Institute of Computational Modelling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[*]E-mail: VinTextrim@yandex.ru

Analytical solution is obtained for the problem of non-steady hydrodynamic contact between roller and solid body in a presence of liquid lubrication material. This problem is very actual one because nonsteady regime is dominating during launching of spacecrafts. Distribution of the pressure along the lubrication layer is obtained by integration of the Reynolds equation taking into account both the tangential and normal velocities of the roller. Normal oscillations of the roller contacting with lubrication layer is described by a stiff second order ordinary differential equation. Solution of this equation is presented as an asymptotic series expansion with respect to the singular small parameter.

It was found that the relaxation process is characterized by two different time scales. The first one determines a steep growth of the pressure maximum just after the loading jump. The second one is related to a relatively slow process of the pressure relaxation to its stationary state corresponding to the enhanced loading value. The obtained results indicate clearly that simulation and analysis of nonsteady relaxations processes in bearing devices of flight vehicles is of great importance. In particular, in case of slow quasi-stationary increase of loading in 2 times the pressure maximum over the lubrication layer has approximately two-fold enhancement. However, similar in amplitude, but sudden jump of loading yields much stronger enhancement (more than in 10 times) of the pressure maximum over the lubrication layer during the time-relaxation process. Such strong and fast pressure jump in the lubrication layer can make a crucial influence on the operation resources of vehicles.

Keyword: lubrication layer, hydrodynamic lubrication, roller oscillation, asymptotic series expansion.

Введение. Стационарная гидродинамическая задача контакта ролика с пластиной при наличии смазочного слоя, разделяющего поверхности, рассматривалась во многих публикациях [1–5] и достаточно хорошо изучена. В то же время нестационарные аспекты гидродинамического контакта ролика с твердой поверхностью остаются в значительной мере неисследованными. Эта тема важна и актуальна, так как именно нестационарный контакт свойственен роликоподшипникам, работающим при переменных нагрузках, которые возникают при стартах космических аппаратов. При такой работе подшипников происходят быстрые изменения зазоров между контактирующими телами, сопровождающиеся значительным ростом вертикальных скоростей, которые, в свою очередь, приводят к резкому росту пиковых значений давления в смазочном слое.

В данной статье рассматривается асимптотический аналитический метод [6–8] решения нестационарной гидродинамической задачи с применением коэффициента демпфирования смазочного слоя.

Схема контактного взаимодействия цилиндрического ролика с твердой поверхностью, покрытой слоем смазочного материала, представлена на рис. 1.

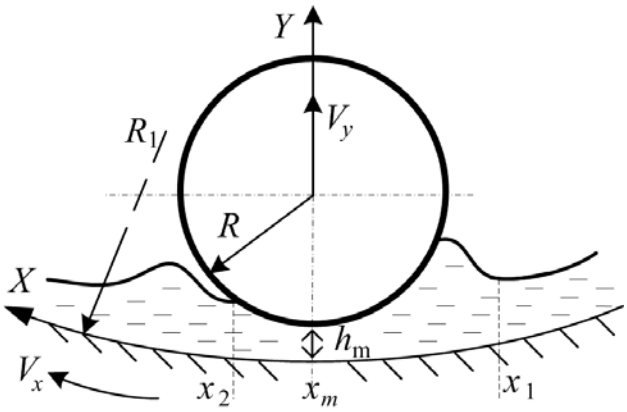


Рис. 1. Схема расположения ролика и слоя жидкого смазочного материала

Расчет давления в смазочном слое. Рассмотрим идеализированную модель контакта ролика с поверхностью при постоянном коэффициенте вязкости в смазочном слое [9; 10]. В этом случае распределение давления определяется из уравнения Рейнольдса [11]:

$$\frac{\partial}{\partial x}\left(h^3\frac{\partial P}{\partial x}\right)=6\mu V\left(-\frac{\partial h}{\partial x}+\frac{2}{V}\frac{\partial h}{\partial t}\right), \qquad (1)$$

где P – давление в смазочном слое; V – тангенциальная скорость ролика относительно поверхности; μ – динамическая вязкость масла при нормальном давлении; h – толщина смазочного слоя, зависящая от деформации поверхностей. Ось x ориентирована вдоль поверхности контакта, как показано на рис. 1. Здесь используется система отсчета, в которой ролик имеет нулевую тангенциальную скорость, а поверхность, соответственно, движется в направлении X.

В предположении, что площадка контакта цилиндра и плоскости мала по сравнению с радиусом кривизны R, имеем следующее выражение для толщины слоя смазочного материала [2]:

$$h=h_m+(x-x_m)^2/(2R), \qquad (2)$$

где h_m – минимальная толщина смазочного слоя; x_m – координата точки минимального зазора.

Граничные условия в рассматриваемом случае имеют следующий вид [2]:

$$P(x_1)=P(x_2)=\frac{dP}{dx}(x_2)=0, \qquad (3)$$

где x_1 и x_2 – входная и выходная границы смазочного слоя.

Для удобства решения задачи вводим безразмерные переменные:

$$\tilde{x}=(x-x_m)/\sqrt{h_m R},\quad q=Ph_m^{1.5}/\left(6\mu V\sqrt{R}\right),$$
$$\upsilon=\frac{V_y}{V}\sqrt{\frac{R}{h_m}}. \qquad (4)$$

Используя (4), преобразуем исходное уравнение Рейнольдса (1) к более простому виду:

$$\frac{\partial}{\partial\tilde{x}}\left(H(\tilde{x})^3\frac{\partial q}{\partial\tilde{x}}\right)=\frac{\partial H(\tilde{x})}{\partial\tilde{x}}+2\upsilon,$$
$$H(\tilde{x})=1+\tilde{x}^2/2. \qquad (5)$$

Положения входной и выходной границ будем характеризовать безразмерными параметрами a и c. Значение параметра a зависит от количества смазки. В случае обильной смазки полагаем $a=-\infty$ [2; 3; 12].

Интегрируя уравнение (5) и используя нулевое граничное условие (3) для производной функции давления при $x=c$, получаем дифференциальное уравнение первого порядка:

$$\frac{\partial q}{\partial \tilde{x}} = \frac{H(\tilde{x}) - H(c)}{H(\tilde{x})^3} - \frac{2\varepsilon(\tilde{x} - c)}{H(\tilde{x})^3} =$$

$$= \frac{\left(\tilde{x}^2 - c^2\right)/2}{\left(1 + \tilde{x}^2/2\right)^3} - \frac{2\upsilon(\tilde{x} - c)}{\left(1 + \tilde{x}^2/2\right)^3}. \quad (6)$$

Решение уравнения (6) зависит от безразмерного параметра υ, который связан с нормальной скоростью перемещения ролика. Интегрируя уравнение (6) для различных значений υ, находим распределение давления в смазочном слое с учетом нормальной скорости ролика (рис. 2):

$$q(\tilde{x}) = \frac{1}{16}\left(\begin{array}{l} -\dfrac{2\tilde{x}\left(c^2(3\tilde{x}^2 + 10) - 2\tilde{x}^2 + 4\right)}{\left(\tilde{x}^2 + 2\right)^2} - \\ -\sqrt{2}\left(3c^2 - 2\right)\mathrm{tg}^{-1}\left(\dfrac{\tilde{x}}{\sqrt{2}}\right) \end{array}\right) +$$

$$+ \frac{20c\tilde{x}^3 + 3\sqrt{2}c\left(\tilde{x}^2 + 2\right)^2 \arctan\left(\dfrac{\tilde{x}}{\sqrt{2}}\right) + 20c\tilde{x} + 16}{8\left(\tilde{x}^2 + 2\right)^2} 2\upsilon. \quad (7)$$

Определение коэффициента демпфирования смазочного слоя. По найденным распределениям давления определяем значения несущей способности, являющейся функцией параметра υ:

$$W'(\upsilon) = \int_a^c q(x, \upsilon)dx. \quad (8)$$

Согласно формуле (7), давление линейно зависит от параметра υ, поэтому несущую способность также представим в виде линейной функции следующего вида:

$$W' = W_0' + A\upsilon, \quad (9)$$

где постоянные коэффициенты W_0' и A равны 0,401 и 1,125 соответственно.

Для перехода к размерному виду используем зависимость

$$W = W_0' \frac{6\mu VR}{h_m}. \quad (10)$$

С учетом соотношений (4) и (10), преобразуем выражение (9) к размерному виду:

$$W = W_0' \frac{6\mu VR}{h_m} + A\frac{6\mu R^{3/2}}{h_m^{3/2}} V_y. \quad (11)$$

Здесь первое слагаемое выражает зависимость стационарной несущей способности от зазора при нулевой нормальной скорости, а второе слагаемое учитывает влияние нормальной компоненты скорости. Коэффициент перед скоростью будем называть коэффициентом демпфирования λ:

$$\lambda = A\frac{6\mu R^{3/2}}{h_m^{3/2}}. \quad (12)$$

Исследование нестационарного процесса. Для исследования нестационарного процесса запишем уравнение движения ролика по нормали к поверхности:

$$m\frac{d^2 h_m}{dt^2} + \lambda(h_m)\frac{dh_m}{dt} - W_0(h_m) = -F, \quad (13)$$

где m – масса ролика; F – внешняя нагрузка.

С учетом зависимостей (11) и (12) уравнение (13) принимает следующий вид:

$$m\frac{d^2 h_m}{dt^2} + A\frac{6\mu R^{3/2}}{h_m^{3/2}}\frac{dh_m}{dt} - W_0'\frac{6\mu VR}{h_m} = -F. \quad (14)$$

Полагая равными нулю производные по времени, определяем равновесное значение зазора:

$$h_0 = \frac{6\mu VRW_0'}{F}. \quad (15)$$

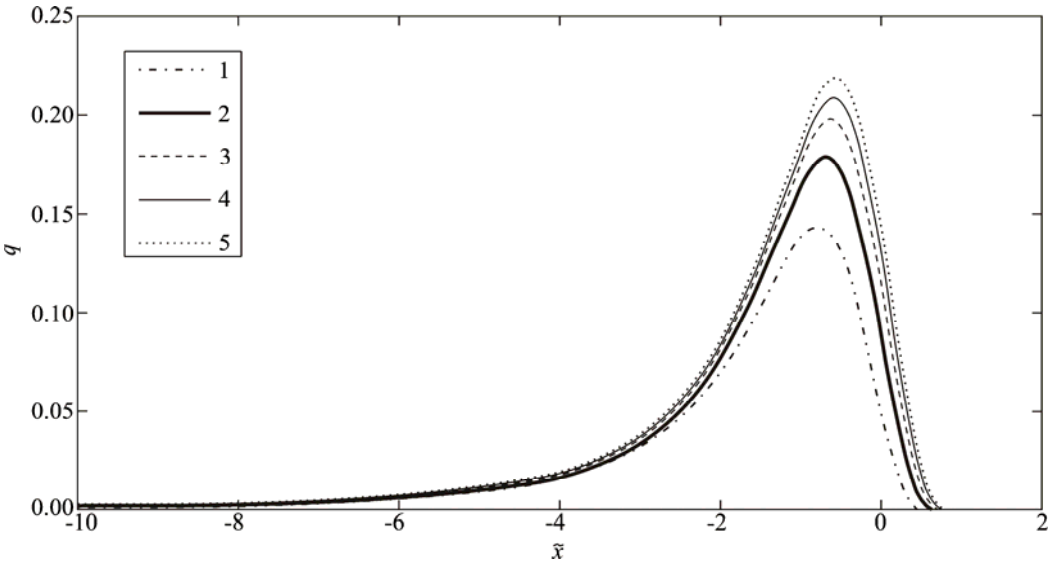


Рис. 2. Безразмерное распределение давления в смазочном слое при разных υ:
1 – υ = +0,1; 2 – υ = +0,05; 3 – υ = 0; 4 – υ = –0,05; 5 – υ = –0,1

Принимая h_0 в качестве базового зазора, вводим безразмерные переменные:

$$h_m = h'h_0, \quad t = t't_0, \quad t_0 = \frac{A\sqrt{Rh_0}}{VW_0'}. \qquad (16)$$

Используя нормировки (16), приводим уравнение динамики к безразмерному виду:

$$\varepsilon\ddot{h}' + \frac{1}{h'^{3/2}}\dot{h}' - \frac{1}{h'} + 1 = 0, \qquad (17)$$

$$\varepsilon = \frac{mV^2W_0'^2}{A^2FR}.$$

Уравнение (17) определяет зависимость зазора от времени в процессе установления стационарного режима. Характерное время переходного процесса определяется параметром t_0.

Зададим начальные условия при $t = 0$:

$$h(0) = h_m / h_0 \equiv h_0^*, \quad \dot{h}(0) = 0. \qquad (18)$$

Так как параметр ε при старшей производной является малым, то уравнение называется жестким [13], и его решение может быть приближенно представлено в виде асимптотического разложения по сингулярному малому параметру [14; 15]:

$$h' = \bar{h}(t',\varepsilon) + \tilde{h}(\tau,\varepsilon), \quad \tau = t'/\varepsilon,$$

где первое слагаемое

$$\bar{h}(t',\varepsilon) = \bar{h}_0(t') + \varepsilon\,\bar{h}_1(t') + \ldots + \varepsilon^k\,\bar{h}_k(t') + \ldots$$

является регулярной частью асимптотики, а второе слагаемое

$$\tilde{h}(\tau,\varepsilon) = \tilde{h}_0(\tau) + \varepsilon\,\tilde{h}_1(\tau) + \ldots + \varepsilon^k\,\tilde{h}_k(\tau) + \ldots$$

представляет собой сингулярную часть асимптотики, называемую также в литературе погранслойной асимптотикой. На пограничные функции накладываются дополнительные граничные условия затухания

$$\tilde{h}_k(\tau) \to 0, \quad \tau \to \infty. \qquad (19)$$

Для первых членов асимптотики имеем выражения

$$h' = \bar{h}_0(t) + \varepsilon\,\bar{h}_1(t) + \varepsilon\tilde{h}_1(\tau), \qquad (20)$$

$$\dot{h}' = \dot{\bar{h}}_0(t) + \varepsilon\dot{\bar{h}}_1(t) + \varepsilon\dot{\tilde{h}}_1(\tau). \qquad (21)$$

Уравнения на функции регулярной и погранслойной частей асимптотики можно получить путем подстановки выражения (14) в уравнение колебаний (17), группировки членов с одинаковыми степенями малого параметра и приравнивая к нулю. В результате получаем следующую систему уравнений:

$$\frac{1}{\bar{h}_0} - \frac{1}{\bar{h}_0^{3/2}}\frac{d\bar{h}_0}{dt'} - 1 = 0, \qquad (22)$$

$$\frac{d\bar{h}_1}{dt'} + \frac{\bar{h}_1}{2\sqrt{\bar{h}_0}}\left(3\bar{h}_0 - 1\right) = -\ddot{\bar{h}}_0, \qquad (23)$$

$$\frac{d^2\tilde{h}_1}{d\tau^2} + \frac{1}{\bar{h}_0(0)^{3/2}}\frac{d\tilde{h}_1}{d\tau} = 0. \qquad (24)$$

Интегрируя уравнение (22), получаем:

$$\bar{h}_0(t') = \left(\frac{e^t\left|\dfrac{\sqrt{\bar{h}_0^*}+1}{\sqrt{\bar{h}_0^*}-1}\right| + 1}{e^t\left|\dfrac{\sqrt{\bar{h}_0^*}+1}{\sqrt{\bar{h}_0^*}-1}\right| - 1}\right)^2. \qquad (25)$$

Функция (25) удовлетворяет начальному условию $h(0)$, но дает ненулевую начальную скорость:

$$\dot{\bar{h}}_0(0) = \left(\frac{1}{\bar{h}_0^*} - 1\right)\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}. \qquad (26)$$

Для компенсации этой скорости далее вводится погранслойное решение.

Далее переходим к определению второго члена регулярной части асимптотики. Для этого преобразуем уравнение (23) к виду

$$-\frac{1}{h_0^2}\bar{h}_1 + \frac{3}{2}\frac{1}{h_0^{5/2}}\bar{h}_1\dot{\bar{h}}_0 - \frac{1}{h_0^{3/2}}\dot{\bar{h}}_1 = \ddot{\bar{h}}_0, \qquad (27)$$

где

$$\dot{\bar{h}}_0 = \left(1 - \bar{h}_0\right)\sqrt{\bar{h}_0}. \qquad (28)$$

Подставляя (28) в (27) и выполняя алгебраические преобразования, получаем:

$$\dot{\bar{h}}_1 + \frac{1}{2\sqrt{\bar{h}_0}}\left(3\bar{h}_0 - 1\right)\bar{h}_1 = -\ddot{\bar{h}}_0\bar{h}_0^{3/2}. \qquad (29)$$

Введем замену:

$$\dot{\bar{h}}_1 = \frac{d\bar{h}_1}{dt'} = \frac{d\bar{h}_1}{d\bar{h}_0}\frac{d\bar{h}_0}{dt'} = \frac{d\bar{h}_1}{d\bar{h}_0}\dot{\bar{h}}_0,$$
$$\ddot{\bar{h}}_0 = \frac{d\dot{\bar{h}}_0}{d\bar{h}_0}\dot{\bar{h}}_0 = \frac{1}{2}\frac{d\dot{\bar{h}}_0^2}{d\bar{h}_0}. \qquad (30)$$

Подставляя (30) в (29), получим следующее выражение:

$$\frac{d\bar{h}_1}{d\bar{h}_0}\dot{\bar{h}}_0 + \frac{1}{2\sqrt{\bar{h}_0}}\left(3\bar{h}_0 - 1\right)\bar{h}_1 =$$
$$= -\frac{d\dot{\bar{h}}_0}{d\bar{h}_0}\dot{\bar{h}}_0 h_0^{3/2} = -\frac{1}{2}\frac{d\,\dot{\bar{h}}_0^2}{d\,\bar{h}_0}\bar{h}_0^{3/2}. \qquad (31)$$

Следовательно,

$$\frac{d}{d\bar{h}_0}\dot{\bar{h}}_0^2 = \left(1 - \bar{h}_0\right)\left(1 - 2\bar{h}_0\right). \qquad (32)$$

Выражение (31) с учетом (32) примет вид

$$\frac{d\bar{h}_1}{dh_0}\sqrt{\bar{h}_0}\left(1 - \bar{h}_0\right) + \frac{1}{2\sqrt{\bar{h}_0}}\left(3\bar{h}_0 - 1\right)\bar{h}_1 =$$
$$= -\frac{1}{2}\left(1 - \bar{h}_0\right)\left(1 - 2\bar{h}_0\right)\bar{h}_0^{3/2}. \qquad (33)$$

Разделив уравнение (33) на коэффициент при старшей производной, получим дифференциальное уравнение следующего вида:

$$\frac{d\bar{h}_1}{d\bar{h}_0}+\frac{1}{2\bar{h}_0}\frac{\left(3\bar{h}_0-1\right)}{\left(1-\bar{h}_0\right)}\bar{h}_1=-\frac{1}{2}\left(1-2\bar{h}_0\right)\bar{h}_0. \qquad (34)$$

Общим решением уравнения (34) является функция

$$\bar{h}_1=\bar{G}(\bar{h}_0)\exp\left[-\frac{1}{2}\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\frac{(3s-1)}{s(1-s)}ds\right]. \qquad (35)$$

Преобразуем подынтегральное выражение:

$$-\frac{1}{2}\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\frac{(3s-1)}{\bar{h}_0(1-s)}ds=\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\left(\frac{1}{2s}-\frac{1}{1-s}\right)ds=$$

$$=\left[\frac{1}{2}\ln s+\ln(1-s)\right]\Bigg|_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}=\ln\left[(1-s)\sqrt{s}\right]\Big|_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}=$$

$$=\ln\left[\frac{(1-\bar{h}_0)\sqrt{\bar{h}_0}}{(1-\bar{h}_0^*)\sqrt{\bar{h}_0^*}}\right]. \qquad (36)$$

Тогда уравнение (35) с учетом (36) примет вид

$$\bar{h}_1=\bar{G}(\bar{h}_0)\frac{(1-\bar{h}_0)\sqrt{\bar{h}_0}}{(1-\bar{h}_0^*)\sqrt{\bar{h}_0^*}}=G(\bar{h}_0)(1-\bar{h}_0)\sqrt{\bar{h}_0}, \qquad (37)$$

где G – неизвестная функция, определяющаяся интегрированием следующего уравнения:

$$\frac{d\,G(\bar{h}_0)}{d\,\bar{h}_0}=-\frac{1}{2}\frac{\left(1-2\bar{h}_0\right)\sqrt{\bar{h}_0}}{\left(1-\bar{h}_0\right)}. \qquad (38)$$

Вычисляя интеграл, находим

$$G(\bar{h}_0)=-\frac{1}{2}\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\frac{(1-2s)\sqrt{s}}{(1-s)}ds+C_0=$$

$$=-\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\sqrt{s}ds+\frac{1}{2}\int_{\bar{h}_0^*}^{\bar{h}_0}\frac{\sqrt{s}}{1-s}ds+C_0. \qquad (39)$$

В подынтегральном выражении второго слагаемого уравнения (39) применяем замену переменных $u=\sqrt{s}$ и выполняем алгебраические преобразования:

$$\int\frac{\sqrt{s}}{1-s}ds=2\int\frac{u^2}{1-u^2}du=$$

$$=\int\frac{1}{u+1}du-\int\frac{1}{u-1}du-2\int du. \qquad (40)$$

Интегрируя (40) и производя обратную замену переменных, получим выражение:

$$G(\bar{h}_0)=-\frac{2}{3}\bar{h}_0^{3/2}+\frac{2}{3}\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}+\sqrt{\bar{h}_0}-$$

$$-\sqrt{\bar{h}_0^*}-\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0}+1}{\sqrt{\bar{h}_0}-1}+\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0^*}+1}{\sqrt{\bar{h}_0^*}-1}+C_0. \qquad (41)$$

С учетом уравнения (41) уравнение (37) примет вид

$$\bar{h}_1=\left(1-\bar{h}_0\right)\sqrt{\bar{h}_0}\left(-\frac{2}{3}\bar{h}_0^{3/2}+\frac{2}{3}\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}+\sqrt{\bar{h}_0}-\sqrt{\bar{h}_0^*}-\right.$$

$$\left.-\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0}+1}{\sqrt{\bar{h}_0}-1}+\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0^*}+1}{\sqrt{\bar{h}_0^*}-1}+C_0\right). \qquad (42)$$

Далее, интегрируя уравнение (24) с учетом условия затухания при $\tau\to\infty$, получаем выражение

$$\frac{d\tilde{h}_1}{d\tau}=C_1\exp\left(-\tau/(\bar{h}_0^*)^{3/2}\right). \qquad (43)$$

Постоянная интегрирования C_1 определяется из условия нулевой начальной скорости для полного решения, представляющего собой сумму регулярной и погранслойной асимптотик. Так как первый член регулярной асимптотики дает ненулевое начальное значение скорости

$$\frac{d\bar{h}_0}{dt}=\left(1-\frac{1}{\bar{h}_0^*}\right)\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}, \qquad (44)$$

то подбираем постоянную C_1 таким образом, чтобы погранслойное решение компенсировало значение (26) при $\tau=0$:

$$C_1=\left(\frac{1}{\bar{h}_0^*}-1\right)\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}. \qquad (45)$$

Подставляя найденное значение в выражение (44) и повторно интегрируя, находим выражение погранслойной части асимптотики:

$$\tilde{h}_1=-\left(\bar{h}_0^*-1\right)\sqrt{\bar{h}_0^*}\exp\left(-\frac{\tau}{\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}}\right)\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}+C_2. \qquad (46)$$

Константа C_2 подбирается таким образом, чтобы решение удовлетворяло нулевому граничному условию при $\tau\to\infty$ ($C_2=0$).

Найденная погранслойная функция дает ненулевое возмущение в начальный момент времени, которое можно скомпенсировать подбором постоянной интегрирования C_0 в выражении второго члена регулярной асимптотики:

$$C_0=\left(1-\bar{h}_0(t)\right)\sqrt{\bar{h}_0(t)}\frac{\left(\bar{h}_0^*\right)^2\left|\bar{h}_0^*-1\right|}{\left(1-\bar{h}_0^*\right)\sqrt{\bar{h}_0^*}}. \qquad (47)$$

В результате итоговое выражение принимает вид:

$$\bar{h}_1=\left(\bar{h}_0(t)-1\right)\sqrt{\bar{h}_0}\left(\frac{2}{3}\left(\bar{h}_0(t)\right)^{3/2}-\frac{2}{3}\left(\bar{h}_0^*\right)^{3/2}-\right.$$

$$\left.-\sqrt{\bar{h}_0(t)}+\sqrt{\bar{h}_0^*}+\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0(t)}+1}{\sqrt{\bar{h}_0(t)}-1}-\frac{1}{2}\mathrm{Ln}\frac{\sqrt{\bar{h}_0^*}+1}{\sqrt{\bar{h}_0^*}-1}\right)+$$

$$+\left(1-\bar{h}_0(t)\right)\sqrt{\bar{h}_0(t)}\frac{\left(\bar{h}_0^*\right)^2\left|\bar{h}_0^*-1\right|}{\left(1-\bar{h}_0^*\right)\sqrt{\bar{h}_0^*}}. \qquad (48)$$

После определения всех функций регулярной и погранслойной частей асимптотики уравнения (20) построим график зависимости зазора от времени для различных начальных значений (рис. 3).

Рис. 3 показывает, что после любого внезапного скачка нагрузки, который характеризуется безразмерным

параметром $h'(0)$, величина зазора стремится к новому равновесному значению. При этом скорость изменения зазора тем больше, чем больше начальное отклонение зазора от равновесного значения. На рис. 4 представлен график изменения относительной скорости сближения поверхностей между контактирующими телами со временем для начального условия $h'(0) = 2$.

Рис. 4 показывает, что увеличение параметра ε приводит к более плавному изменению вертикальной скорости (dh'/dt'). При этом для очень малых значений ε скорость изменения зазора возрастает практически мгновенно, что в свою очередь вызывает резкий и большой скачок давления.

Зная зависимость зазора от времени, построим график изменения максимума давления (рис. 5).

Из рис. 5 видно, что процесс установления можно охарактеризовать двумя временными интервалами. На первом интервале отмечается очень быстрый рост давления. Амплитуда и длительность роста давления определяется параметром ε. Чем меньше малый параметр ε, тем быстрее увеличивается со временем давление в смазочном слое. На втором временном интервале происходит процесс плавного спада давления к стационарному значению, соответствующему установившемуся состоянию смазочного слоя при постоянной нагрузке. На рис. 6 представлен график нелинейной зависимости пикового значения давления от величины начального зазора, отнесенного к равновесному значению. Данный график показывает, что чем больше малый параметр ε и чем больше отклонение от равновесного зазора, тем сильнее проявляется нелинейность увеличения пикового давления. Величина h_m/h_0 обратно пропорциональна скачку внешней нагрузки (отношению действующих сил F_1/F_0).

Рис. 5 и 6 показывают, насколько важно учитывать нестационарные переходные процессы в узлах трения летательных аппаратов. Например, при медленном (квазистационарном) увеличении нагрузки в 2 раза максимальное по слою давление увеличивается в 2,2 раза. Однако после внезапного скачка нагрузки в 2 раза во время переходного процесса максимальное по слою давление кратковременно возрастает в 13 раз. Такой резкий скачок давления в смазочном слое между контактирующими поверхностями критически сказывается на ресурсе всего узла трения.

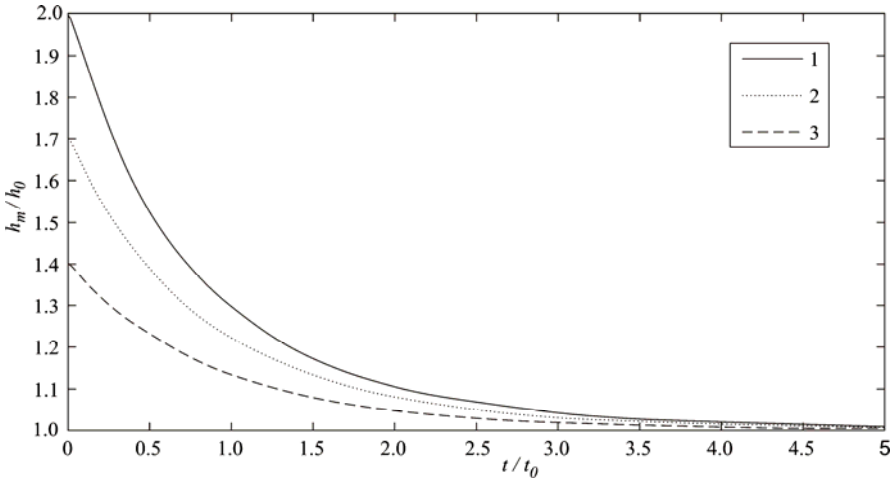


Рис. 3. Зависимость зазора от времени при ε = 0,01 для различных начальных условий:
1 – $h'(0) = 2$; 2 – $h'(0) = 1,7$; 3 – $h'(0) = 1,4$

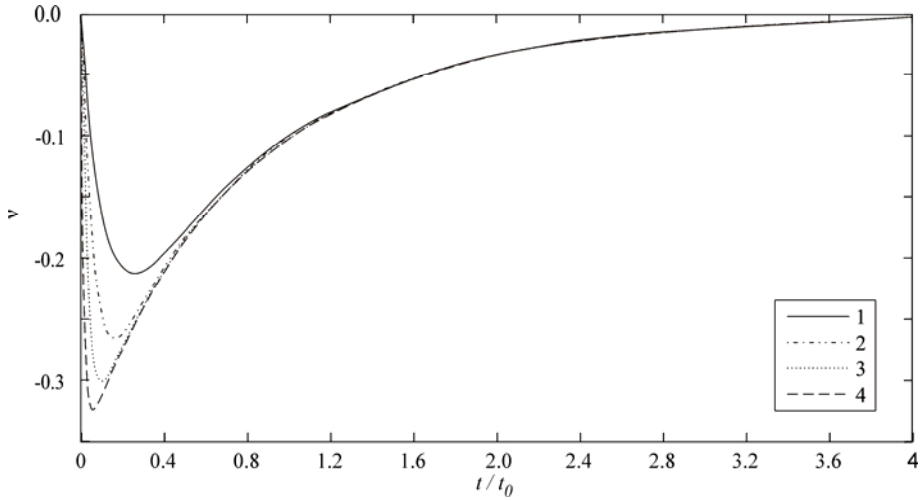


Рис. 4. Относительная скорость изменения зазора при начальном условии $h'(0) = 2$
для различных значений малого параметра:
1 – ε = 0,04; 2 – ε = 0,02; 3 – ε = 0,01; 4 – ε = 0,005

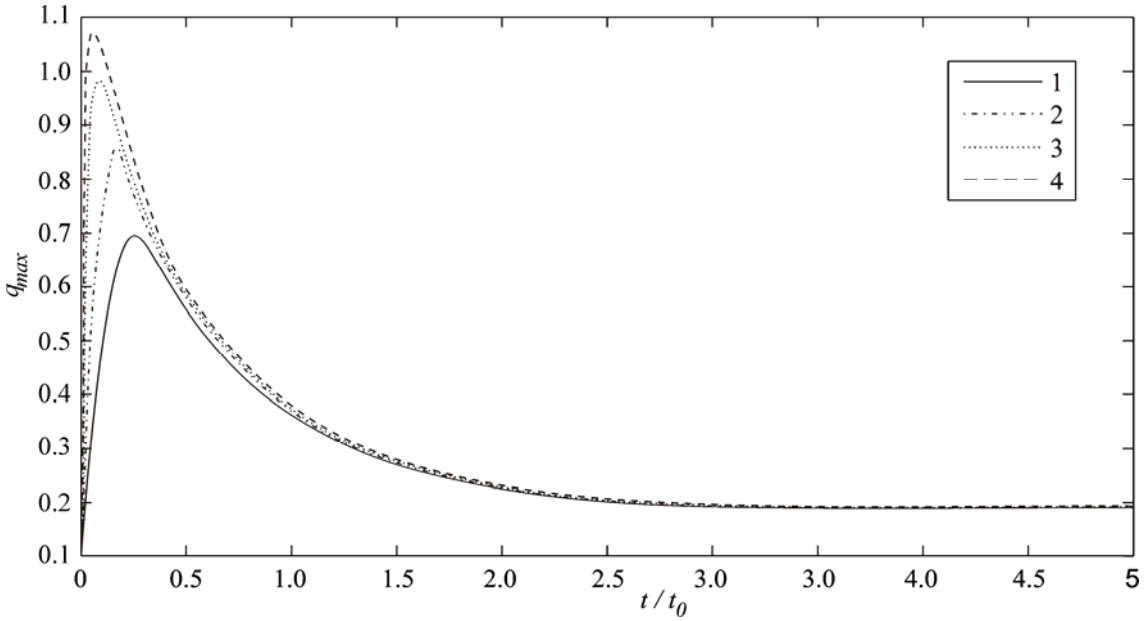


Рис. 5. Зависимость максимума давления от времени:
1 – ε = 0,04; 2 – ε = 0,02; 3 – ε = 0,01; 4 – ε = 0,005

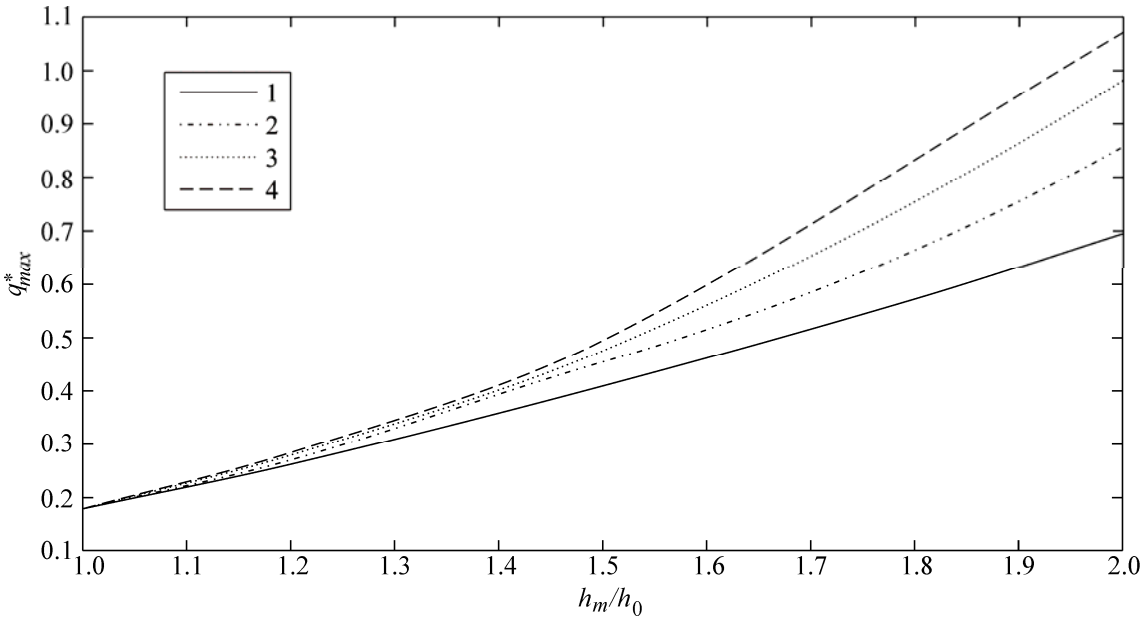


Рис. 6. Влияние начального условия на изменение пика давления для различных ε:
1 – ε = 0,04; 2 – ε = 0,02; 3 – ε = 0,01; 4 – ε = 0,005

Заключение. Построено асимптотическое аналитическое решение задачи нестационарного контактного взаимодействия ролика с твердой поверхностью при наличии смазочного слоя в зоне контакта. Показано, что процесс установления характеризуется двумя временными масштабами. Первый – определяет резкий рост максимума давления сразу после скачка нагрузки. Второй – отражает процесс плавной релаксации давления к стационарному значению, соответствующему возросшему значению нагрузки. Полученные результаты обосновывают важность учета нестационарных переходных процессов в узлах трения летательных аппаратов. Если при медленном (квазистационарном) возрастании нагрузки в 2 раза максимальное по слою давление испытывает примерно двукратное увеличение, то в результате аналогичного по величине, но внезапного скачка нагрузки максимальное по слою давление во время переходного процесса кратковременно возрастает более чем на порядок. Такой значительный и резкий скачок давления в смазочном слое может критически отразиться на ресурсе всего узла трения.

Библиографические ссылки

1. Коднир Д. С. Контактная гидродинамика смазки деталей машин. М. : Машиностроение, 1976. 304 с.

2. Галахов М. А., Усов П. П. Дифференциальные и интегральные уравнения математической модели теории трения. М. : Наука : Физматлит, 1990. 280 с.

3. Терентьев В. Ф., Еркаев Н. В. Трибонадежность подшипниковых узлов в присутствии модифицированных смазочных композиций. Новосибирск : Наука, 2003. 142 с.

4. Коднир Д. С. Контактная гидродинамика смазка деталей машин. М. : Машиностроение, 1976. 304 с.

5. Александров В. М., Ромалис Б. Л. Контактные задачи в машиностроении. М. : Машиностроение, 1986. 176 с.

6. Александров В. М., Чебаков М. И. Аналитические методы в контактных задачах теории упругости. М. : Физматлит, 2004. 301 с.

7. Аргатов И. И. Асимптотические модели упругого контакта. СПб. : Наука, 2005. 447 с.

8. Беспорточный А. И. Асимптотические режимы гидродинамического контакта жестких цилиндров, покрытых тонкими упругими слоями // Труды МФТИ. 2011. Т. 3, № 1. С. 28–34.

9. Беспорточный А. И., Галахов М. А. Математическое моделирование в триботехнике. М. : МФТИ, 1991. 88 с.

10. Галин Л. А. Контактные задачи теории упругости и вязкоупругости. М. : Физматлит, 1980. 304 с.

11. Иванов В. А., Еркаев Н. В. Моделирование нестационарного контакта в подшипнике качения // Вестник СибГАУ. 2015. № 3 (16). С. 580–586.

12. Галахов М. А., Гусятников П. Б., Новиков А. П. Математические модели контактной гидродинамики. М. : Физматлит, 1985. 296 с.

13. Тихонов А. Н. Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. М. : Наука, 1979. 288 с.

14. Васильева А. Б., Бутузов В. Ф. Асимптотические методы в теории сингулярных возмущений. М. : Высш. шк., 1990. 208 с.

15. Васильева А. Б., Бутузов В. Ф. Асимптотические разложения решений сингулярно возмущенных уравнений. М. : Наука, 1973. 272 с.

References

1. Kodnir D. S. *Kontaktnaya gidrodinamika smazki detaley mashin* [Contact hydrodynamics of lubrication of machine parts]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1976, 304 p.

2. Galakhov M. A, Usov P. P. *Differentsial'nye i integral'nye uravneniya matematicheskoy modeli teorii treniya* [Differential and integral equations of the mathematical model of the friction theory]. Moscow, Nauka, Fiz.-mat. Lit. Publ., 1990, 280 p.

3. Terent'ev V. F., Erkaev N. V. *Tribonadezhnost' podshipnikovykh uzlov v prisutstvii modifitsirovannykh smazochnykh kompozitsiy* [Tribo-durability of bearing units in a presence of modified lubricant compositions]. Novosibirsk, Nauka Publ., 2003, 142 p.

4. Kodnir D. S. *Kontaktnaya gidrodinamika smazka detaley mashin* [Contact hydrodynamics of lubrication of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 304 p.

5. Aleksandrov V. M., Romalis B. L. *Kontaktnye zadachi v mashinostroenii* [Contact problems in mechanical engineering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986, 176 p.

6. Aleksandrov V. M., Chebakov M. I. *Analiticheskie metody v kontaktnykh zadachakh teorii uprugosti*. [Analytical methods in contact problems of elasticity theory]. Moscow, Fizmatlit. Publ., 2004, 301 p.

7. Argatov I. I. *Asimptoticheskie modeli uprugogo kontakta* [Asymptotic models of elastic contact]. St. Petersburg, Nauka Publ., 2005, 447 p.

8. Besportochnyy A. I. [The asymptotic regimes of hydrodynamic contact of a hard cylinder covered with a thin elastic layers]. *Trudy MFTI*. 2011, Vol. 3, No. 1. P. 28–34 (In Russ.).

9. Besportochnyy A. I., Galakhov M. A. *Matematicheskoe modelirovanie v tribotekhnike*. [Mathematical modeling in tribology]. Moscow, MFTI Publ., 1991, 88 p.

10. Galin L. A. *Kontaktnye zadachi teorii uprugosti i vyazkouprugosti* [Contact problems of the theory of elasticity and viscoelasticity]. Moscow, Fizmatlit. Publ., 1980, 304 p.

11. Ivanov V. A., Erkaev N. V. [Simulation of non-steady contact in rolling bearings]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 3, P. 580–586 (In Russ.).

12. Galakhov M. A., Gusyatnikov P. B., Novikov A. P. *Matematicheskie modeli kontaktnoy gidrodinamiki* [Mathematical models of contact hydrodynamics]. Moscow, Fizmatlit. Publ., 1985, 296 p.

13. Tikhonov A. N. Arsenin V. Ya. *Metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Methods of solving ill-posed problems]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 288 p.

14. Vasil'eva A. B., Butuzov V. F. *Asimptoticheskie metody v teorii singulyarnykh vozmushcheniy* [Asymptotic methods in the theory of singular perturbations]. Moscow, Vyssh. Shk., 1990, 208 p.

15. Vasil'eva A. B., Butuzov V. F. *Asimptoticheskie razlozheniya resheniy singulyarno vozmushchennykh uravneniy* [Asymptotic expansions of solutions of singularly perturbed equations]. Moscow, Nauka Publ., 1973, 272 p.

© Иванов В. А., Еркаев Н. В., 2017

УДК 004.41(075.8)

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 58–61

К ВОПРОСУ РЕАЛИЗАЦИИ МУЛЬТИВЕРСИОННОЙ СРЕДЫ ИСПОЛНЕНИЯ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ АВТОНОМНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ОБЪЕКТОВ СРЕДСТВАМИ ОПЕРАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ РЕАЛЬНОГО ВРЕМЕНИ

И. В. Ковалев, В. В. Лосев*, М. В. Сарамуд, Д. И. Ковалев, М. О. Петросян

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

Рассматриваются вопросы функциональной и алгоритмической реализации мультиверсионной среды исполнения модулей как компонентов бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов средствами операционной системы реального времени. Приведен один из подходов к реализации мультиверсионной среды исполнения – реализация принципа псевдопараллельности, а именно, имитация параллельного исполнения задач (тредов) путем разделения времени их исполнения. Определено, что функциональный потенциал рассматриваемой операционной системы, выраженный в наличии планировщика тредов и временной базы как инструмента выполнения действий через строго выделенные интервалы времени, механизма очередей, обмена сообщениями, способен быть использован в качестве функциональной поддержки изыскиваемой среды. Также озвучена возможность портирования, т. е. адаптирования к исполнению на однокристальных микроЭВМ (микроконтроллерах), что, в свою очередь, способствует возможности апробации идеи на доступных инструментальных средствах. Циклограммой реализован процесс обмена сообщениями между несколькими тредами как процедуры возврата результата голосования посредством механизма очередей, который является безопасным способом взаимодействия тредов друг с другом и решает проблему совместного доступа нескольких тредов к одному аппаратному ресурсу, роль которого в данном случае играет память. Также приведены основные API-функции, сопровождающие процесс алгоритмизации обмена сообщениями, такие как запуск планировщика, создание тредов, создание очереди, запись в очередь, чтение из нее и пр. Рассматриваемый механизм обмена сообщениями совместно с планировщиком и системой приоритетов, реализуемые средствами операционной системы реального времени, позволяют выстраивать более гибкие алгоритмы вотирования (голосования), способные варьировать весами N-версионных модулей и, как следствие, влиять на показатели надежности мультиверсионного программного обеспечения, в том числе для реализации мультиверсионной среды исполнения бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов.

Ключевые слова: мультиверсионная среда исполнения, голосование, задача, циклограмма, сообщения, очереди, надежность, модуль.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 58–61

TO THE QUESTION OF IMPLEMENTATION OF MULTI-VERSION EXECUTION ENVIRONMENT SOFTWARE OF ONBOARD AUTONOMOUS PILOTLESS OBJECTS BY MEANS OF REAL-TIME OPERATING SYSTEM

I. V. Kovalev, V. V. Losev*, M. V. Saramud, D. I. Kovalev, M. O. Petrosyan

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

The article deals with the functional and algorithmic implementation of multi-version execution environment of modules as components of the onboard software of autonomous pilotless objects by means of real-time operating system. One of the approaches to implement multi-version execution environment implementation of the principle of a pseudo-parallelism (imitation of concurrent execution of tasks (threads) by dividing the time of their execution) are given. It was determined that the functional capacity of the operating system, expressed in the presence of threads scheduler and time base, as a tool for the implementation of actions through a strictly selected intervals, queuing mechanism, messaging, capable of being used as a functional support of sought environment. The article also announced the possibility of porting, which is adapting to the execution on the single-chip microcomputers (microcontrollers), which, in turn, contributes to capability of testing the idea on available workbench. Messaging

process between multiple threads has been implemented by cyclogram, as the procedure of returning of voting result by queuing mechanism, which is a safe way of interaction of threads with each other and solves the problem of sharing multiple threads to the same hardware resources, whose role in this case played by memory. The main API-functions accompanying process of algorithmization of the exchange of messages, such as start scheduler, the creation of threads, creating of the queue, entry in the queue, reading out and others are shown. In the article it is viewed messaging mechanism, in conjunction with the scheduler and priority system implemented by real-time operating system, allow building more flexible algorithms of voting, that can vary the weights of N-versioned modules, and as a result, affect the reliability indices of multi-version software, including for implementation multi-version execution environment of onboard software of autonomous pilotless objects.

Keywords: multi-version execution environment, voting, tasks, cyclogram, messages, queue, reliability, module.

Описание проблемы. Задача проектирования и программной реализации модулей обеспечения функционирования бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов в контексте методологии мультиверсионного программного обеспечения не является тривиальной [1; 2]. При этом не менее важной является задача формирования мультиверсионной среды исполнения программно-реализованных модулей, поскольку минимально необходимыми требованиями обеспечения функционирования подобной среды является соблюдение ряда условий. Во-первых, необходимо обеспечить реализацию адекватного механизма вотирования [3], т. е. механизма принятия решения о достоверности возвращаемого модулем результата путем голосования; во-вторых, обеспечить обмен данными между модулями; в-третьих, обеспечить механизм вытеснения модуля в случае принятия подобного решения арбитром – программным компонентом, реализующим механизм вотирования, а также последующим добавлением нового модуля для сохранения заданного показателя надежности бортового программного обеспечения автономных беспилотных объектов (АБО).

Поиск решения. Одним из подходов к реализации мультиверсионной среды исполнения, в том числе бортового программного обеспечения АБО, является реализация принципа псевдопараллельности, а именно, имитации параллельного исполнения тредов путем разделения времени их исполнения. Подобный функциональный принцип реализуем операционной системой жесткого реального времени RTOS (Real-Time Operating System), а именно, одной из версий – FreeRTOS [4] – портированной, т. е. адаптированной к исполнению на SoC (System On a Chip), что способствует возможности апробации идеи на доступных инструментальных средствах [5].

Рассмотрим циклограмму (см. рисунок) реализации процесса обмена сообщениями между несколькими тредами как процедуры возврата результата голосования посредством механизма очередей, реализуемых FreeRTOS.

Тред-приемник – это задача, реализующая сбор данных от *N*-версионных модулей (Тред-1, Тред-2, …, Тред-*N*) с целью последующего принятия решения арбитром, однако в описываемом процессе выполняющая только функцию приемника [5; 6].

Тред-1, -2 – это задачи, интерпретирующие *N*-версионные модули [7; 8], реализующие функции бортового программного обеспечения управления АБО.

Алгоритмизация процесса обмена сообщениями. Временная составляющая данной циклограммы распределена по равным квантам времени.

Момент времени «0» – инициализируется запуск планировщика FreeRTOS, который задействует состояние «Выполнение» треда с наиболее высоким приоритетом, в данном случае это Тред-приемник.

Примечание. За запуск планировщика отвечает API-функция vTaskSrartScheduler(), за создание треда – API-функция xTaskCreate().

Момент времени «1» – Тред-приемник инициирует попытку произвести чтение элемента из очереди, но переходит в состояние «Блокирование», поскольку очередь пуста в момент ее создания. В данном состоянии Тред-приемник находится до момента возникновения данных в очереди или до момента истечения тайм-аута 120 мс. Следующим этапом является переход в состояние «Выполнение» одного из тредов-передатчиков (Тред-1 или Тред-2). Однозначно декларировать, какой из тредов перейдет в данное состояние, нельзя, поскольку каждый из них имеет равный приоритет. Предположим, это Тред-1.

Примечание. За переход в состояние «Блокирование» и выход из него отвечает API-функция vTaskSuspend() и vTaskResume() соответственно.

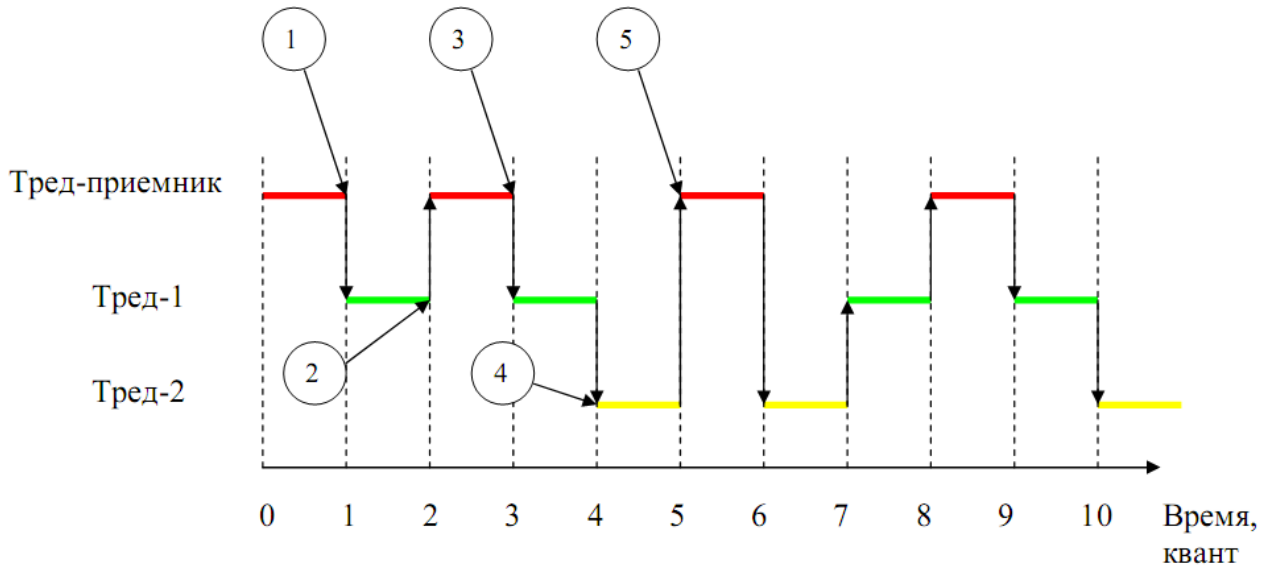
Момент времени «2» – Тред-1 записывает значение «25» в созданную пустую очередь. В этот момент происходит возврат из состояния «Блокирование» Треда-приемника, поскольку функцией данного треда является захват данных из очереди, и приоритет его наиболее высокий.

Примечание. За создание очереди отвечает API-функция xQueueCreate(), для записи элемента в конец очереди – реализация принципа FIFO, используется API-функция xQueueSendToBack(), для записи элемента в начало очереди – реализация принципа LIFO, используется API-функция xQueueSendToFront().

Момент времени «3» – получив доступ к очереди и считав данные из нее, вновь происходит его блокирование, так как очередь теперь пуста. Управление возвращается к прерванному Треду-1, который выполняет API-функцию вызова планировщика *taskYIELD ()*.

Примечание. За чтение элемента с последующим удалением его из очереди отвечает API-функция xQueueReceive().

Момент времени «4» – планировщик переводит в состояние «Выполнение» равноприоритетный Тред-2, который, в свою очередь, записывает значение «50» в очередь.



Циклограмма процесса обмена сообщениями между тредами

Момент времени «5» – выходит из состояния «Блокирование» высокоприоритетный Тред-приемник и производит считывание данных из очереди. Далее происходит следующая итерация цикла.

Примечание. Текущее значение счетчика квантов времени может быть получено с помощью API-функции xTaskGetTickCount().

Заключение. Данный пример демонстрирует механизм обмена сообщениями, согласно которому значение, помещаемое в очередь задачей, интерпретирующей *N*-версионные модули (Тред-1, -2), представлено литерой (константой). Истинное значение, возвращаемое модулем как результат голосования, требует дополнительной алгоритмизации *N*-версионного модуля [9; 10], при этом значение, формируемое модулем, может принимать различный формат, в том числе формат булевых и целочисленных переменных [11], в зависимости от механизма вотирования [12]. Таким образом, механизм обмена сообщениями совместно с планировщиком и системой приоритетов, реализуемые средствами FreeRTOS, позволяют выстраивать более гибкие алгоритмы вотирования (голосования), способные варьировать весами *N*-версионных модулей и, как следствие, влиять на показатели надежности мультиверсионного программного обеспечения [13–15], в том числе для реализации мультиверсионной среды исполнения бортового программного обеспечения АБО.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда поддержки научной и научно-технической деятельности в рамках научного проекта № 16-47-242143.

Acknowledgements. The work was financially supported by Russian Foundation for Basic Research, Government of Krasnoyarsk Territory, Krasnoyarsk Region Science and Technology Support Fund to the research project № 16-47-242143.

Библиографические ссылки

1. Ковалев И. В., Семенько Т. И., Царев Р. Ю. Методология оценки и повышения надежности программно-информационных технологий и структур : монография / Федер. агентство по образованию ; Краснояр. гос. техн. ун-т. Красноярк, 2005. 160 с.

2. Multiversion environment creation for control algorithm execution by autonomous unmanned objects / I. V. Kovalev [et al.] // IOP Conference Series : Materials Science and Engineering V International Workshop on Mathematical Models and their Applications – 2016 (7–9 November 2016, Krasnoyarsk). 2017. Vol. 173. P. 012025.

3. Ковалев И. В. Анализ проблем в области исследования надежности программного обеспечения: многоэтапность и архитектурный аспект // Вестник СибГАУ. 2012. Вып. № 3 (55). С. 78–92.

4. Barry R. Using the FreeRTOS Real Time Kernel: ARM Cortex-M3 Edition. Real Time Engineers, 2010. P. 196.

5. Инструментальные средства формирования мультиверсионной архитектуры отказоустойчивых программных систем / И. В. Ковалев [и др.] / М-во сельского хоз-ва Российской Федерации ; Краснояр. гос. аграрный ун-т. 2011. С. 152.

6. Стельмах В. О., Ковалев И. В. Построение отказоустойчивых систем управления на основе мультиверсионного подхода // Информационно-телекоммуникационные системы и технологии (ИТСИТ-2012) : материалы Всерос. молодеж. конф. 2012. С. 172–173.

7. Ковалёв П. В. Графоаналитический метод анализа мультиверсионных архитектур программного обеспечения // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований / Академия естествознания. 2009. № 6. С. 70.

8. Kovalev I., Zelenkov P., Ognerubov S. The minimization of inter-module interface for the achievement of reliability of multi-version software // IOP Conference Series : Reshetnev Readings : Materials Science and

Engineering XVII International Scientific Conference. 2015. P. 012006.

9. Kovalev I. V., Zelenkov P. V., Tsarev M. Y. The control of developing a structure of a catastrophe-resistant system of information processing and control // IOP Conference Series : Reshetnev Readings : Materials Science and Engineering XVII International Scientific Conference. 2015. P. 012008.

10. Ковалев И. В., Юнусов Р. В. Мультиверсионный метод повышения программной надежности информационно-телекоммуникационных технологий в корпоративных структурах // Телекоммуникации и информатизация образования. 2003. № 2. С. 50–55.

11. Kovalev I. V., Dgioeva N. N., Slobodin M. Ju. The mathematical system model for the problem of multiversion software design // International Conference on Modelling and Simulation, MS'2004. AMSE, French Research Council, CNRS, Rhone-Alpes Region, Hospitals of Lyon. Lyon-Villeurbanne, 2004.

12. Ковалев И. В., Слободин М. Ю., Ступина А. А. Математическая постановка задачи проектирования *n*-версионных программных систем // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2005. № 3. С. 16–23.

13. Engel E. A., Kovalev I. V. Information processing using intelligent algorithms by solving wcci 2010 tasks // Вестник СибГАУ. 2011. № 3 (36). С. 4–8.

14. Лосев В. В., Ковалев И. В. Реинжиниринг информационного обеспечения интегрированных систем управления производством // Приборы. 2010. № 3 (117). С. 31–36.

15. Оценка надежности АСУ с блокирующими модулями защиты / И. В. Ковалев [и др.] // Приборы. 2013. № 6. С. 20–23.

References

1. Kovalev I. V., Semenko T. I., Tsarev R. Yu. *Metodologiya otsenki i povysheniya nadezhnosti programmno-informatsionnykh tekhnologiy i struktur* [The assessment of methodology and improvement of the reliability of software and information technologies and structures]. Krasnoyarsk, Feder. Education Agency, Krasnoyarsk state technical University Publ., 2005, 160 p.

2. Kovalev I. V. et al. Multiversion environment creation for control algorithm execution by autonomous unmanned objects. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering V International Workshop on Mathematical Models and their Applications 2016 7–9 November 2016. 2017, Vol. 173, P. 012025.

3. Kovalev I. [Analysis of problems in the field of research of software reliability: the multistage and the architectural aspect]. *Vestnik SibGAU.* 2012, No 3 (55), P. 78–92 (In Russ.).

4. Barry R. Using the FreeRTOS Real Time Kernel: ARM Cortex-M3 Edition. Real Time Engineers, 2010, P. 196.

5. Kovalev I. V. et al. *Instrumental'nye sredstva formirovaniya mul'tiversionnoi arkhitektury otkazoustoichivykh programmnykh system* [Tools multiversioning formation of fault-tolerant architecture of software systems]. Krasnoyarsk, M-vo sel'skogo khoz-va Rossiiskoi Federatsii, Krasnoyarskii gos. agrarnyi un-t Publ., 2011, P. 152.

6. Stel'makh V. O., Kovalev I. V. [Building on the basis of fault-tolerant control systems multiversionnyh approach]. Materialy vserossiiskoi molodezhnoi konferentsii "Informatsionno-telekommunikatsionnye sistemy i tekhnologii (ITSIT-2012)" [Information and Telecommunication Systems and Technologies (ITSIT 2012): Proc. youth]. 2012, P. 172–173.

7. Kovalev P. V. [Graphic-analytical method for the analysis of software architectures multiversionnyh]. *Mezhdunarodnyi zhurnal prikladnykh i fundamental'nykh issledovanii, Akademiya estestvoznaniya*. 2009, No. 6, P. 70 (In Russ.).

8. Kovalev I. V., Zelenkov P. V., Ognerubov S. The minimization of inter-module interface for the achievement of reliability of multi-version software. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 17. Cep. XVII International Scientific Conference "Reshetnev Readings"* 2015, P. 012006.

9. Kovalev I. V., Zelenkov P. V., Tsarev M. Y. The control of developing a structure of a catastrophe-resistant system of information processing and control. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering 17. Cep. XVII International Scientific Conference "Reshetnev Readings"*. 2015, P. 012008.

10. Kovalev I. V. [Multiversioned views method for increasing software reliability information and telecommunication technologies in corporate structures]. *Telekommunikatsii i informatizatsiya obrazovaniya.* 2003, No. 2, P. 50–55 (In Russ.).

11. Kovalev I. V., Dgioeva N. N., Slobodin M. Ju. The mathematical system model for the problem of multiversion software design. *Proceedings of Modelling and Simulation, MS'2004 AMSE : Intern. Conf. on Modelling and Simulation, MS'2004.* AMSE, French Research Council, CNRS, Rhone-Alpes Region, Hospitals of Lyon. Lyon-Villeurbanne, 2004.

12. Kovalev I. V., Slobodin M. Ju., Stupina A. A. [Mathematical formulation of the problem of designing *n*-version software systems]. *Problemy mashinostroeniya i avtomatizacii*. 2005, No. 3, P. 16–23 (In Russ.).

13. Engel E. A., Kovalev I. V. [Information processing using intelligent algorithms by solving wcci 2010 tasks]. *Vestnik SibGAU.* 2011, No. 3 (36), P. 4–8 (In Russ.).

14. Losev V. V., Kovalev I. V. [Reengineering information support of integrated systems of production management]. *Pribory.* 2010, No. 3 (117), P. 31–36 (In Russ.).

15. Kovalev I. et al. Evaluation of the reliability of ACS with blocking protection modules. *Pribory.* 2013, No. 6, P. 20–23 (In Russ.).

© Ковалев И. В., Лосев В. В., Сарамуд М. В., Ковалев Д. И., Петросян М. О., 2017

УДК 631.1

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 62–68

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УГЛОВЫХ И ПОЛЯРИМЕТРИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ РАДИОТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПОЧВЕННОГО ПОКРОВА В ХОДЕ ЕСТЕСТВЕННЫХ ЦИКЛОВ ПРОМЕРЗАНИЯ И ОТТАИВАНИЯ НА ЧАСТОТЕ 1,4 ГГЦ

К. В. Музалевский[1, 2*], А. С. Ященко[3], П. П. Бобров[3]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]Институт физики имени Л. В. Киренского СОРАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/38
[3]Омский государственный педагогический университет
Российская Федерация, 644099, г. Омск, наб. Тухачевского, 14
[*]E-mail: rsdkm@ksc.krasn.ru

Проведено экспериментальное тестирование возможности восстановления температуры почвенного покрова, находящегося в процессе замерзания и оттаивания, из угловых поляриметрических наблюдений радиояркостной температуры на частоте 1,4 ГГц. Экспериментально исследована чувствительность многоугловых поляриметрических значений радиояркостной температуры относительно глубины промерзания поверхностного слоя почвы. Экспериментально показана возможность идентификации талого и мерзлого состояния почвенного покрова на основе наблюдений радиояркостной температуры. Период исследования охватывает 62 ч с 27 по 30 октября 2016 г. Измерения радиояркостной температуры производились недалеко от г. Омска на сельскохозяйственном поле. Измерения радиояркостной температуры осуществлялось на вертикальной и горизонтальной поляризации на угле наблюдения 10°, 25° и 40°. Калибровка радиометра выполнялась по стандартному методу над водным бассейном и металлическими листами. Синхронно с радиометрическими измерениями проводились измерения влажности, температуры и глубины промерзания почвы. Кроме того, в полевых условиях с использованием портативного анализатора цепей измерялась, синхронно с радиометрическими измерениями, диэлектрическая проницаемость поверхностного слоя почвы на тестовом участке. Для моделирования радиояркостной температуры использовалась простая модель радиотеплового излучения почвенного покрова, не покрытого растительностью. В качестве диэлектрической модели использовалась модель комплексной диэлектрической проницаемости минеральной почвы с высоким содержанием глинистой фракции. Метод восстановления температуры и влажности почвы основан на минимизации нормы невязки между измеренными и рассчитанными значениями радиояркостной температуры. В результате решения обратной задачи получены временные ряды восстановленных значений температуры, влажности и шероховатости поверхности почвенного покрова. Среднеквадратическое отклонение и квадрат коэффициента корреляции между восстановленным и измеренными значениями температуры полностью промерзшей почвы составили 0,6 К и 0,63 соответственно. Восстановленные значения влажности почвы находятся в интервале влажностей почвы от 0,19 до 0,37 см^3/см^3, измеренных на тестовом участке. Предлагаемая методика восстановления температуры в случае полностью промерзшего излучающего слоя почвы обладает потенциалом для увеличения точности в ходе усложнения используемой модели.

Ключевые слова: радиометрия, талые и мерзлые почвы, влажность, температура, диэлектрическая проницаемость.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 62–68

EXPERIMENTAL AND THEORETICAL STUDY OF MULTI-ANGULAR, POLARIMETRIC BRIGHTNESS TEMPERATURE OBSERVATION DURING THAW AND FROZEN SOIL CONDITION AT FREQUENCY OF 1.4 GHz

K. V. Muzalevskiy[1, 2*], A. S. Yashenko[3], P. P. Bobrov[3]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]Kirensky Institute of Physics SB RAS
50/38, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation

[3]Omsk State Pedagogical University
14, Tukhochevsky, Omsk, 644099, Russian Federation
*E-mail: rsdkm@ksc.krasn.ru

In this study, an experimental testing of the possibility of retrieving of soil temperature, which is in the process of freezing and thawing, from the multi-angular, polarimetric observations of brightness temperature on 1,4 GHz are presented. The sensitivity of multi-angular, polarimetric brightness temperature observations with respect to the depth of freezing of the surface soil layer was experimentally investigated. The possibility of identification of thawed and frozen states of soil on the basis of brightness temperature observations was experimentally demonstrated. The study period covers the 62 hours from October 27 to 30, 2016. Brightness temperature measurements were performed near the city of Omsk in the agricultural field. Brightness temperature measurements were carried out on the vertical and horizontal polarization at an observation angle of 10, 25 and 40 degrees. The calibration of the radiometer was performed by the standard method over the water basin and metal sheets. Synchronously with the radiometric measurements, the measurements of soil moisture, soil temperature and the depth of soil freezing were carried out. Furthermore, in the field using a portable network analyzer, synchronously with radiometric measurements, the permittivity of the soil surface at the test site was measured. To simulate the brightness temperature used simple model of radio emission of soil uncovered vegetation. As the dielectric pattern of the complex permittivity of mineral soils with a high content of clay fraction the permittivity model was used. The temperature recovery method and soil moisture is based on the minimization of the residual norm between measured and calculated values of brightness temperature. As a result of the inverse problem reduces to obtain time series of reconstructed values of temperature, humidity and the roughness of the surface of the soil. The standard deviation and the square of the correlation coefficient between the recovered and measured values of the temperature of the soil in frozen condition appeared to be 0.6 K and 0.63, respectively.

Keywords: radiometry, thawed and frozen soil, humidity, temperature, permittivity.

Введение. Температура и влажность почв играет решающую роль в энергетическом балансе между почвенным покровом и атмосферой, определяя интенсивность процессов тепло- и влагообмена, а также динамику свойств деятельного слоя почвы. Температура и влажность почвы рекомендованы Всемирной метеорологической организацией для наблюдения из космоса и входят в пятьдесят основных климатических переменных [1]. В настоящее время малое количество метеостанций в северных широтах не обеспечивает достаточную полноту данных о температуре и влажности почвы в климатических моделях как глобального, так и регионального масштаба. Недавние исследования [2; 3] показали, что методы спутникового дистанционного зондирования температуры и влажности почвы являются перспективными информационными технологиями для получения дополнительных данных о температуре и влажности почвы.

В работе [2] значения температуры поверхности почвы (ТПП) были получены с использованием инфракрасного (ИК) радиометра MODIS и сопоставлены со значениями температуры почвы, измеренными с помощью метеорологических станций на глубине 3–5 см. Наблюдения проводились на 12 тестовых полигонах в период с 2000 по 2008 гг. на севере США и Канады. Среднеквадратичное отклонение (СКО) между восстановленными и измеренными значениями температуры почвы варьировалось от 4,4 до 14,7 °С, а коэффициент детерминации (КД) изменялся от 0,49 до 0,92. Одним из основных факторов, ограничивающих использование ИК-радиометров для измерения ТПП, являются неблагоприятные погодные условия (облачность, дождь и т. д.). Так, в соответствии с [1] в 40 % случаев наблюдений MODIS восстановление температуры было невозможно из-за облачности. Кроме того, показано [1], что температура видимой поверхности земли, которая восстанавливается MODIS, больше коррелирует с температурой воздуха (КД = 0,98) на высоте 2 м, чем с ТПП (КД = 0,62).

В работе [4] была восстановлена ТПП с использованием усовершенствованного микроволнового сканирующего радиометра (AMSR-E), который работает в диапазоне частот от 6,9 до 89 ГГц, для семи тестовых участков, расположенных на севере США и Канады, за период с 2002 по 2004 гг. Восстановленные значения ТПП были сопоставлены со значениями температуры почвы, измеренными с помощью контактных температурных датчиков, размещенных на глубине 0–8 см. СКО между измеренными и восстановленными значениями ТПП варьировались для различных тестовых участков в пределах от 2,2 до 10,5 °С, КД изменялся от 0,24 до 0,77. При этом, как показывают оценки, выполненные в [5] и [4], толщина эффективно излучающего слоя в случае талой почвы оказывается не более 3 см, а в случае мерзлой почвы не превышает 6 см. Поскольку в диапазоне частот от 6,9 до 89 ГГц снежный покров оказывает значительное влияние на радиотепловое излучение почвы [4; 6], применение частоты 1,4 ГГц, используемой в космическом аппарате SMOS, может существенно уменьшить влияние снежного покрова и увеличить глубину зондируемого слоя почвы.

Спутниковый информационный продукт «Температура почвы», полученный на основе наблюдений микроволновых радиометров, в настоящее время официально не предоставляется ведущими космическими агентствами [7]. По-видимому, как показывают многочисленные исследования, это связано с высокой погрешностью определения температуры почвы, особенно в арктической зоне планеты [4; 7; 8].

Японским и Европейским космическими агентствами, а также NASA созданы информационные

продукты «Влажность почвы» на основе радиометрических измерений спутников GCOM-W1 (многочастотный, 10,7 ГГц, 36,5 ГГц, поляриметрический радиометр AMSR2), SMOS (одночастотный, 1,4 ГГц, многоугловой поляриметрический радиометр MIRAS) и SMAP (одночастотный, 1,4 ГГц, поляриметрический радиометр SMAP) соответственно. Однако, как было показано в самых последних исследованиях [3; 9; 10], для большей части территории России, северной части США и Канады наблюдаются особенно большие погрешности этих спутниковых информационных продуктов. Авторы данных работ связывают высокую погрешность этих информационных продуктов с необходимостью совершенствования моделей радиотеплового излучения с привязкой к физико-географическим условиям, характерным для конкретной зондируемой территории, с использованием физических моделей диэлектрической проницаемости доминирующего типа почвенного покрова.

Ввиду высоких погрешностей существующих радиометрических методов дистанционного зондирования температуры и влажности почвы актуальным является проведение исследований особенностей микроволнового излучения почвенного покрова в процессе увлажнения и высыхания почвы, а также оттаивания и замерзания. В настоящей работе исследуются угловые особенности микроволнового излучения почв на частое 1,4 ГГц на вертикальной и горизонтальной поляризации в период оттаивания и замерзания почвы с целью повышения точности измерения температуры и влажности почвы.

Тестовый участок и экспериментальные данные. Для экспериментальных исследований радиояркостной температуры почвенного покрова, находящегося в процессе замерзания и оттаивания, выбран радиометрический полигон ОмГПУ, расположенный в с. Гвоздевка (54 34' 55" с. ш., 71 52' 55" в. д.) недалеко от г. Омска. Радиометрический комплекс позволяет проводить измерения угловых зависимостей радиояркостной температуры на частоте 1,4 ГГц в диапазоне углов наблюдения от 10º до 40º (углы отсчитываются от нормали к поверхности почвы) на вертикальной и горизонтальной поляризации с точностью не менее 5 К (после калибровки). Калибровка проводилась по стандартной методике с использованием водного бассейна и металлических листов (рис. 1). Тестовый участок представлял собой мелко боронённый участок сельскохозяйственного поля, со среднеквадратическим отклонением неровностей поверхности почвы менее 1,5 см. Почвенный покров тестового участка имеет следующие геофизические характеристики. Максимальная молекулярная влагоемкость 0,19 см^3/см^3, наименьший предел пластичности 0,27 см^3/см^3, гигроскопичность 0,03 см^3/см^3, содержание глинистой фракции 0,614 г/г, содержание гумуса 8 %, плотность сухого сложения почвы 1,3 г/см^3. Максимальное количество связанной воды 0,18 см^3/см^3.

С целью калибровки диэлектрических свойств почвенного покрова с тестового участка был отобран почвенный образец и проведены измерения комплексной диэлектрической проницаемости с использованием векторного анализатора цепей коаксиально-волноводным методом. На рис. 2 приведены измеренные значения показателя преломления и поглощения почвенного образца для различных влажностей при температуре 20 °С на частоте 1,4 ГГц. Измеренные значения показателя преломления со среднеквадратическим отклонением 1,02 и квадратом коэффициента корреляции 0,96 описываются моделью [11]. Измеренные значения показателя поглощения со среднеквадратическим отклонением 0,07 и квадратом коэффициента корреляции 0,86 описываются моделью [11]. Для контроля измерений, выполненных в лабораторных условиях, в полевых условиях в течение эксперимента производились измерения КДП почвенного образца, коаксиально-волноводным методом с использованием полевого портативного анализатора цепей FieldFox (N9935A, Agilent). Почвенный образец был отобран с верхнего слоя 0–2 см почвы тестового участка, помещен в коаксиальную ячейку, которая находилась на поверхности почвы в течение всего эксперимента. Методика измерений с использованием коаксиальных ячеек изложена в работе [12]. Влажность почвенного образца составляла 0,22 см^3/см^3. Измерения проводились синхронно с радиометрическими измерениями. В качестве примера на рис. 3 представлены температурные зависимости рассчитанных (линии) и измеренных (квадратики–ячейки) в полевых условиях значений показателя преломления.

Измеренное значение показателя преломления при температуре –18 °С было получено после проведения эксперимента при охлаждении в морозильной камере. На рис. 3 видно, что модель [11] достаточно хорошо описывает температурный ход абсолютных значений показателя преломления в области как отрицательных, так и положительных температур. Далее при моделировании радиояркостных температур мы будем использовать диэлектрическую модель [11]. Круглосуточные экспериментальные исследования охватывают период с 17 ч 20 мин 27 октября по 13 ч 25 мин 30 октября 2016 г. Общая длительность записей составила около 62 ч. Наблюдения радиояркостной температуры на вертикальной и горизонтальной поляризациях проводились на частоте 1,4 ГГц и на углах 10°, 25°, 40°. Временной интервал между измерениями варьировался от 40 мин до 3 ч в зависимости от скорости изменения радиояркостной температуры. Временные ряды измеренных значений радиояркостных температур представлены на рис. 4. Угловые зависимости измеренных значений радиояркостных температур имеют типичный характер, который соответствует увеличению и уменьшению радиояркостной температуры при увеличении угла наблюдения соответственно для вертикальной и горизонтальной поляризации.

Синхронно с измерениями радиояркостных температур выполнялись измерения температуры почвы на глубинах 0,5, 1,5, 3,0, 5,0, 9,0, 15,0 см (рис. 5) с использованием цифровых термометров. Резкое увеличение радиояркостных температур от –8 ч до 8 ч и от 12 ч до 30 ч сопровождается промерзанием почвенного покрова (сравните рис. 4 и 5). Около –8 ч и 12 ч почва находилась в талом состоянии. Подобные резкие изменения радиояркостной температуры могут служить признаком начала процессов промерзания почвы

и начала процессов оттаивания поверхностного слоя почвы. Также проводились измерения глубины промерзания поверхностной части деятельного слоя почвы. Зависимости радиояркостных температур от глубины промерзания почвы изображены на рис. 6.

Экспериментально установлена, что глубина около 2 см является предельной глубиной зондирования промерзающего почвенного покрова тестового участка, при глубине поверхностно промерзшего слоя больше 2 см радиояркостная температуры независимо от поляризации излучения и угла наблюдения приходит в насыщение.

Далее изложена простая модель радиотеплового излучения почвенного покрова тестового участка.

Рис. 1. Процесс калибровки радиометра над водой и металлическим экраном

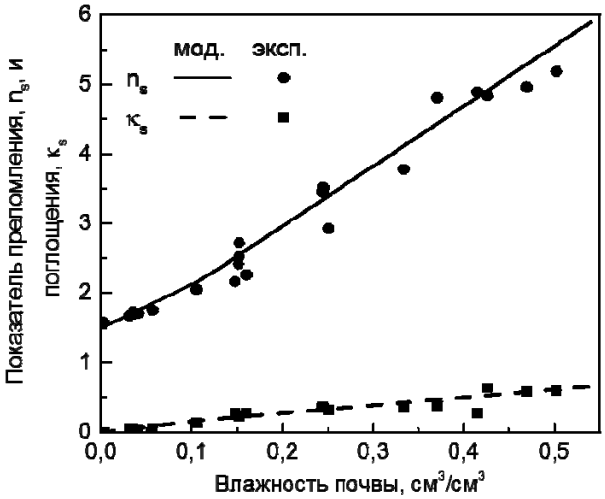


Рис. 2. Экспериментальные и рассчитанные значения показателя преломления и поглощения почвенного образца, отобранного с тестового участка, в зависимости от объемной влажности m_v почвы. Линейные регрессионные зависимости:

$$n_s = 1{,}339 + 7{,}984m_v,\ \kappa_s = 0{,}03 + 1{,}113m_v$$

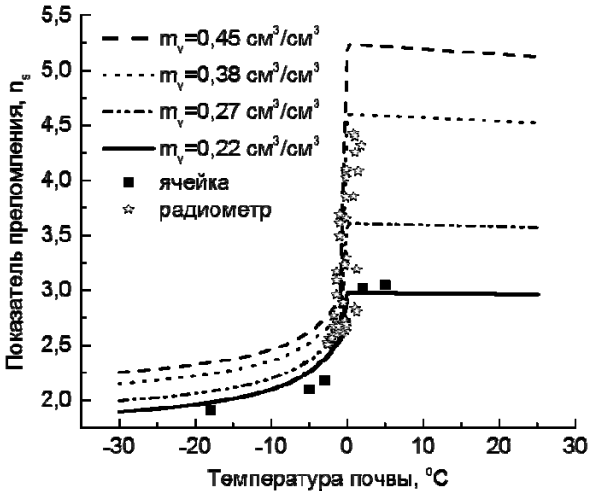


Рис. 3. Температурные зависимости показателя преломления: символы – эксперимент; линии – модель, звездочками отмечены восстановленные из радиометрических измерений значения показателя преломления поверхности почвы в ходе эксперимента

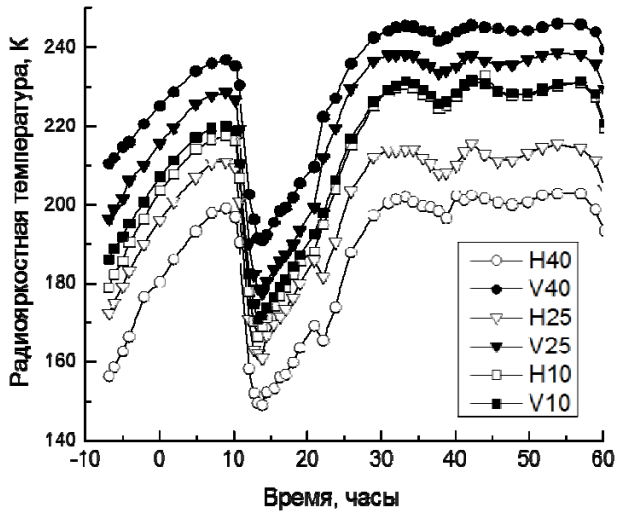


Рис. 4. Временные ряды радиояркостных температур, измеренных в ходе круглосуточного эксперимента: символами H и V отмечены горизонтальная и вертикальная поляризации соответственно; цифрами – угол наблюдения радиояркостной температуры.
Начало отсчета времени осуществляется от 0 ч 15 мин 27 октября 2016 г.

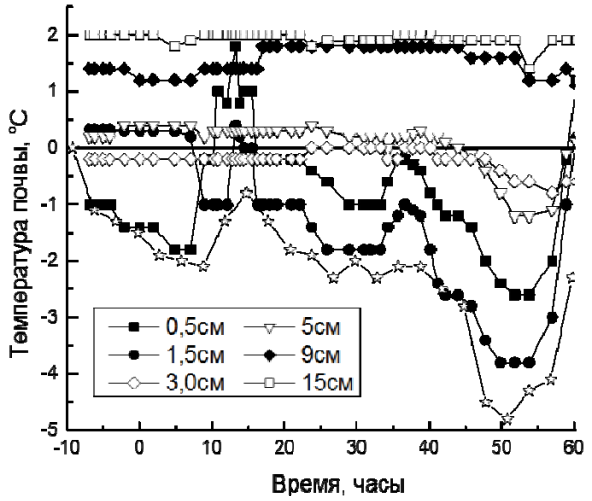


Рис. 5. Временные ряды температуры почвы, измеренные в ходе круглосуточного эксперимента: выколотыми звездочками отмечены значения температуры воздуха по данным метеостанции в с. Гвоздевка.
Начало отсчета времени осуществляется от 0 ч 15 мин 27 октября 2016 г.

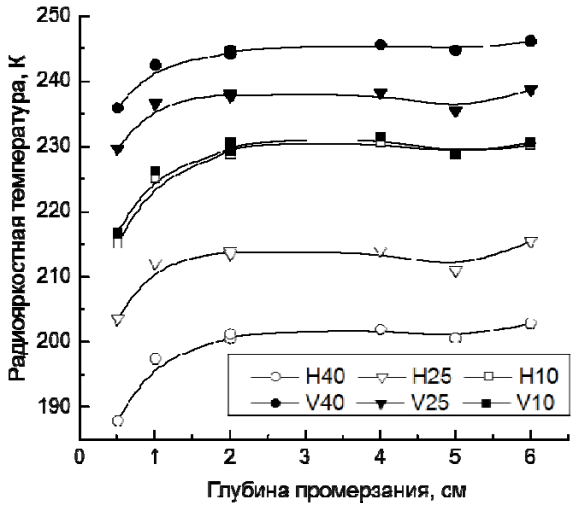


Рис. 6. Зависимость радиояркостной температуры от глубины промерзания почвы. Погрешность измерения глубины промерзания ±1 см

Модель радиотеплового излучения почвенного покрова и методика восстановления влажности и температуры почвы. В силу того, что на тестовом участке в период эксперимента вариации температуры в поверхностном слое почвы (рис. 5) находились в пределах погрешности измерений радиояркостной температуры радиометром (около 5 К), будем считать почву однородной по температуре с глубиной. В этом случае будем представлять почвенный покров в виде однородного диэлектрического полупространства. Тогда радиояркостная температура $Tb_p^{th}(\theta)$, наблюдаемая под углом θ на горизонтальной ($p = H$) и вертикальной ($p = V$) поляризациях, запишется в виде [13–16]

$$Tb_p^{th}(\theta) = \left(1 - \left|R_p(\theta, \varepsilon_s)\right|^2 e^{-H_r \cos^2\theta}\right) \cdot T_s, \qquad (1)$$

где T_s – эффективная температура поверхности почвы; $R_p(\theta, \varepsilon_s)$ – коэффициент отражения Френеля; H_r – параметр шероховатости поверхности почвы; ε_s – комплексная диэлектрическая проницаемость (КДП) почвы. При расчете радиояркостной температуры в модели (1) была использована модель диэлектрической проницаемости [11] для минеральной почвы, образец для создания которой был отобран на тестовом участке (см. рис. 2 и 3).

Как видно из рис. 3, показатель преломления талой почвы в большей степени зависит от влажности почвы, чем от температуры. В случае мерзлой почвы,

если содержание влаги в почве больше чем 0,22 см^3/см^3 (больше количества связанной воды), то показатель преломления почвы в большей степени зависит от температуры, чем от влажности почвы. В связи с этим в качестве первого шага в данной работе будет проведено восстановление температуры мерзлой почвы. В соответствии с уравнением (1) и моделью [11] радиояркостная температура почвы $Tb_p^{th}(\theta)$ может быть представлена как функция следующих переменных: $Tb_p^{th}(\theta) = Tb_p^{th}(\theta,\ m_v/\varepsilon_s, T_s, H_r)$. Метод восстановления температуры почвы основан на решении обратной задачи путем минимизации нормы невязки между измеренной радиояркостной температурой $Tb_p^m(\theta_i)$ и рассчитанной $Tb_p^{th}(\theta_i)$ на основе модели (1):

$$F = \sum_{p=H,V} \sum_{i=1}^{N=3} \left| Tb_p^m(\theta_i) - Tb_p^{th}(\theta_i) \right|^2 , \qquad (2)$$

где N – общее число углов наблюдения радиояркостной температуры; θ_I = {10°, 25°, 40°}. В результате, при решении обратной задачи восстанавливались следующие параметры задачи: $m_v(\varepsilon_s)$, T_s, H_r.

Результаты и обсуждение. На первом этапе восстанавливались следующие параметры задачи: показатель преломления почвы $n_s = \sqrt{\varepsilon_s}$, эффективная температура почвы T_s и параметр шероховатости поверхности почвы H_r. При этом параметр шероховатости поверхности почвы восстанавливался один для всего временного ряда наблюдений. Восстановленное значение параметра H_r оказалось в среднем равно 0,3. Восстановленные значения температуры поверхности почвы и показателя преломления показаны на рис. 7 и рис. 8 соответственно.

Как и предполагалось, значения температуры почвы удовлетворительно восстановились в области отрицательных значений, когда поверхностный слой почвы промерз более чем на 1 см и его можно считать однородным. В остальных случаях алгоритм разошелся (рис. 7). Среднеквадратическое отклонение и квадрат коэффициента корреляции между восстановленным и измеренными значениями температуры почвы в интервале от 25 до 60 ч составили 0,6 К и 0,63 К соответственно.

Временной ряд восстановленных значений показателя преломления хорошо коррелирует с ходом температуры почвы. Так, в диапазоне от 10 до 20 ч почва находилась в талом состоянии (рис. 7), в этом интервале на рис. 8 наблюдаются максимальные значения показателя преломления, соответствующие талой почве. Для дальнейшего анализа восстановленные значения показателей преломления почвенного покрова в зависимости от восстановленной температуры почвы изображены на рис. 3, где видно, что относительно диэлектрической модели разброс восстановленных значений показателей преломления почвы соответствует вариациям влажности почвы от 0,22 до 0,38 см^3/см^3. В таблице приведены значения влажности почвы, измеренные на тестовом участке на разных глубинах с использованием термостатно-весового метода.

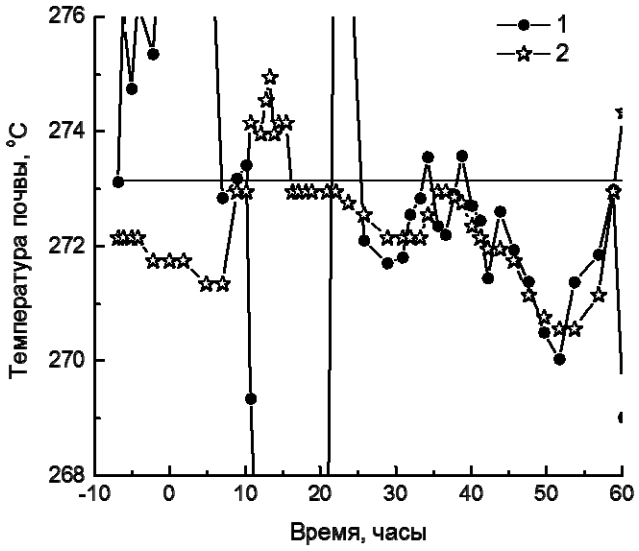


Рис. 7. Временные ряды значений температуры почвы, восстановленных из радиометрических наблюдений (1) и измеренных датчиком (2) на глубине 0,5 см

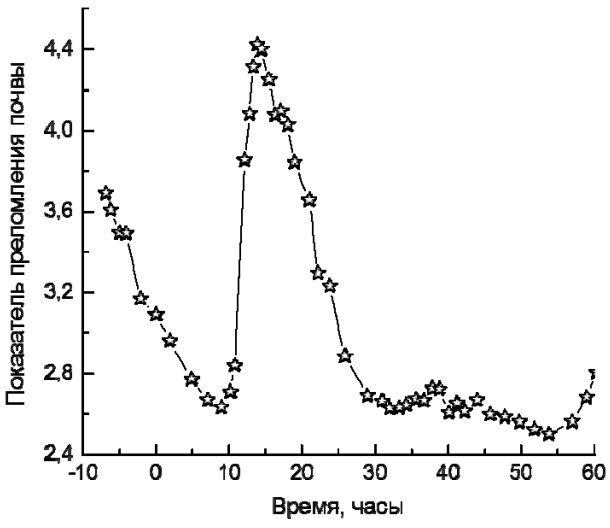


Рис. 8. Восстановленные значения показателя преломления почвенного покрова

Объемная влажности почвы, измеренная на тестовом участке*

Почвенный слой, см	Время отбора –7 ч	Время отбора 15 ч	Время отбора 38 ч
0–1	0,33	0,42	0,19
1–2	0,46	0,34	0,37
2–3	0,49	0,45	0,51
3–6	0,29	0,22	0,22

*Объемная влажность почвы – см^3/см^3.

Как видно из рис. 8, 3 и таблицы, восстановленные значения влажности почвы находятся в интервале влажностей почвы от 0,19 до 0,37 см^3/см^3, измеренных на тестовом участке.

Заключение. Основная цель данной работы заключалась в проведении экспериментального тестирования возможностей одновременного восстановления температуры и влажности почвенного покрова, находящегося в процессе замерзания и оттаивания, из угловых поляриметрических наблюдений радиояркостной температуры на частоте 1,4 ГГц. Полученная в данной работе погрешность измерения температуры почвы 0,6 °С может быть достигнута при условии полного промерзания излучающего слоя почвы. Предлагаемая методика восстановления температуры в случае полностью промерзшего излучающего слоя почвы обладает потенциалом для увеличения точности в ходе усложнения используемой модели. Тем не менее, несмотря на существенные упрощения модели радиоизлучения почвы, оказалось возможным применить предлагаемую методику зондирования температуры полностью промерзшего слоя почвы с погрешностью 0,6 °С.

Благодарности. Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда поддержки научной и научно-технической деятельности в рамках научного проекта № 16-45-242162 и проекта РФФИ № 16-35-50184.

Acknowledgments. The work was funded by the Russian Foundation for Basic Research, Government of Krasnoyarsk Territory, Krasnoyarsk Region Science and Technology Support Fund to the research project № 16-45-242162 and RFBR № 16-35-50184.

References

1. Status of the Global Observing System for Climate. World Meteorological Organization. Chairperson. Publications Board. October. 2015, P. 373.

2. Hachem S., Duguay C. R., Allard M. Comparison of MODIS-derived land surface temperatures with ground surface and air temperature measurements in continuous permafrost terrain. *The Cryosphere.* 2012, No. 6, P. 51–69.

3. Muskett R. R., Romanovsky V. E., Cable W. L., Kholodov A. L. Active-Layer Soil Moisture Content Regional Variations in Alaska and Russia by Ground-Based and Satellite-Based Methods, 2002 through 2014. *International Journal of Geosciences.* 2015, Vol. 6, P. 12–41.

4. Jones L. A., Kimball J. S., McDonald K. C., Chan S. T. K., Njoku E. G., Oechel W. C. Satellite Microwave Remote Sensing of Boreal and Arctic Soil Temperatures From AMSR-E. *IEEE Trans. Geoscience and Remote Sensing.* 2007, Vol. 45, No. 7, P. 2004–2018.

5. Zhao S., Zhang L., Zhang T., Hao Z., Chai L., Zhang Z. An empirical model to estimate the microwave penetration depth of frozen soil. *Proceedings of IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. 2012, P. 4493–4496.

6. Schwank M., Mätzler C., Wiesmann A., Wegmüller U., Pulliainen J., Lemmetyinen J., Rautiainen K., Derksen K., Toose P., Drusch M. Snow Density and Ground Permittivity Retrieved from L-Band Radiometry: A Synthetic Analysis. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing.* 2015, Vol. 8, No. 8, P. 3833–3845.

7. OSCAR. Observing Systems Capability Analysis and Review Tool. [Online]. Gap analyses by variable or by type of mission. Available: https://www.wmo-sat.info/oscar/gapanalyses?variable=96.

8. Zhou J., Dai F., Zhang X., Zhao S., Li M. Developing a temporally land cover-based look-up table (TL-LUT) method for estimating land surface temperature based on AMSR-E data over the Chinese landmass. *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*. 2015, Vol. 34, P. 35–50.

9. Kerr Y. H., Al-Yaari A., Rodriguez-Fernandez N., Parrens M., Molero B., Leroux D., Bircher S., Mahmoodi A., Mialon A., Richaume P. Overview of SMOS performance in terms of global soil moisture monitoring after six years in operation. Remote Sens. *Environ.* 2016, Vol. 180, P. 40–63.

10. Al-Yaari A., Wigneron J. P., Ducharne A., Kerr Y., de Rosnay P., de Jeu R., Govind A., Al Bitar A., Albergel C., Munoz-Sabater J. Global-scale evaluation of two satellite-based passive microwave soil moisture datasets (SMOS and AMSR-E) with respect to Land Data Assimilation System estimates. Remote Sens. *Environ.* 2014, Vol. 149, P. 181–195.

11. Muzalevskiy K. V., Yury L. Effects of organo-mineral structure of arctic topsoil on the own thermal radiation in the L-band. 2015. *International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON)*. Omsk, 2015, P. 1–4.

12. Mironov V., Savin I. A Temperature-Dependent Multi-Relaxation Spectroscopic Dielectric Model for Thawed and Frozen Organic Soil at 0.05-15 GHz. Physics and Chemistry of the Earth. Parts A/B/C. Available online 14 March 2015.

13. Wigneron J. P. Evaluating an Improved Parameterization of the Soil Emission in L-MEB. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing.* 2011, Vol. 49, No. 4, P. 1177–1189.

14. Njoku E. G. AMSR Land Surface Parameters. Surface Soil Moisture, Land Surface Temperature, Vegetation Water Content. Algorithm theoretical basis document. Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. 1999, 47 p.

15. O'Neill P., Chan S., Njoku E., Jackson T., Bindlish R. Soil moisture active passive (SMAP) algorithm theoretical basis document Level 2 & 3 soil moisture (passive) data products. Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. 2014, 77 p.

16. Koike T. Description of the GCOM-W1 AMSR2. Soil Moisture Algorithm Descriptions of GCOM-W1 AMSR2 Level 1R and Level 2 Algorithms, Japan Aerospace Exploration Agency. Earth Observation Research Center. 2013, 119 p.

© Музалевский К. В., Ященко С. А., Бобров П. П., 2017

УДК 519.6

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 69–77

ВЫЯВЛЕНИЕ ОДНОРОДНЫХ ПАРТИЙ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ РАДИОЭЛЕКТРОНИКИ НА ОСНОВЕ РАЗДЕЛЕНИЯ СМЕСИ СФЕРИЧЕСКИХ ГАУССОВЫХ РАСПРЕДЕЛЕНИЙ

В. И. Орлов, Д. В. Сташков, Л. А. Казаковцев*, И. Р. Насыров, А. Н. Антамошкин

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

Выявление однородных партий электрорадиоизделий, применяемых в узлах космической электроники, является одной из важных задач на пути повышения качества этих узлов и, как следствие, срока активного существования и надежности космической техники. Повышение качества достигается как за счет более согласованной работы радиоэлементов с идентичными характеристиками, так и за счет повышения качества и достоверности результатов разрушающих тестовых испытаний, для которых появляется возможность гарантированно отбирать элементы из каждой производственной партии. В настоящей статье задача выделения однородных производственных партий изделий по данным тестовых испытаний решена в виде задачи разделения смеси сферических гауссовых распределений с применением EM-алгоритма с жадной агломеративной эвристикой. EM-алгоритм (алгоритм максимизациии математического ожидания), являясь эффективным средством разделения смеси распределений, в случае многомерных гауссовых распределений в пространстве очень высокой размерности оказывается практически неработоспособным: при большом объеме данных требуются слишком громоздкие вычисления для перестроения ковариационных матриц на каждой итерации, при малом объеме данных работа алгоритма приводит к выявлению ложных корреляций. Смешанная (сборная) партия электрорадиоизделий космического применения, представленная многомерным набором данных проведенных над ней неразрушающих тестовых испытаний, рассматривается как смесь сферических гауссовых распределений. Показано, что данная модель в совокупности с новыми разработанными алгоритмами позволяет эффективно выделять однородные партии изделий, может быть применена для разделения достаточно больших сборных партий (тысячи единиц), представленных массивом данных большой размерности (до сотен измерений), и позволяет достичь большей точности и стабильности результата в сравнении с многократным использованием EM-алгоритма в режиме случайного мультистарта.

Ключевые слова: надежность ЭРИ, автоматическая группировка, нечеткая кластеризация.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 69–77

DETECTION OF HOMEGENEOUS PRODUCTION BATCHES OF SPACE ELECTRONIC COMPONENTS BASED ON SEPARATION OF A MIXTURE OF SPHERICAL GAUSSIAN DISTRIBUTIONS

V. I. Orlov, D. V. Stashkov, L. A. Kazakovtsev*, I. R. Nasyrov, A. N. Antamoshkin

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

Separating of homogeneous production batches of the electronic components used in the electronic units of the space systems is one of the most important problems which must be solved for improving quality of such units, their lifetime and reliability of the space systems. The quality of the electronic units is increased due to both more coordinated work of the EEE components which have identical parameters and increase of quality level and the accuracy of the destructive tests due to a new opportunity of guaranteed selecting electronic elements for these destructive tests from each production batch. In this paper, we solve the problem of precipitations of homogeneous batches of industrial products using Gaussian spherical mixture models and the EM algorithm with agglomerative greedy heuristic procedure. The EM (Expectation Maximization) algorithm is an efficient means of splitting a mix of various distributions. However, in case of multi-dimensional Gaussian distributions in a space of very large dimensionality, this algorithm is actually unworkable. In case of large volume of input data, this algorithm demands too complicated calculation for rebuilding its correlation matrices at each iteration. In case of small data volume, algorithm leads to detection of fake correlation in data. In our paper, the shipped lot of the electronic components for space industry is represented by a data set of non-destructive test results which is considered as a mixture of spherical

Gaussian distributions (SGD). It is shown that this algorithm allows to efficiently determine homogeneous products batches which are rather large (thousands units) using of high-dimensional array of data (up to some hundreds dimensions). We show that, using this mathematical model in combination with new algorithms is capable to separate the homogeneous batches of the electronic components efficiently and reach more accuracy and stability of results in comparison with random multiple start of the algorithm.

Keywords: electronic components reliability, clustering, fuzzy clustering.

Введение. EM-алгоритм (максимизация математического ожидания) успешно применяется для статистических задач, связанных с анализом неполных данных, когда некоторые статистические данные отсутствуют, либо для случаев, когда функция правдоподобия имеет вид, не допускающий удобных методов исследования, но допускающий серьезные упрощения при введении дополнительных «ненаблюдаемых» («скрытых») величин [1]. Именно такая постановка задачи (кластеризация многомерных данных нормального распределения со скрытыми данными) используется нами для решения задач разделения ЭРИ по производственным партиям исходного сырья.

Пусть плотность распределения на множестве X имеет вид смеси k распределений (предполагаем, что распределения гауссовы):

$$\rho(x) = \sum_{j=1}^{k} \alpha_j \rho_j(x), \quad \sum_{j=1}^{k} \alpha_j = 1, \quad \alpha_j \geq 0,$$

где $\rho_j(x)$ – функция правдоподобия j-й компоненты смеси; α_j – ее априорная вероятность, а функции правдоподобия принадлежат параметрическому семейству распределений $\varphi(x;\theta)$ и отличаются только значениями параметра $\rho_j(x) = \varphi(x;\theta)$. Задача разделения смеси (нечеткой кластеризации) заключается в том, чтобы, имея выборку X^N случайных и независимых наблюдений из смеси $\rho(x)$, зная число k и функцию φ, оценить вектор параметров распределения $\Theta = (\alpha_1, \ldots, \alpha_k, \theta_1, \ldots \theta_k)$.

Искусственно вводится вспомогательный вектор скрытых переменных G, который может быть вычислен, если известны значения вектора параметров Θ.

EM-алгоритм состоит из итерационного повторения двух шагов. На E-шаге вычисляется ожидаемое значение вектора скрытых переменных G по текущему приближению вектора параметров Θ. Обозначим через $\rho(x, \theta_j) = \rho(x)P(\theta_j|x) = \alpha_j\rho_j(x)$ плотность вероятности того, что объект x получен из j-й компоненты смеси. Обозначим

$$g_{ij} \equiv P(\theta_j \mid x_i) = \alpha_j \rho_j(x_i) / \sum_{s=1}^{k} \alpha_s \rho_s(x_i)$$

апостериорную вероятность того, что обучающий объект x_i получен из j-й компоненты смеси.

На M-шаге решается задача максимизации логарифма правдоподобия

$$Q(\Theta) = \ln \prod_{i=1}^{N} \rho(x_i) = \sum_{i=1}^{N} \ln \sum_{j=1}^{k} \alpha_j \rho_j(x_i) \to \max_{\Theta}$$

и находится следующее приближение вектора Θ по текущим значениям векторов G и Θ. M-шаг сводится к вычислению весов компонент α_j и оцениванию параметров θ_j путем решения k независимых оптимизационных задач.

Данный алгоритм не позволяет определять количество k компонентов смеси (количество кластеров), поэтому должна решаться серия задач с различным предполагаемым числом кластеров. Кроме того, EM-алгоритм обладает сильной неустойчивостью по начальным данным [1]. Тем не менее, к его преимуществам можно отнести [2] то, что его можно комбинировать с другими алгоритмами обработки данных, также для его использования не требуется выделения метрик. При применении более распространенной модели k-средних к задаче выделения однородных производственных партий электрорадиоизделий (ЭРИ) проблема выбора метрики или меры расстояния [3] не имеет однозначного решения. На практике приходится использовать сложные специальные способы нормировки данных [4].

EM-алгоритм успешно работает с малыми объемами данных. Некоторые дорогие виды электрорадиоизделий, несущие в космических аппаратах наибольшую функциональную нагрузку, поступают партиями от нескольких штук, что делает применение EM-алгоритма и алгоритмов на его основе весьма перспективным применительно к нашей задаче.

Простые эксперименты с реализацией EM-алгоритма в среде моделирования *R* для автоматической группировки партий ЭРИ от 50 до 620 штук (рис.1, 2) показывают [5], что данный алгоритм способен эффективно разделять смесь распределений, получая адекватные результаты, соответствующие реальным производственным партиям ЭРИ, если для выборки можно выделить несколько (не более 10) информативных признаков.

Кроме определения принадлежности каждого ЭРИ (точки на диаграмме) к кластеру, алгоритм дает таблицу с вероятностными характеристиками принадлежности к кластеру и показывает форму кластера, визуализируя возможные корреляции параметров ЭРИ. В то же время, работа алгоритма при использовании многомерных данных, какими являются данные неразрушающих испытаний ЭРИ, приводит к «зависанию» алгоритма, требует значительных вычислительных ресурсов, особенно в случаях, если число измерений приближается к числу группируемых объектов (векторов данных). Выделение информативных признаков – сложная задача. Так, на рис. 2 видно, что по двум признакам очень трудно выделить партии изделий. В то же время, обработка всех 205 признаков позволяет сделать это с весьма высокой точностью.

Создание модификаций EM-алгоритма с повышенной устойчивостью результата откроет новые перспективы в решении задачи автоматической группировки ЭРИ по производственным партиям, в частности, при небольшом объеме входных данных. Данной проблематике и посвящена настоящая статья.

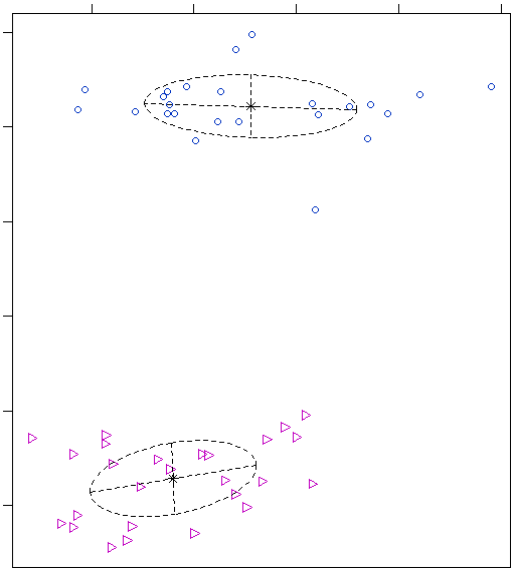


Рис. 1. Срез (показаны 2 параметра из 32) результата автоматической группировки усилителей 140УД25АС1ВК

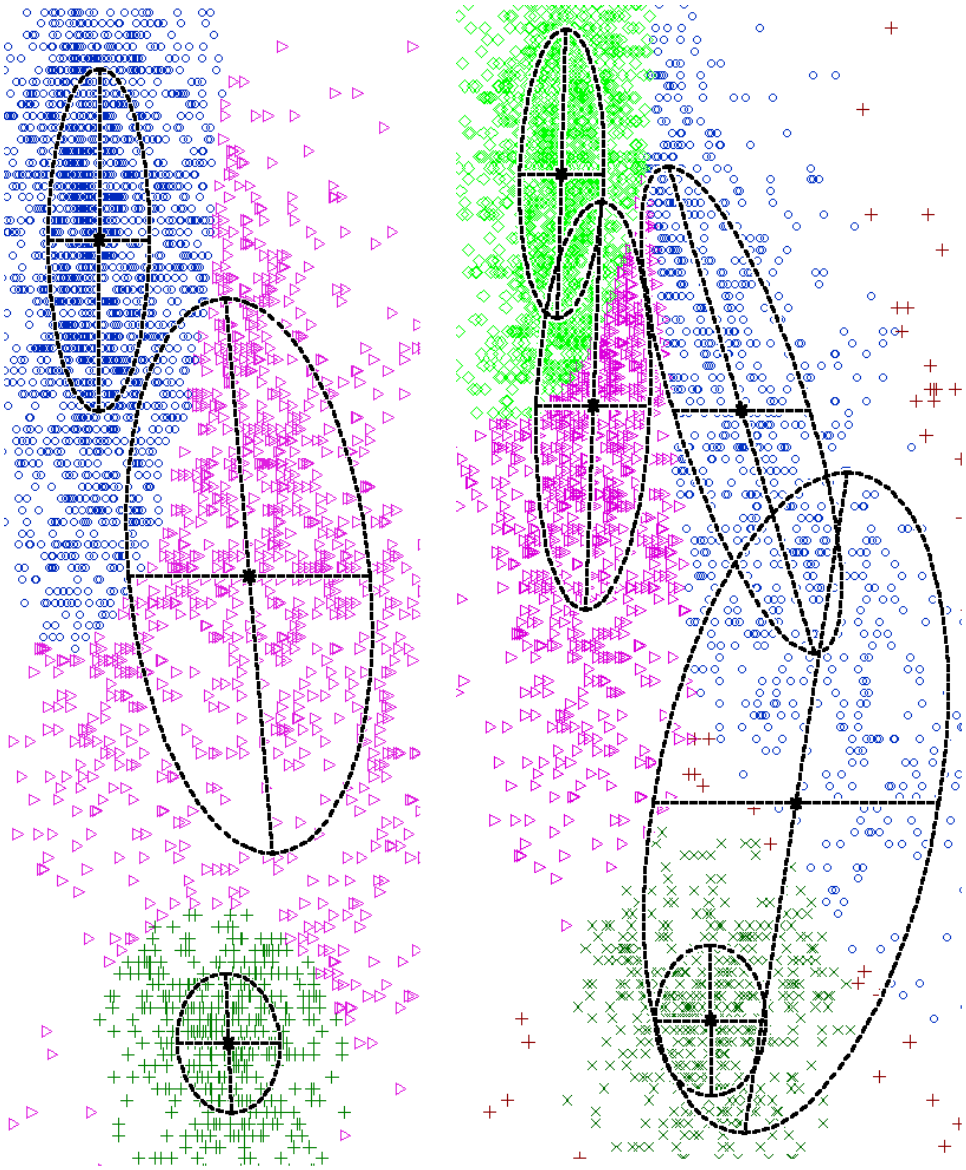


Рис. 2. Разбиение сборной партии ЭРИ 1526ИЕ5 на 3 и 5 групп

Свойства сферических гауссовых распределений. Сферическое гауссово распределение [6] $N(\mu, \sigma^2 I_n)$ определено на $x \in R^n$ с плотностью

$$\rho(x) = \frac{1}{(2\pi)^{n/2}\sigma^n} \exp\left(-\frac{\|x-\mu\|^2}{2\sigma^2}\right),$$

где $\|\cdot\|$ – евклидово расстояние. Если $X = (X_1, ..., X_n)$ случайно выбраны на распределении $N(0, \sigma^2 I_n)$, тогда их координатами будут независимые случайные переменные с одинаковыми распределениями $N(0, \sigma^2)$. Каждая координата имеет ожидаемое значение дисперсии σ^2 такое, что

$$\mu\left(\|X\|^2\right) = \mu\left(X_1^2 + ... + X_n^2\right) = n\sigma^2.$$

Из теории больших отклонений [7], связанной с тем, что $\|X\|^2$ будет плотно сконцентрировано вокруг $n\sigma^2$, следует

$$P\left(\left|\|X\|^2 - n\sigma^2\right| > \varepsilon n\sigma^2\right) \le e^{-n\varepsilon^2/24}.$$

Таким образом, большая часть плотности вероятности $N(0, \sigma^2 I_n)$ укладывается в тонкую оболочку с радиусом $\sigma\sqrt{n}$ от основания [6]. Это не противоречит факту того, что плотность гауссова распределения будет максимальной у центра, когда площадь поверхности на расстоянии r от основания – $0 \le r \le \sigma\sqrt{n}$, увеличивается быстрее, чем уменьшается плотность с расстоянием r [8].

Рассмотрим гауссово распределение $N(0, \sigma^2 I_n)$, имеющее радиус $\sigma\sqrt{n}$. Распределения $N(\mu_1, \sigma_1^2 I_n)$ и $N(\mu_2, \sigma_2^2 I_n)$ на R^n будем называть c-разделенными [9], если выполняется условие $\|\mu_1 - \mu_2\| \ge c \max\{\sigma_1, \sigma_2\}\sqrt{n}$.

Смесь гауссовых распределений является c-разделённой, если все распределения в ней попарно c-разделены. Будем считать, что c_{ij} определяет разделение между i-м и j-м распределением и $c = \min_{i \ne j} c_{ij}$. Мы можем обоснованно ожидать, что сложность исследования смеси гауссовых распределений повышается с понижением значения c.

При $c = 2$ (т. е. при 2-разделенной смеси) кластеры в основном не пересекаются. При больших размерностях пространства n это утверждение верно даже для $\frac{1}{100}$-разделенной смеси. Если c мало, то проекция смеси на любую одну координату будет выглядеть унимодальной (частотная гистограмма имеет единственный пик). Это также может быть верно для проекции на несколько координат. Но для больших n, при совместном рассмотрении всех координат, распределение прекратит выглядеть унимодальным (слово «выглядит» обретает буквальный смысл, например, при использовании MDS-визуализации [10]). Именно это обстоятельство часто обусловливает использование данных большой размерности: там, где объекты практически невозможно разделить по одному или нескольким признакам, использование большой совокупности признаков позволяет добиться результата.

Например, в [6] авторы продемонстрировали данное свойство многомерных сферических распределений на 256-мерном наборе дискретных данных, состоящем из рукописных символов, собранных почтовой службой США.

Известные подходы к выделению однородных партий изделий. В настоящей статье задача разделения производственных партий электрорадиоизделий (где каждый кластер должен представлять отдельную производственную партию этих изделий, изготовленную из единой партии сырья) сводится к задаче разделения сферических гауссовых распределений. Задача выделения однородных партий электрорадиоизделий возникает, например, при комплектации узлов космических аппаратов. Специализированные тестовые центры проводят от нескольких десятков до нескольких сотен неразрушающих тестов [11; 12] для каждого экземпляра ЭРИ. При этом предполагается, что все экземпляры ЭРИ уже прошли входной контроль по ужесточенным нормам [13–16], т. е. отдельные их параметры могут колебаться лишь в очень узких диапазонах, определенных этими нормами, и отдельные параметры являются неинформативными. В то же время, совокупность большого числа этих параметров позволяет эффективно разделять производственные партии этих изделий.

В частности, хорошие результаты достигнуты при решении задачи автоматической группировки ЭРИ с использованием моделей k-средних, k-медиан и k-медоид. Недостатком одноименных алгоритмов, основанных на идее процедуры k-средних, называемой также процедурой Ллойда или ALA-процедурой [17; 18], а также PAM-алгоритма для задачи k-медоид является то, что они относятся к алгоритмам локального поиска (не в строгом смысле), зависящим от выбора начального решения. При этом разработаны детерминированные алгоритмы [19; 20], а также рандомизированные алгоритмы, обеспечивающие, тем не менее, весьма точный и при этом стабильный результат [21–23], что немаловажно во всех процедурах, связанных с космическим производством, все этапы которого требуют весьма строгой регламентации. В частности, хорошие результаты достигаются при применении кластеризации, основанной на расстояниях с прямоугольной метрикой [3].

Преимущество нечеткой кластеризации в виде задачи разделения смеси гауссовых распределений посредством EM-алгоритма заключается в том числе в том, что эта модель, в отличие от модели k-средних и аналогичных, оперирует не абстрактными расстояниями в неком пространстве характеристик различной физической природы, а вероятностными характеристиками возможности отнесения конкретного экземпляра ЭРИ к той или иной группе (кластеру).

При этом использование именно сферических гауссовых распределений позволяет в некотором смысле обратить так называемое проклятие размерности [24] в полезное свойство многомерных данных. Использование модели традиционных (не сферических) распределений $N(\mu, \Sigma)$ с плотностью распределения

$$\rho(x) = \frac{1}{(2\pi)^{n/2}\left|\sum\right|}\exp\left(-\frac{(x-\mu)^T\Sigma^{-1}(x-\mu)}{2}\right),$$

где $\sum$ – ковариационная (иначе – корреляционная) матрица, в случае использования данных очень большой размерности приводит к следующим эффектам. Во-первых, матрица размерности n для каждого гауссова распределения (т. е. для каждого кластера) требует достаточно много памяти и значительных вычислительных ресурсов при пересчете EM-алгоритмом на каждом шаге. Во-вторых, использование данной матрицы предполагает, что для каждой координаты каждое распределение (кластер) имеет собственное значение дисперсии (соответствующий элемент диагонали матрицы $\sum$), при этом плотность j-го распределения тем чувствительнее к изменению координаты, чем меньше дисперсия по этой координате. Таким образом, незначительные колебания какой-либо характеристики, вызванные, например, неточностью измерительных приборов, рассматриваются как значительные при принятии решения об отнесении объекта к тому или иному распределению (кластеру), снижая относительную значимость более информативных признаков.

Тот же эффект проявляется и при кластеризации с использованием модели k-средних в сочетании с нормировкой данных по среднеквадратичному отклонению или 0-1-нормировкой [4]. В то же время, использование специального метода нормировки исходных данных, учитывающего именно физическую природу каждой из характеристик ЭРИ [4], а не разброс характеристики в исследуемой партии изделий, позволяет добиться гораздо лучших результатов.

Аналогичным образом использование единого значения дисперсии по всем координатам (характеристикам), т. е. использование модели смеси сферических гауссовых распределений в сочетании со способом нормировки, описанным в [4], позволяет добиваться адекватных результатов при использовании данных очень большой размерности, которые являются результатом измерений, производимых в ходе тестирования ЭРИ.

Применение EM-алгоритма к задаче выделения однородных партий. EM-алгоритм для разделения смеси сферических распределений может быть описан следующим образом. Дан набор данных $S \subset R^n$, EM-алгоритм для смеси k нормальных распределений с общей сферической матрицей ковариации стартует с начальными стартовыми значениями параметров $\mu_i^{\langle 0\rangle}$, $\alpha_i^{\langle 0\rangle}$, $\sigma_i^{\langle 0\rangle}$, которые в дальнейшем обновляются в соответствии со следующей двухшаговой процедурой (здесь t – номер итерации).

Алгоритм 1. EM-алгоритм.

Шаг 1. Пусть $\tau_i \sim N(\mu_i^{\langle t\rangle}, \sigma_i^{\langle t\rangle 2} I_n)$ является плотностью i-го гауссова распределения: $\tau_i(x) = \frac{1}{(2\pi)^{n/2}\sigma_i^n}\exp\left(-\frac{\|x-\mu_i\|^2}{2\sigma_i^2}\right)$. Для каждого вектора исходных данных $x \in S$ и каждого $1 \le i \le k$ по формуле Байеса [25] вычислим условную вероятность того, что x относится к i-му распределению с учетом текущих параметров:

$$p_i^{\langle t+1\rangle}(x) = \frac{\alpha_i^{\langle t\rangle}\tau_i(x)}{\sum_j \alpha_j^{\langle t\rangle}\tau_j(x)}. \quad (1)$$

Шаг 2. Производится адаптация параметров распределений. Пусть N – количество векторов данных:

$$\alpha_i^{\langle t+1\rangle} = \frac{1}{N}\sum_{x\in S} p_i^{\langle t+1\rangle}(x), \quad (2)$$

$$\mu_i^{\langle t+1\rangle} = \frac{\sum_{x\in S} x p_i^{\langle t+1\rangle}(x)}{N\alpha_i^{\langle t+1\rangle}}, \quad (3)$$

$$\sigma_i^{\langle t+1\rangle 2} = \frac{1}{d}\sum_{x\in S}\left\|x-\mu_i^{\langle t+1\rangle}\right\|^2 p_i^{\langle t+1\rangle}(x) \quad (4)$$

Повторять с шага 1.

Условием останова в таком алгоритме является останов приращения целевой функции, в качестве которой принимается логарифмическая функция правдоподобия

$$L^{<t+1>} = \sum_{x\in S}\sum_{i=1}^{k}\ln\left(\tau_i p_i^{\langle t+1\rangle}(x)\right). \quad (5)$$

Мы использовали комбинированное условие останова: $t > 100$ или $L^{\langle t+1\rangle} - L^{\langle t\rangle} < 0{,}0001$.

Отметим, что в случае данных большой размерности ($d > 100$) плотность отдельных распределений $\tau_i(x)$ может принимать как очень малые значения ($\tau_i(x) < 1 \cdot 10^{-300}$), так и очень большие значения, что может потребовать применения специальных механизмов при реализации алгоритма. В частности, мы использовали библиотеку decimal [26], применение которой существенно замедляет расчеты, но обеспечивает работу с величинами требуемых порядков.

В работах [21–23] предложен подход к повышению точности и стабильности результата решения задач k-медиан, k-медоид, k-средних, основанный на применении жадных агломеративных эвристических процедур в комбинации с различными метаэвристиками и методами локального поиска. Идея жадной агломеративной эвристики основана на последовательном исключении кластеров из решения. Каждый раз удаляются те кластеры, удаление которых дает наименьший прирост целевой функции (данные задачи являются задачами минимизации).

В настоящей работе мы предлагаем аналогичные подходы к построению жадных агломеративных эвристических процедур. В данном случае мы имеем дело с задачей максимизации функции (5). Первые два подхода полностью аналогичны подходам, примененным в [21–23].

Алгоритм 2. Жадная агломеративная эвристика, вариант 1.

Дано: начальное число гауссовых распределений (кластеров) k, требуемое число кластеров K.

1. Выбрать случайным образом начальное решение с K кластерами, т. е. выбрать случайным образом начальные параметры распределений множества распределений $D = \left\{ N(\mu_i^{\langle 0 \rangle}, \sigma_i^{\langle 0 \rangle 2} I_n), i = \overline{1,k} \right\}$. В качестве начальных значений $\mu_i^{\langle 0 \rangle}$ выбираются случайные векторы данных, дисперсии $\sigma_i^{\langle 0 \rangle}$ рассчитываются по формуле (4). Также устанавливаются равные начальные значения множества весовых коэффициентов распределений $W = \left\{ \alpha_i^{\langle 0 \rangle}, i = \overline{1,k} \right\} = \left\{ \frac{1}{k}, ..., \frac{1}{k} \right\}$.

2. Выполнить алгоритм 1, получить новое (улучшенное) решение задачи, представленное множествами D и W.

3. Если $K = k$, то останов.

4. Для каждого $i' \in \left\{ \overline{1,K} \right\}$ выполнять следующее:

4.1. Получить усеченное множество распределений и множество их весовых коэффициентов $D' = D \setminus \left\{ N(\mu_{i'}^{\langle 0 \rangle}, \sigma_{i'}^{\langle 0 \rangle 2} I_n) \right\}$, $W' = W \setminus \{\alpha_{i'}^{\langle 0 \rangle}\}$.

Запустить алгоритм 1 с начальными значениями параметров распределений, представленных усеченным множеством D' и весами W'. При этом алгоритм 1 ограничивается одной итерацией. Для полученного ЕМ-алгоритмом решения рассчитать целевую функцию L согласно (5), сохранить ее значение в переменной $L'_{i'}$.

4.2. Следующая итерация цикла 4.

5. Найти индекс $i'' = \arg\max_{i'=\overline{1,k}} L_{i'}$.

6. Получить усеченные множества

$$D = D \setminus \left\{ N(\mu_{i'}^{\langle 0 \rangle}, \sigma_{i'}^{\langle 0 \rangle 2} I_n) \right\}, \quad W = W \setminus \{\alpha_{i'}^{\langle 0 \rangle}\}.$$

Перейти к шагу 3.

Кроме того, мы испытали два упрощенных алгоритма.

Алгоритм 3. Упрощенная жадная эвристика № 1. Полностью повторяет алгоритм 2, кроме шага 4.2:

4.2. Без запуска ЕМ-алгоритма рассчитать целевую функцию L согласно (5), сохранить ее значение в переменной $L'_{i'}$.

Вычислительные эксперименты показывают, что если задать ЕМ-алгоритму в качестве числа требуемых распределений (кластеров) значение k большее, чем фактическое количество кластеров в выборке, во многих случаях в результате работы алгоритма несколько «лишних» кластеров получают значение весовых коэффициентов w_i, близкое к нулю. На этом свойстве основана еще более упрощенная версия алгоритма.

Алгоритм 4. Упрощенная жадная эвристика № 1. Частично повторяет алгоритм 2, при этом цикл 4–4.3 исключен, а шаг 5 выполняется в следующей редакции:

5. Найти индекс $i'' = \arg\max_{i'=\overline{1,k}} L_{i'}$.

Как и в работе о применении жадной агломеративной эвристики с алгоритмами k-средних [27], важным является вопрос выбора начального значения числа кластеров. В настоящей работе мы не рассматривали данный вопрос, ограничиваясь пока экспериментами с $k = 2K$ и $k = 4K$ (удвоенное и учетверенное число начальных кластеров).

Результаты вычислительных экспериментов. Результаты вычислительных экспериментов приведены для двух наборов данных. Первый набор – искусственно сгенерированный набор данных с $m = 200$, $K = 3$, $n = 12$. Второй набор – данные испытаний [28] электрорадиоизделий 1526ИЕ10 ($m = 3987$, $n = 205$), нормированные согласно [4].

Сравнительные результаты работы алгоритмов представлены в табл. 1.

Из табл. 1 видно, что жадная эвристика (алгоритмы 2, 3 и 4) имеет преимущество перед использованием алгоритма 1 по точности результата. В то же время под вопросом остается оптимальное начальное количество кластеров k. Перспективным представляется исследование подхода с адаптацией начального количества кластеров, аналогичный подходу с адаптацией начального количества кластеров для решения задач k-средних и p-медианной задачи, описанному в [27].

Таблица 1

Сравнительные усредненные по 30 запускам результаты работы алгоритмов для двух наборов данных

Набор данных	Алгоритм	Усредненное значение целевой функции (5)	Среднее время работы, с
Сгенерированный набор данных, $m = 200$, $n = 12$, $K = 3$	Алгоритм 1	–7430,39	0,557
	Алгоритм 2, $k = 6$	–7263,48	3,882
	Алгоритм 2, $k = 12$	–7028,99*	21,472
	Алгоритм 3, $k = 6$	–7230,06	3,913
	Алгоритм 3, $k = 12$	–7036,80	23,581
	Алгоритм 4, $k = 6$	–7152,64	2,932
	Алгоритм 4, $k = 12$	–7110,28	9,820
Испытания ЭРИ 1526ИЕ10, $m = 3987$, $n = 205$, $K = 3$	Алгоритм 1	613261,510	14,820
	Алгоритм 2, $k = 6$	622559,536*	113,140
	Алгоритм 2, $k = 12$	622559,536*	653,113
	Алгоритм 3, $k = 6$	622559,536*	96,677
	Алгоритм 3, $k = 12$	622559,536*	667,399
	Алгоритм 4, $k = 6$	622559,536*	96,677
	Алгоритм 4, $k = 12$	613506,5485	553,159

Примечание: * – лучший результат.

Таблица 2

Фрагмент решения задачи автоматической группировки результатов испытаний ЭРИ 1526ИЕ10, *m* = 3987, *n* = 205, *K* = 3

№ вектора данных (№ ЭРИ)	Предполагаемый номер кластера	Вероятность отнесения к предполагаемому кластеру
225	1	1
226	1	1
227	1	1
…	…	…
230	2	0,87564
231	1	0,99554
232	1	1
…	…	…

Фрагмент итоговых результатов с указанием оценки вероятности отнесения векторов данных к тому или иному распределению (кластеру) показан в табл. 2. Видно, что в случае многомерных данных вероятности стремятся к 0 или 1, что подтверждает гипотезу о том, что данные являются *c*-разделенными при малых значениях *c*.

Заключение. Таким образом, вычислительные эксперименты показывают, что применение жадной агломеративной эвристики позволяет получить результаты значительно более высокой точности в сравнении с мультистартом EM-алгоритма из случайных начальных решений. При этом самая простая и самая быстрая модификация алгоритма с жадной эвристикой – алгоритм 4 – не уступает по точности результатов другим модификациям, требующим гораздо более значительного времени счета. Программное обеспечение на основе описанного подхода может быть использовано в реализации задач повышения надежности программно-аппаратных комплексов автоматизированных систем управления в части управления качеством выпускаемой продукции.

Сходство EM-алгоритма с алгоритмами для решения задач *k*-средних, *k*-медоид и *k*-медиан, а также сходство соответствующих алгоритмов, реализующих жадную агломеративную эвристику, дает обоснованную надежду на получение в дальнейшем алгоритмов, обеспечивающих еще более высокую точность и стабильность результата.

Библиографические ссылки

1. Королев В. Ю. EM-алгоритм, его модификации и их применение к задаче разделения смесей вероятностных распределений. Теоретический обзор / ИПИ РАН. М., 2007. С. 94.
2. Черезов Д. С., Тюкачев Н. А. Обзор основных методов классификации и кластеризации данных // Вестник ВГУ. Сер.: «Системный анализ и информационные технологии». 2009. Вып. № 2. С. 25–29.
3. Казаковцев Л. А., Орлов В. И., Ступина А. А. Выбор метрики при классификации электрорадиоизделий по производственным партиям // Программные продукты и системы. 2015. № 2. С. 124–129.
4. Федосов В. В., Казаковцев Л. А., Гудыма М. Н. Задача нормировки исходных данных испытаний электрорадиоизделий космического применения для алгоритма автоматической группировки // Информационные технологии моделирования и управления. 2016. № 4. С. 263–268.
5. Применение EM-алгоритма к задаче автоматической группировки электрорадиоизделий / В. И. Орлов [и др.] // Решетневские чтения : материалы XX юбилейной Междунар. науч.-практ. конф. (9–12 нояб. 2016, г. Красноярск). Т. 2. С. 72–73.
6. Dasgupta S., Schulman S. J. A Two-Round Variant of EM for Gaussian Mixtures // UAI'00 Proceedings of the Sixteenth Conference on Uncertainty in artificial intelligence. 2000. P. 152–159.
7. Varadhan S. R. S. Special invited paper: Large deviations // The Annals of Probability. 2008. Vol. 36, No. 2. P. 397–419. DOI: 10.1214/07-AOP348.
8. Bishop C. Neural networks for pattern recognition. New York : Oxford University Press, 1995. 498 p.
9. Dasgupta S. Learning mixtures of Gaussians // IEEE Symposium on Foundations of Computer Science. 1999. P. 634–644.
10. Borg J. F. P. Modern Multidimensional Scaling: Theory and Application Springer. 2005. P. 207–212.
11. 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.
12. Задача классификации электронной компонентной базы / Л. А. Казаковцев [и др.] // Вестник СибГАУ. 2014. № 4(56). С. 55–61.
13. Федосов В. В., Патраев В. Е. Повышение надежности радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов при применении электрорадиоизделий, прошедших дополнительные отбраковочные испытания в специализированных испытательных технических центрах // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 10. С. 50–55.
14. Калашников О. А., Никифоров А. Ю. Методика сертификации электронной компонентной базы бортовой космической аппаратуры по стойкости к дозовому воздействию // Спецтехника и связь. 2011. № 4–5. С. 32–38.
15. Калашников О. А., Некрасов П. В., Демидов А. А. Функциональный контроль микропроцессоров при проведении радиационных испытаний // Приборы и техника эксперимента. 2009. № 2. 48 с.
16. Патраев В. Е. Методы обеспечения и оценки надежности космических аппаратов с длительным сроком активного существования : монография / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2010. 136 с.

17. Lloyd S. P. Least Squares Quantization in PCM // IEEE Transactions on Information Theory. 1982. Vol. 28. P. 129–137.

18. MacQueen J. B. Some Methods of Classification and Analysis of Multivariate Observations // Proceedings of the 5th Berkley Symposium on Mathematical Statistics and Probability. 1967. Vol. 1. P. 281–297.

19. Казаковцев Л. А. Детерминированный алгоритм для задачи *k*-средних и *k*-медоид // Системы управления и информационные технологии. 2015. № 1(59). С. 95–99.

20. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N., Masich I. S. Fast Deterministic Algorithm for EEE Components Classification // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2015. Vol. 94. Article ID 012015. P. 10. DOI: 10.1088/1757-899X/04/1012015.

21. Казаковцев Л. А., Ступина А. А., Орлов В. И. Модификация генетического алгоритма с жадной эвристикой для непрерывных задач размещения и классификации // Системы управления и информационные технологии. 2014. № 2(56). С. 35–39.

22. Modified Genetic Algorithm with Greedy Heuristic for Continuous and Discrete p-Median Problems / L. A. Kazakovtsev [et al.] // Facta Universitatis (Nis). Series: Mathematics and Informatics. 2015. Vol. 30, No. 1. P. 89–106.

23. Казаковцев Л. А. Эволюционный алгоритм для задачи *k*-медоид // Системы управления и информационные технологии. 2015. № 2(60). С. 36–40.

24. Hastie T., Tibshirani R, Friedman J. The Elements of Statistical. Learning Springer-Verlag. 2009. 764 P.

25. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математическая статистика. М. : Высшее образование, 2005. 400 с.

26. Decimal – Decimal fixed point and floating point arithmetic [Электронный ресурс]. URL: https://docs.python.org/2/library/decimal.html (дата обращения: 01.12.2016).

27. Казаковцев Л. А., Антамошкин А. Н. Метод жадных эвристик для задач размещения // Вестник СибГАУ. 2015. № 2. С. 317–325.

28. Fuzzy clustering of EEE components for space industry / V. I. Orlov [et al.] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 155. Article ID 012026.

References

1. Korolev V. Ju. *EM-algoritm, ego modifikatsii i ikh primenenie k zadache razdeleniya smesey veroyatnostnykh raspredeleniy. Teoreticheskiy obzor* [EM algorithm, its modifications and their application to the problem of division of mixes of probabilistic distributions]. Moscow, IPI RAN Publ., 2007, 97 p.

2. Cherezov D. S., Tyukachev N. A. [Review of the main methods of classification and clustering of data]. *Vestnik VGU. Seriya: Sistemnyy analiz i informatsionnye tekhnologii*. 2009, No. 2, P. 25–29 (In Russ.).

3. 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 (In Russ.).

4. Fedosov V. V., Kazakovtsev L. A., Gudyma M. N. [Problem of normalization of source testing data of space EEE components clustering algorithm]. *Informatsionnye tekhnologii modelirovaniya i upravleniya*. 2016, No 4, P. 263–268 (In Russ.).

5. Orlov V. I., Stashkov D. V., Gudyma M. N., Kazakovtsev L. A. [EM-algorithm for problem of automatic grouping of electronic components]. *Materialy XX Yubileynoy mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya"* [Proceed. of XX Anniversary International Scientific and Practical Conference "Reshetnev Readings"]. Krasnoyarsk, 2016, Vol. 2, P. 72–73 (In Russ.).

6. Dasgupta S., Schulman S. J. A Two-Round Variant of EM for Gaussian Mixtures. UAI'00 Proceedings of the Sixteenth conference on Uncertainty in artificial intelligence. 2000, P. 152–159.

7. Varadhan S. R. S. Special invited paper: Large deviations. *The Annals of Probability*. 2008, Vol. 36, No. 2, P. 397–419. Doi:10.1214/07-AOP348.

8. Bishop C. Neural networks for pattern recognition. New York : Oxford University Press. 1995, 498 p.

9. Dasgupta S. Learning mixtures of Gaussians. *IEEE Symposium on Foundations of Computer Science*. 1999, P. 634–644.

10. Borg J. F. P. Modern Multidimensional Scaling: Theory and Application Springer. 2005, P. 207–212.

11. 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.).

12. Kazakovtsev L. A., Orlov V. I., Stupina A. A. [Task of electronic components classifying]. *Vestnik SibGAU*. 2014, No. 4(56), P. 55–61 (In Russ.).

13. Fedosov V. V., Patraev V. E. [Increase in reliability of the radio-electronic equipment of spacecrafts at application of the EEE which have passed additional defects tests in the specialized testing technical centers]. *Aviakosmicheskoe priborostroenie.* 2006, No. 10, P. 50–55 (In Russ.).

14. Kalashnikov O. A. Nikiforov A. Yu. [Technique of certification of electronic component base of the onboard space equipment on resistance to dose influence]. *Spetstekhnika i svyaz'*. 2011, No. 4–5, P. 32–38 (In Russ.).

15. Kalashnikov O. A., Nekrasov P. V., Demidov A. A. [Functional control of microprocessors when carrying out radiation tests]. *Pribory i tekhnika eksperimenta*. 2009, No. 2, 48 p. (In Russ.).

16. Patraev V. E. *Metody obespecheniya i otsenki nadezhnosti kosmicheskikh apparatov s dlitel'nym srokom aktivnogo sushchestvovaniya* [Methods of providing and assessment of reliability of spacecrafts with the long term of active existence: monograph]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2010, 136 p.

17. Lloyd S. P. Least Squares Quantization in PCM. *IEEE Transactions on Information Theory*. 1982, Vol. 28, P. 129–137.

18. MacQueen J. B. Some Methods of Classification and Analysis of Multivariate Observations. *Proceedings*

of the 5th Berkley Symposium on Mathematical Statistics and Probability. 1967, Vol. 1, P. 281–297.

19. Kazakovtsev L. A. [Determistic algorithm for *k*-means and *k*-medoids problems]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii.* 2015, No. 1(59), P. 95–99 (In Russ.).

20. 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.

21. Kazakovtsev L. A., Stupina A. A., Orlov V. I. [Modification of genetic algorithm with greedy heuristics for continuous location and classification problems]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii.* 2014, No. 2(56), P. 35–39 (In Russ.).

22. Kazakovtsev L. A., Orlov V. I., Stupina A. A., Kazakovtsev V. L. Modified Genetic Algorithm with Greedy Heuristic for Continuous and Discrete p-Median Problems. *Facta Universitatis (Nis) Series Mathematics and Informatics.* 2015, Vol. 30, No. 1, P. 89–106.

23. Kazakovtsev L. A. [Evolutionary algorithm for *k*-medoids problem]. *Sistemy upravleniya i informatsionnye tekhnologii*. 2015, No. 2(60), P. 36–40 (In Russ.).

24. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical. *Learning Springer-Verlag.* 2009, P. 764.

25. Gmurman V. E. *Teoriya veroyatnostey i matematicheskaya statistika* [Probability theory and mathematical statistics]. Moscow, Vysshee obrazovanie Publ., 2005, 400 p.

26. Decimal – Decimal fixed point and floating point arithmetic. Available at: URL https://docs.python.org/2/library/decimal.html (accessed: 01.12.2016).

27. Kazakovtsev L. A., Antamoshkin A. N. [Greedy heuristic method for location problems]. *Vestnik SibGAU.* 2015, Vol. 15, No. 2, P. 317–325 (In Russ.).

28. Orlov V. I., Stashkov D. V., Kazakovtsev L. A., Stupina A. A. Fuzzy clustering of EEE components for space industry. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering.* 2016, Vol. 155, Article ID 012026.

© Орлов В. И., Сташков Д. В., Казаковцев Л. А., Насыров И. Р., Антамошкин А. Н., 2017

УДК 004.415

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 78–87

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ПРОТОТИПА СИСТЕМЫ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СРЕДЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

М. Н. Петров[1], Ж. С. Абенова[2*], Н. К. Набиев[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]АО «Национальная компания «Қазақстан Ғарыш Сапары»
Казахстан, 010000, г. Астана, просп. Туран, 89, Национальный космический центр
[*]E-mail: Zhuza44@mail.ru

Одной из выраженных тенденций развития IT-технологий в космической отрасли Казахстана является использование Open Source инструментов в проектах интеграции космической промышленности и других сферах народного хозяйства. Так, применение программ с открытым исходным кодом в создании системы интегрированной среды информационного взаимодействия (ИСИВ) при управлении проектами в аэрокосмической отрасли решает проблемы информационного характера, позволяя экономить финансы и ускорять рабочие процессы. В настоящее время остро стоит вопрос об информационной поддержке при управлении проектами различной сложности и направления, в потребности получения качественной и своевременной информации от потребителя и производителя 24 часа в сутки независимо от географического положения субъекта. ИСИВ позволит наиболее эффективно контролировать текущее состояние проекта с помощью веб-портала, совершенствуя систему корпоративного управления. Основная цель применения системы ИСИВ – это обеспечение доступа к единой платформе для получения и обмена информации от различных источников, централизованное хранение данных, возможность поддержки использования архива проектов и накопления знаний независимо от географического положения и времени суток. Рассмотрены структура системы управления ИСИВ (СУ ИСИВ) и математическая модель пользователя. Описан метод исследования экспериментального прототипа ИСИВ, который заключается в определении тестов и составлении тестовых сценариев для проверки выполнения основных функций, правильных входных данных и для проверки устойчивости к негативным входным данным пользователя ИСИВ. По итогам тестирования прототипа СУ ИСИВ сделан вывод о необходимости использования результатов выполненных работ в практике при разработке и комплексном исследовании конечного продукта ИСИВ с использованием Open Source технологий и предложения методов по повышению уровня безопасности функционирования системы ИСИВ и рекомендаций по их использованию в процессе разработки и эксплуатации веб-ресурса.

Ключевые слова: Open Source, прототип, веб-портал, тестирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 78–87

RESEARCH OF EXPERIMENTAL PROTOTYPE SYSTEM OF AN INTEGRATED ENVIRONMENT OF INFORMATION COOPERATION

M. N. Petrov[1], Zh. S. Abenova[2*], N. K. Nabiyev[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]JSC “National Company “Kazakhstan Gharysh Sapary”
89, Turan Str., National Space Centre, Astana, 010000, the Republic of Kazakhstan
[*]E-mail: Zhuza44@mail.ru

One of the pronounced trends in the development of IT-technology in the space industry of Kazakhstan is the use of the Open Source-tools in the projects for the integration of space industry and other sectors of the economy. Thus, the use of software with open source to develop a system of an integrated environment of information cooperation (IEIC) for project management in the aerospace industry that solves problems of informational character, saving the finance and accelerate workflows. Currently there is an issue regarding the information support in managing projects of varying complexity and trends in needs of the receipt of quality and timely information from the consumer and the manufacturer in 24 hours in a day independently of the geographical position of the subject. IEIC will allow more effectively control the current status of the project via web portal, improving the corporate governance system.

The main objective of the IEIC system application is to ensure access to a single platform for obtaining and sharing information from a variety of sources, centralized data storage, the ability to support the use of archive projects and catalyze knowledge independently of geographical location and time of day. This article describes the structure of the IEIC management system (IEIC MS) and a mathematical model of the user. The method of research of the experimental prototype of the IEIC is described, which is set to determine the tests and the preparation of test cases for checking performance of the basic functions, the correct input data and to test the stability of the negative input data user of IEIC. As a result of testing of the prototype of IEIC MS it was concluded about the need to use the results of work performed in practice in the design and integrated end-product research IEIC using Open Source technology and offer methods to improve security IEIC functioning of the system and recommendations for their use in the development and operation of the web resource.

Keywords: Open Source, prototype, web-portal, testing.

Введение. Сегодня одной из выраженных тенденций развития IT-технологий в космической отрасли Казахстана является использование Open Source инструментов в проектах интеграции космической промышленности и других сферах народного хозяйства [1]. К примеру, Национальное управление по воздухоплаванию и исследованию космического пространства США (NASA), начиная с 2012 года, рассматривает новую политику по использованию Open Source технологий в своих разработках [2]. Известно, что NASA поддерживает сайт code.nasa.gov, который является центральным репозиторием для Open Source разработок и публикует в открытом доступе на сервисе Github для Open Source пользователей научно-практические разработки [3].

Применение Open Source технологий является наиболее существенным нововведением в подходах создания системы информационной поддержки при управлении проектами в аэрокосмической отрасли, так как дает большие возможности, позволяя экономить финансы и ускорять рабочие процессы, в отличие от платных программных обеспечений (ПО), которые имеют закрытый доступ к исходному коду. Закрытый исходный код лишает возможности дорабатывать и подстраивать ПО под свои нужды. В свою очередь, открытый исходный код Open Source программ доступен для просмотра, изучения и изменения, что позволяет пользователю принять участие в доработке самой открытой программы, использовать код для создания новых программ и исправления в них ошибок [4; 5].

В настоящее время остро стоит вопрос об информационной поддержке при управлении проектами различной сложности и направления, в потребности получения качественной и своевременной информации от потребителя и производителя 24 часа в сутки независимо от географического положения субъекта. Поэтому создание интегрированной среды информационного взаимодействия (ИСИВ) поможет решить проблемы информационного характера, например, в космической отрасли. ИСИВ позволит наиболее эффективно контролировать текущее состояние проекта с помощью веб-портала, совершенствуя систему корпоративного управления. Основная цель применения веб-портала – это обеспечение доступа к единой платформе для получения и обмена информацией от различных источников, централизованное хранение данных, возможность поддержки использования архива проектов и накопления знаний независимо от географического положения и времени суток.

Разработка ИСИВ на основе веб-портала будет проходить в два этапа [6]:

– 1-й этап: разработка прототипа веб-портала ИСИВ с помощью специализированной системы управления контентом с открытым исходным кодом, а также предварительное испытание ИСИВ со стороны внутренних пользователей на виртуальной машине;

– 2-й этап: комплексное тестирование, публикация веб-портала ИСИВ в общий доступ и подготовка документов для пользования.

Разработка прототипа веб-портала ИСИВ – экспериментальная модель новой системы, которая даст возможность оценить на ранних стадиях разработку веб-ресурса и уменьшить риск несоответствия заданным требованиям. Прототип ИСИВ позволит прояснить и завершить процесс формулировки требований для создания конечного продукта.

На данный момент уже создан прототип ИСИВ на основе веб-портала с использованием Open Source технологий для космической отрасли Казахстана [6].

Определение. Для начала необходимо дать определение основным выражениям, которые будут встречаться в процессе описания метода исследования экспериментальной модели ИСИВ для проверки устойчивости к негативным входным данным.

Тестирование – это процесс исполнения программы с целью обнаружения ошибок [7]. По сути, тестирование представляет собой вид экспериментального исследования действующей системы.

Исследование экспериментальной модели или *альфа-тестирование* – предварительная стадия испытания программы или программного обеспечения, предназначенная для общей оценки будущего программного продукта и определения необходимости включения в него тех или иных свойств [8].

Комплексное тестирование или *бета-тестирование* – пробная эксплуатация программного продукта перед его выпуском на рынок. Уже прошедшая испытания в фирме-изготовителе предварительная версия программы [8].

Ручное тестирование – тестирование, в котором тест-кейсы выполняются человеком вручную без использования средств автоматизации [9].

Автоматизированное тестирование – набор техник, подходов и инструментальных средств, позволяющий исключить человека из выполнения некоторых задач в процессе тестирования [9].

Тест-кейс или *тестовый сценарий* – набор входных данных, условий выполнения и ожидаемых результатов, разработанный с целью проверки того или иного свойства или поведения программного средства [9].

Прототип – 1) предмет, на который переносится информация, полученная в результате изучения модели [10]; 2) программный продукт, который берется в качестве образца при разработке нового программного продукта [8].

CMS (от англ. Content Management System) – специализированная система управления контентом, которая отвечает за управление содержимым веб-ресурса и предоставляет удобный интерфейс для создания новых страниц, меню и для изменения дизайна сайта [11].

Сетевая модель OSI (от англ. Open Systems Interconnection Basic Reference Model) – модель взаимодействия открытых систем, модель стека сетевых протоколов OSI/ISO [12; 13].

Внешний пользователь – это субъект, заказывающий или использующий товары или услуги предприятия и имеющий возможность обмениваться информацией через веб-портал или напрямую с предприятием [14].

Внутренний пользователь – это субъект, выполняющий работы или оказывающий услуги, необходимые внешнему субъекту, при помощи находящейся в его распоряжении производственной системы. Также задает параметры функционирования СУ ИСИВ и обменивается информацией с клиентами, в том числе потенциальными [14].

Исходные данные для исследования экспериментального прототипа ИСИВ. Для удобства тестирования исходные данные прототипа веб-портала будут определены в двух частях: структура системы управления ИСИВ и математическая модель пользователя.

Структура СУ ИСИВ. Прототип системы ИСИВ развернут на локальном сервере с системой управления базой данных MySQL, который позволяет осуществлять разработку веб-портала, не выходя в Интернет. Система состоит из клиентской и административной частей [15].

Клиентская часть – это собственно веб-портал, который видит посетитель или зарегистрированный пользователь. Основные свойства клиентской части:

– главная страница имеет общий доступ, где будут отражены модуль входа в систему ИСИВ, информация о компании, последние новости компании и другие новости общего характера;

– другие страницы ИСИВ будут доступны в зависимости от прав доступа, а также способа участия в тех или иных проектах компании; к примеру, у менеджера проекта будет больше привилегий, чем у наблюдателя или члена рабочей команды проекта.

Отображение информации, доступ к персональным данным в клиентской части происходит за счет шаблона и модулей, которые выводятся в специальных заранее отведенных позициях шаблона. Шаблон – это совокупность файлов, используемых CMS для отображения информации и формирования внешнего вида веб-портала [6]. Отображение информации в заранее подготовленных позициях происходит за счет шаблона.

На рис. 1 показан общий шаблон прототипа веб-портала ИСИВ.

Математическую модель шаблона ИСИВ можно описать тремя наборами правил, определяющих форму отображения информации следующим образом:

$$Template=\{Code, Content, Function\},$$

где Code состоит из HTML, CSS, Javaccript; Content состоит из статей, информационных и служебных файлов СУ ИСИВ, комментариев и т. д.; Function – это множество модулей, которые отображают Content различным способом.

Административная часть – это панель управления веб-порталом, которая выполняет следующие действия: добавление, редактирование и удаление контента, анализ действий посетителей, модерация сообщений, обеспечение безопасности веб-портала и т. д.

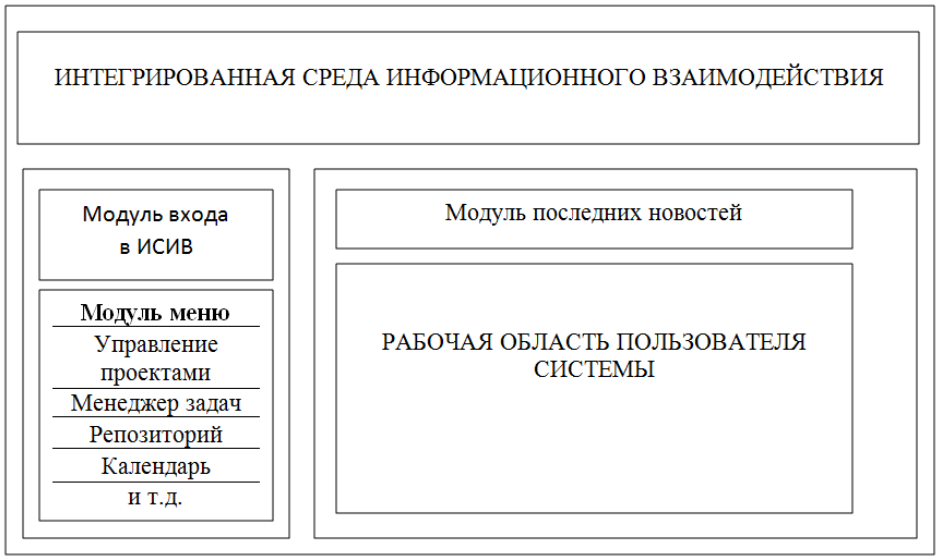


Рис. 1. Общий шаблон прототипа веб-портала ИСИВ

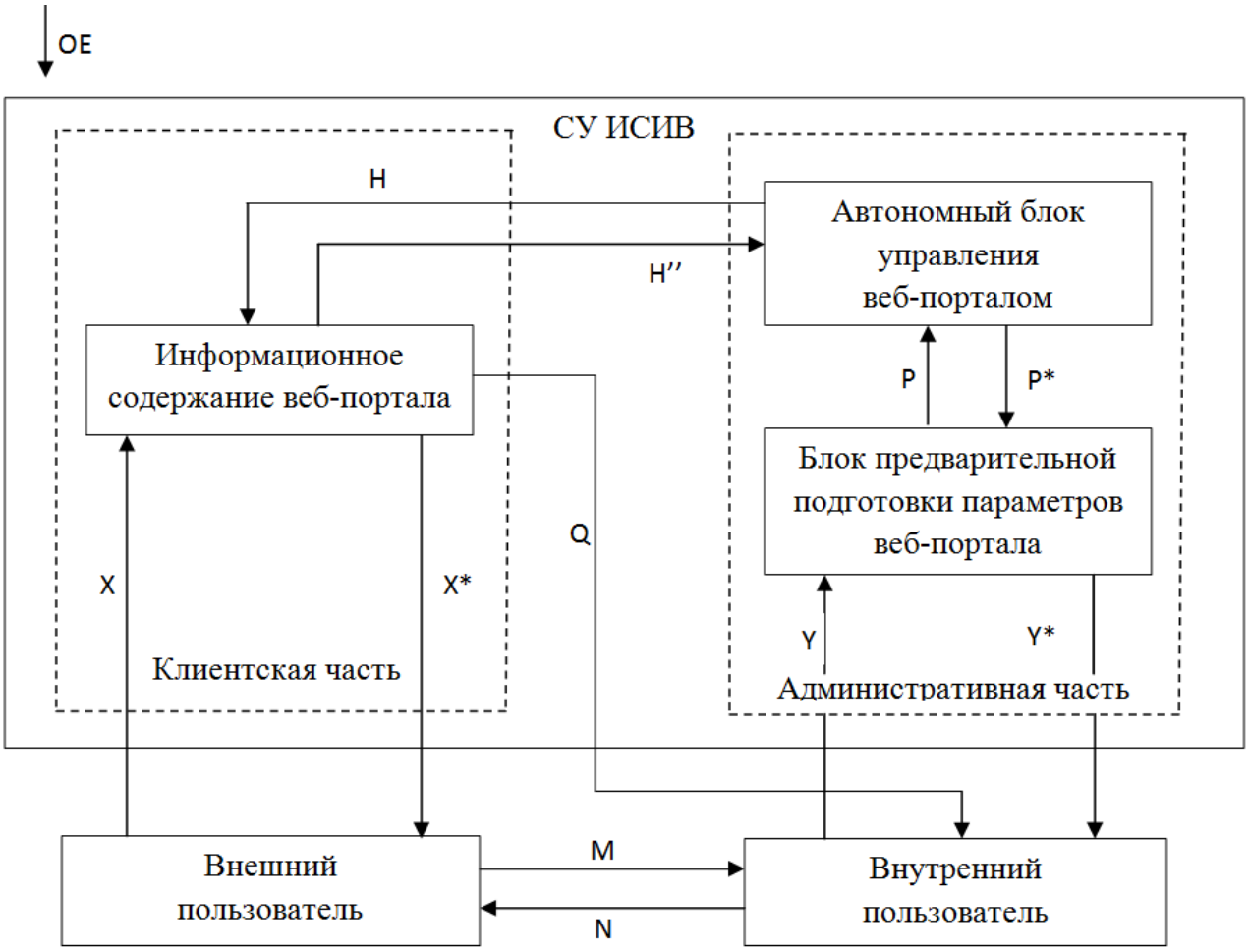


Рис. 2. Детальная структура СУ ИСИВ

Рис. 2 описывает административную панель, куда входят автономный блок управления (АБУ) и блок предварительной подготовки параметров (БППП) веб-портала [15].

БППП отвечает за функционирование веб-портала и состоит из различных расширений для формирования автономного блока управления веб-порталом.

В свою очередь, АБУ веб-порталом предназначен для поиска информации, регистрации, авторизации, экспорта и импорта информации с учетом прав доступа пользователей без участия БППП веб-портала. Взаимодействие внутренних и внешних пользователей с СУ ИСИВ описывается парами векторов {M,N}, {Y, Y*}, {X, X*}. Более детально структура СУ ИСИВ представлена на рис. 2, где H – вектор значений связи от АБУ к веб-порталу; H'' – вектор обратной связи от веб-портала к АБУ; P – вектор связи от БППП к АБУ; P* – вектор обратной связи от АБУ к БППП; OE (outside environment) – вектор значений воздействия внешнего окружения; X – вектор значений связи от внешнего пользователя к СУ ИСИВ; X* – вектор значений связи от СУ ИСИВ к внешнему пользователю; Y – вектор значений связи от внутреннего пользователя к СУ ИСИВ; Y* – вектор значений связи от СУ ИСИВ к внутреннему пользователю; Q – вектор значений факторов, влияющих на функционирование СУ ИСИВ (например, атаки злоумышленников, сбои в канале связи и т. д.); M и N – векторы значений прямого взаимодействия между внешними и внутренними пользователями.

Математическая модель пользователя. Из рис. 2 видно, что пользователи СУ ИСИВ делятся на множество пользователей административной панели IU = = $\{iu_1, iu_2, \ldots, iu_n\}$ и множество пользователей OU = = $\{ou_1, ou_2, \ldots, ou_m\}$ клиентской панели. Тогда взаимодействие пользователей в ИСИВ описывается следующей системой уравнений:

$$\mathrm{USER} = \begin{cases} \forall iu_n = \{idn_n, PD, insn_n, P \mid idn_n \in ID, insn_n \in INSn, P \in \{True, False\},\ PD = \emptyset, \\ \qquad idn_n = \emptyset\}, \\ \forall ou_m = \{idm_m, PD, insm_m, P \mid idm_m \in ID, insm_m \in INS_m,\ P \in \{True, False\}, \\ \qquad \forall ou_m \neq in_n\}, \end{cases} \quad (1)$$

где ID = {IDn, IDm} – множество идентификаторов доступа в систему, где IDn = {idn_1, idn_2, …, idn_n} – множество идентификаторов доступа в административную панель ИСИВ, IDm = {idm_1, idm_2, …, idm_m} – множество идентификаторов доступа в клиентскую часть ИСИВ; PD – персональные данные пользователей; INS = {INSn, INSm} – множество инструкций, определяющих ограничение доступа и роль пользователя ИСИВ, где INSn = {$insn_1$, $insn_2$, …, $insn_n$} описывает инструкции для административной части СУ ИСИВ, INSm = {$insm_1$, $insm_2$, …, $insm_m$} описывает инструкции для клиентской части ИСИВ; P – параметр, определяющий текущее состояние пользователя (например, блокирован пользователь или нет).

Так, согласно системе уравнений (1) пользователь, не прошедший аутентификацию, также может просматривать информационный материал и обращаться через обратную связь к сотрудникам системы ИСИВ. Однако следует учесть, что есть вероятность того, что один и тот же пользователь может относиться как к множеству OU = {ou_1, ou_2, …, ou_m}, так и к множеству IU = {iu_1, iu_2, …, iu_n} одновременно.

Система уравнений (1) поможет более детально распределить по уровню доступа пользователей на категории с точки зрения безопасности функционирования СУ ИСИВ.

Описание метода исследования экспериментальной модели ИСИВ. Альфа-тестирование прототипа ИСИВ будет проводиться ручным методом и заключается в поиске дефектов в работе прототипа ИСИВ. Ручное тестирование позволяет проверить функционирование всех компонентов системы глазами пользователя. Необходимо отметить, что при ручном тестировании имеется полный доступ к исходному коду и ко всем функциям системы ИСИВ [16; 17].

Основная цель альфа-тестирования прототипа ИСИВ – это определить тесты, которые предназначены для проверки выполнения основных функций, правильных входных данных, интерфейса системы, тесты для проверки устойчивости к негативным входным данным и проверки устойчивости ИСИВ к ошибкам пользователя.

Для достижения цели альфа-тестирования нужно решить следующие задачи:

1. Описать роль пользователя и правила доступа, описывающие возможность выполнения определенных действий в системе ИСИВ.
2. Составить графическое представление процесса взаимодействия внутренних и внешних пользователей с административной и клиентской панелями СУ ИСИВ.
3. Составить тестовые сценарии, которые описывают последовательность направленных действий на проверку функционала СУ ИСИВ.
4. Анализ результатов альфа-тестирования СУ ИСИВ.

Исследование функционирования прототипа ИСИВ поможет определить варианты решения проблемы реализации СУ ИСИВ, разработанной с использованием Open Source технологий. По итогам тестирования прототипа СУ ИСИВ будут сделаны выводы о существенных уязвимостях веб-ресурса, которые помогут в будущем сформировать рекомендации для дальнейшего направления развития экспериментальной модели ИСИВ и внедрения ее в космическую отрасль.

Исследование экспериментальной модели ИСИВ и его результаты. Прототип системы ИСИВ развернут на локальном диске с использованием веб-сервера Apache, интерпретатора PHP и базы данных MySQL под управлением операционной системы Windows, которая позволяет имитировать работу веб-портала без выхода в Интернет. Для администрирования СУБД MySQL используется панель phpMyAdmin. На рис. 3 показана рабочая область клиентской и административной панелей ИСИВ.

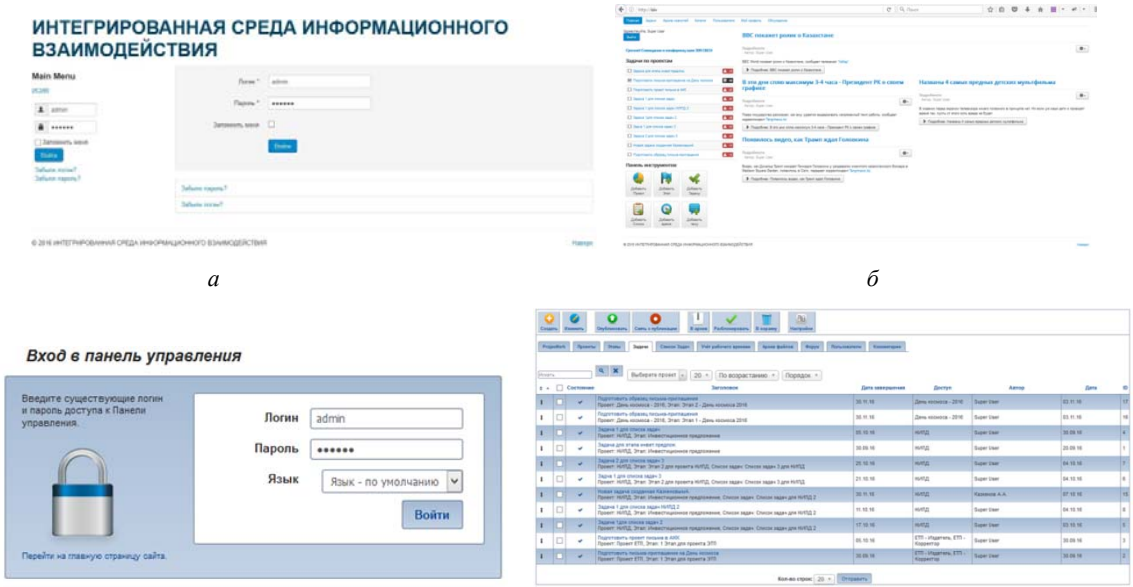


Рис. 3. Рабочая область клиентской и административной панелей ИСИВ:
а – начальная страница в клиентскую панель; *б* – рабочая область в клиентской панели;
в – начальная страница в административную панель; *г* – рабочая область в административной панели

Как отмечалось выше, для исследования функционирования системы ИСИВ нужно решить следующие задачи:

1) описать роль пользователя и правила доступа, описывающие возможность выполнения определенных действий в системе ИСИВ;

2) составить графическое представление процесса взаимодействия внутренних и внешних пользователей с административной и клиентской панелями СУ ИСИВ;

3) составить тестовые сценарии, которые описывают последовательность направленных действий на проверку функционала СУ ИСИВ;

4) анализ результатов альфа-тестирования СУ ИСИВ.

1. На портале виртуально имитируются работы по трем проектам с искусственно созданными участниками проектов. Согласно системе уравнений (1) пользователи ИСИВ имеют разграниченные права доступа в клиентскую и административную панели. Необходимо отметить, что некоторые пользователи имеют возможность входить в несколько проектов с разными уровнями доступа. В процессе жизненного цикла количество пользователей и доступы в СУ ИСИВ динамически меняются, но множества ID = {IDn, IDm} и PD для каждого пользователя фиксированы и не могут совпадать друг с другом, т. е.:

$$\mathrm{User}_1[\mathrm{ID}, \mathrm{PD}] \neq \mathrm{User}_2[\mathrm{ID}, \mathrm{PD}].$$

Правило доступа – это инструкции, описывающие возможность выполнения определенных действий в системе. User_i [INS] > 1, $i \in \mathrm{N}$, т. е. если у пользователя расширены доступ и роль, то это описывается несколькими инструкциями.

Так, внешних и внутренних пользователей можно описать следующими системами уравнений:

$$\mathrm{OU} = \begin{bmatrix} \mathrm{ou}_1 = \left\{\mathrm{idm}_1 = \emptyset, \mathrm{PD} = \emptyset, \mathrm{insm}_1 \neq \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_1 \neq \mathrm{iu}_n\right\}, \\ \mathrm{ou}_2 = \left\{\mathrm{ou}_1 \subset \mathrm{ou}_2, \mathrm{idm}_2 \neq \emptyset, \mathrm{PD} = \emptyset, \mathrm{insm}_2 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_2 \neq \mathrm{iu}_n\right\}, \\ \mathrm{ou}_3 = \left\{\mathrm{ou}_2 \subset \mathrm{ou}_3, \mathrm{idm}_3 \neq \emptyset, \mathrm{PD} = \emptyset, \mathrm{insm}_3 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_3 \neq \mathrm{iu}_n\right\}, \\ \mathrm{ou}_4 = \left\{\mathrm{ou}_3 \subset \mathrm{ou}_4, \mathrm{idm}_4 \neq \emptyset, \mathrm{PD} = \emptyset, \mathrm{insm}_4 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_4 \neq \mathrm{iu}_n\right\}, \\ \mathrm{ou}_5 = \left\{\mathrm{ou}_4 \subset \mathrm{ou}_5, \mathrm{idm}_5 \neq \emptyset, \mathrm{PD} = \emptyset, \mathrm{insm}_5 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_5 \neq \mathrm{iu}_n\right\}, \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathrm{IU} = \begin{bmatrix} \mathrm{iu}_1 = \left\{\mathrm{ou}_5 \subset \mathrm{iu}_1, \mathrm{idn}_1 \neq \emptyset, \mathrm{PD} \neq \emptyset, \mathrm{insn}_1 = \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{ou}_5 = \mathrm{in}_1\right\}, \\ \mathrm{iu}_2 = \left\{\mathrm{iu}_1 \subset \mathrm{iu}_2, \mathrm{idn}_2 \neq \emptyset, \mathrm{PD} \neq \emptyset, \mathrm{insn}_2 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{iu}_1 = \mathrm{in}_2\right\}, \\ \mathrm{iu}_3 = \left\{\mathrm{iu}_2 \subset \mathrm{iu}_3, \mathrm{idn}_3 \neq \emptyset, \mathrm{PD} \neq \emptyset, \mathrm{insn}_3 \in \mathrm{INS}, \mathrm{P} \middle| \mathrm{P} \in \{\mathrm{True}, \mathrm{False}\}, \forall \mathrm{iu}_5 = \mathrm{in}_3\right\}. \end{bmatrix} \quad (3)$$

Тогда с помощью таблицы можно вкратце показать правила доступа внешних и внутренних пользователей для выполнения определенных действий в системе ИСИВ.

Системы уравнений (2) и (3), которые описывают роль пользователя и правила доступа в СУ ИСИВ, помогут составить графическое представление процесса взаимодействия внутренних и внешних пользователей с административной и клиентской панелями в СУ ИСИВ.

2. Графический способ представления процесса взаимодействия внутренних и внешних пользователей с административной и клиентской панелями СУ ИСИВ позволит определить основные виды тестирования для поиска дефектов функционирования и оценки работоспособности прототипа уже на этапе разработки системы ИСИВ. Так, на рис. 4 видно, что СУ ИСИВ можно разбить на три крупных блока: блок аутентификации пользователей, блок клиентской панели и блок административной панели. Перед началом работы в системе ИСИВ пользователю необходимо пройти аутентификацию независимо от прав доступа, иначе можно только просматривать общедоступный информационный ресурс без доступа в рабочую область веб-ресурса ИСИВ. Если пользователь прошел аутентификацию и система ИСИВ его идентифицировала, то ему открывается доступ в рабочую область административной или клиентской панелей в зависимости от прав доступа к веб-ресурсу.

Взаимодействие клиентской и административной панелей происходит за счет модулей АБУ и БППП, которые предварительно настраиваются внутренними пользователями.

Связь внутренних пользователей с внешними пользователями происходит путем обмена информацией через вектор Q. Также вектор Q позволяет проводить анализ сетевого трафика и поисковой оптимизации, изучать параметры количества посещаемости, определения наиболее востребованных продукций/ услуг и т. п. Сотрудник компании (внутренний пользователь) в БППП задает параметры функционирования веб-портала, которые преобразуются в вектор PP* для передачи полученных данных в АБУ. Далее АБУ формирует векторы H и H* для управления и контроля за веб-порталом и административной панелью ИСИВ.

Инструкции доступа внешних и внутренних пользователей в СУ ИСИВ

Подмножества ou_m/iu_n	Инструкции доступа пользователей	Дополнительные возможности
ou_1	1. Отсутствие персональных данных и идентификатора доступа 2. Минимальные права доступа	1. Открытие главной страницы портала и возможность просмотра общедоступного информационного ресурса, если предусмотрено для незарегистрированных пользователей 2. Доступ в административную панель закрыт
ou_2	1. Привилегии пользователей группы ou_1 2. Вход на портал с помощью логин-формы, наличие персональных данных, есть доступ к дополнительной информации, если разрешено группой администраторов 3. Отсутствие прав редактировать, публиковать или добавлять любой контент	1. Только просмотр контентов, доступных для пользователей, прошедших аутентификацию 2. Доступ в административную панель закрыт
ou_3	1. Привилегии пользователей группы ou_2 2. Создание собственных статей 3. Редактирование собственных статей 4. Просмотр специального контента	1. Отсутствие прав публиковать статьи на портале 2. Отсутствие прав редактировать чужой контент 3. Отсутствие прав просмотра неопубликованных статей 4. Доступ в административную панель закрыт
ou_4	1. Привилегии пользователей группы ou_3 2. Наличие прав просмотра неопубликованных статей 3. Редактирование/удаление всех статей, в том числе опубликованных	1. Отсутствие прав публиковать статьи на портале 2. Доступ в административную панель закрыт
ou_5	1. Привилегии пользователей группы ou_4 2. Наличие прав публиковать статьи на портале	Доступ в административную панель закрыт
iu_1	1. Привилегии пользователей группы ou_5 2. Наличие доступа в административную панель для управления контентом на портале 3. Наличие прав к настройкам, компонентам, указанным главным администратором	1. Отсутствие прав для редактирования других пользователей 2. Отсутствие прав установки расширений
iu_2	1. Привилегии пользователей группы iu_1 2. Наличие прав создавать новых пользователей 3. Наличие прав установки расширений	1. Отсутствие прав добавлять и редактировать пользователей группы «суперадминистратор» 2. Отсутствие прав входить в раздел глобальных настроек 3. Отсутствие прав осуществлять массовую рассылку 4. Отсутствие прав изменять/добавлять шаблоны и языковые файлы
iu_3	1. Привилегии пользователей группы iu_2 2. Наличие прав добавлять и редактировать пользователей группы главного администратора 3. Наличие прав входить в раздел глобальных настроек 4. Наличие прав осуществлять массовую рассылку 5. Наличие прав изменять/добавлять шаблоны и языковые файлы	Наличие прав проводить техническое обслуживание всей системы ИСИВ

3. Как отмечалось выше, СУ ИСИВ состоит из трех блоков. Поэтому тестироваться будут блок аутентификации пользователей, блок клиентской панели и блок административной панели. Согласно рис. 4 для проверки работоспособности всех компонентов прототипа ИСИВ составлены тестовые сценарии для следующих видов тестирования:

– тестирование контроля доступа и аутентификации;

– тестирование структуры клиентской и административной панелей;

– функциональное тестирование;

– тестирование интерфейса пользователя;

– тестирование безопасности.

Так, тестирование контроля доступа и аутентификации определяет проблемы, связанные с несанкционированным доступом пользователей к информационному ресурсу и функциям ИСИВ, а также тестирует конфигурацию ролевых моделей пользователей. Тестирование структуры системы ИСИВ нужно для того, чтобы проверить работу и взаимодействие пользователей между собой и между панелями и общее поведение пользователей в системе. Функциональное тестирование заключается в проверке всех обязательных функций веб-портала, проверке поисковой формы, гиперссылок, поиске нерабочих ссылок. Единый стиль оформления интерфейса веб-ресурса ИСИВ проверяет тестирование интерфейса пользователя. Тестирование безопасности необходимо для поиска уязвимостей в клиентской и административной панелях, выявления возможности обхода системы аутентификации веб-портала, проверки на SQL-инъекции.

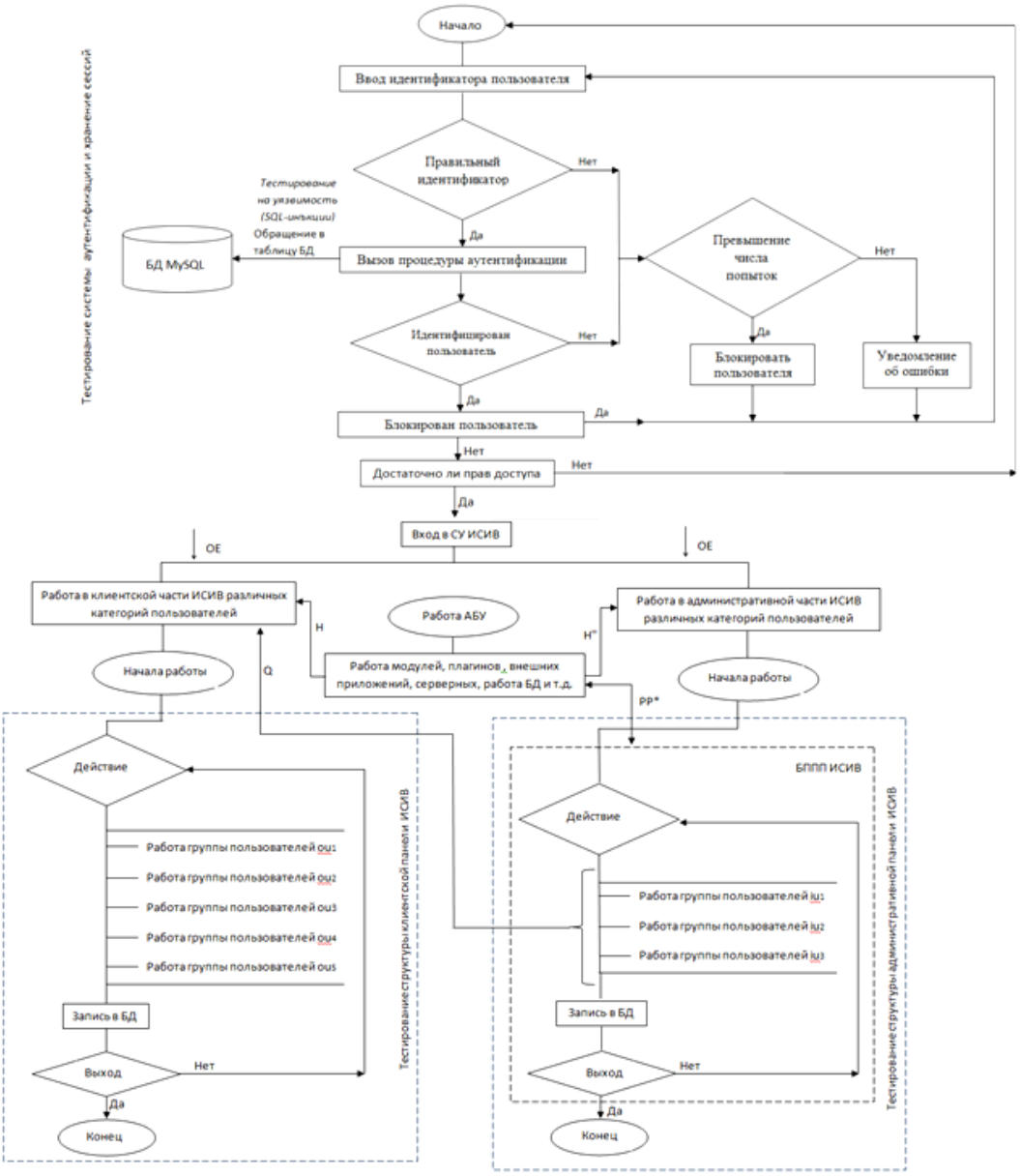


Рис. 4. Взаимодействие пользователей СУ ИСИВ

4. В итоге, составлены более 20-ти тестовых сценариев, которые описывают последовательность направленных действий на проверку функционала СУ ИСИВ. Результаты исследования выявили следующие виды грубых уязвимостей в прототипе ИСИВ, которыми могут воспользоваться злоумышленники. Во-первых, при тестировании контроля доступа и аутентификации выявлено прямое обращение к функционалу системы ИСИВ. Другими словами, некоторые разделы рабочей области, доступ к которым разрешен только для зарегистрированных пользователей, можно открыть по прямой ссылке без авторизации, зная прямую ссылку на данный раздел. Во-вторых, при тестировании безопасности веб-ресурса было определено, что можно легко идентифицировать программное обеспечение, его версию и обновление. Такой дефект системы не опасен, но ее можно использовать для поиска уязвимостей в системе ИСИВ. И наконец, тестовые сценария определили уязвимости, связанные с ошибками администрирования. Среди них описывается полный путь к папкам и директориям модулей и компонентов, незащищенный доступ в БД MySQL, id главного администратора легко определяется. Также отсутствует фильтрация запросов для защиты протокола верхнего уровня сетевой модели OSI, который обеспечивает взаимодействие сети и пользователя прототипа ИСИВ, что обеспечит подмену или модификацию запроса для использования различных видов атак и взломов.

Заключение. В ходе выполнения работы был изучен процесс ручного тестирования прототипа ИСИВ, разработанного на Open Source технологиях. Были описаны роль пользователя и правила доступа пользователей, составлены графический способ представления процесса взаимодействия внутренних и внешних пользователей прототипа ИСИВ. Изучены способы создания и применения тестовых сценариев для исследования экспериментального прототипа системы

ИСИВ, которые помогли рассмотреть большинство видов дефектов в прототипе ИСИВ, причины возникновения и способы их отслеживания.

Проведенный анализ исследования экспериментальной модели ИСИВ позволяет сделать следующие работы:

– прояснить и завершить процесс формулировки требований к системе, оптимизировать удобства работы пользователей в СУ ИСИВ;

– использовать разработанные тестовые сценарии для автоматизированного тестирования, что обеспечит ускорение регрессионного тестирования и ускорение время прохождения тестов на выявление дефектов в СУ ИСИВ;

– использовать результаты выполненных работ в практике при разработке и комплексном исследовании конечного продукта ИСИВ с использованием Open Source технологий;

– предложить методы и рекомендации по повышению уровня безопасности функционирования веб-ресурса ИСИВ.

Библиографические ссылки

1. Разработка геоприложений на Open Source решениях: мастер-класс // Дни космоса в Казахстане – 2016 : междунар. семинар (21–22 нояб. 2016, г. Астана) / АО «Национальная компания «Казахстан Гарыш Сапары» при поддержке Министерства оборонной и аэрокосмической промышленности РК.

2. NASA Open Source Development [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/open/open-source-development.html (дата обращения: 20.12.2016).

3. Сервис для Open Source пользователей научно-практических разработок от NASA [Электронный ресурс] // NASA Open Source Software Projects. URL: https://code.nasa.gov (дата обращения: 20.12.2016).

4. Гореткина Е. Open Source в России: развитие через преодоление [Электронный ресурс]. URL: https://www.pcweek.ru/foss/article/detail.php?ID=174359 (дата обращения: 20.12.2016).

5. Колесов А. OpenStack бросает вызов поставщикам коммерческих облаков [Электронный ресурс] // PC Week/RE 2012. № 9 (794). URL: https://www.pcweek.ru/its/article/detail.php?ID=138052 (дата обращения: 20.12.2016).

6. Петров М. Н., Абенова Ж. С., Набиев Н. К. Прототипирование интегрированной среды информационного взаимодействия в космической отрасли // Решетневские чтения : материалы XX юбилейной Междунар. науч. конф. (09–12 нояб. 2016, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. С. 228–231.

7. Степанченко И. В. Методы тестирования программного обеспечения / ВолгГТУ. Волгоград, 2006. С. 8–31.

8. Дорот В. Л., Новиков Ф. А. Толковый словарь современной компьютерной лексики. 3-е изд., перераб. и доп. СПб. : БХВ-Петербург, 2004. С. 89–608.

9. Куликов С. С. Тестирование программного обеспечения. Базовый курс : практ. пособие. Минск : Четыре четверти, 2015. С. 70–115.

10. Кондаков Н. И. Логический словарь-справочник. 2-е изд. испр. и доп. М. : Наука, 1975. 495 с.

11. Колисниченко Д. Н. Выбираем лучший бесплатный движок для сайта. CMS Joomla! и Drupal. СПб. : Изд-во БХВ-Петербург, 2010. С. 8–18.

12. ГОСТ Р ИСО/МЭК 7498-1–99. Информационная технология. Взаимосвязь открытых систем. Базовая эталонная модель. Издание официальное. М. : Госстандарт России. С. 9–31.

13. Network Protocols Handbook. 2nd Ed. Javvin Technologies, Inc., 2005. С. 1–4.

14. Воройский Ф. С. Информатика. Энциклопедический систематизированный словарь-справочник: Введение в современные информационные и телекоммуникационные технологии в терминах и фактах. М. : Физматлит, 2006. С. 139.

15. Петров М. Н., Абенова Ж. С., Набиев Н. К. Модель интегрированной среды информационного взаимодействия // Фундаментальные исследования. 2016. № 10, (Ч. 2). С. 322–326.

16. Рекс Блэк. Ключевые процессы тестирования. Планирование, подготовка, проведение, совершенствование : пер. с англ. М. : Лори. 2006. С. 65–96.

17. Bleakley C., Collyer K., Scoiler J. L. Best practices for systems and software development. An introduction to IBM Rational Solutions for Systems and Software. [Электронный ресурс]. 2013. URL: http://www.ibm.com/developerworks/rational/library/systems-software-lifecycle-development/systems-software-lifecycle-development-pdf.pdf (дата обращения: 20.12.2016).

References

1. Master Class “Development of geo-applications on OpenSource-solutions” in the framework of the International Seminar “Days of space in Kazakhstan – 2016” in Astana. *November 21–22, 2016 conducted by JSC “National Company “Kazakhstan Garysh Sapary” with the support of the Ministry of Defense and the aerospace industry of the Republic of Kazakhstan.*

2. NASA Open Source Development. *National Aeronautics and space administration*. Available at: https://www.nasa.gov/open/open-source-development.html (accessed: 20.12.2016).

3. Service for open source-users of scientific and practical developments from NASA. *NASA Open Source Software Projects*. Available at: https://code.nasa.gov (accessed: 20.12.2016).

4. Goretkina E. *Open Source v Rossii: razvitie cherez preodolenie* [Open Source in Russia: development through overcoming]. (In Russ.). Available at: https://www.pcweek.ru/foss/article/detail.php?ID=174359 (accessed: 20.12.2016).

5. Kolesov A. *OpenStack brosaet vyzov postavshchikam kommercheskikh oblakov.* [OpenStack is challenging to suppliers of commercial clouds]. PC Week/RE № 9 (794) April 10, 2012. (In Russ.). Available at: https://www.pcweek.ru/its/article/detail.php?ID=138052 (accessed: 20.12.2016).

6. Petrov M. N., Abenova Zh. S., Nabiev N. K. [Prototyping of an integrated environment of information cooperation]. *Materialy XX Mezhdunar. nauch. konf.*

"*Reshetnevskie chteniya"* [Proc. of XX Intern.Scientific. Conf "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2016, Vol. 2, P. 228–231 (In Russ.).

7. Stepanchenko I. V. *Metody testirovaniya programmnogo obespecheniya* [Testing methods of software]. Volgograd, VolgGTU Publ., 2006, P. 8–31.

8. Dorot V. L., Novikov F. A. *Tolkovyy slovar' sovremennoy komp'yuternoy leksiki* [The explanatory Dictionary of the modern computer language]. St.Petersburg, BHV-Petersburg Publ., 2004, P. 89–608.

9. Kulikov S. S. *Testirovanie programmnogo obespecheniya* [Software Testing]. Minsk, Chetyre chetverti Publ., 2015, P. 70–115.

10. Kondakov N. I. *Logicheskiy slovar'-spravochnik* [The logical dictionary-reference book. The second revised and updated]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 495 p.

11. Kolisnichenko D. N. *Vybiraem luchshiy besplatnyy dvizhok dlya sayta. CMS Joomla! i Drupal* [Choosing the best free engine for the site. CMS Joomla! and Drupal]. St.Petersburg, BHV-Petersburg Publ., 2010, P. 8–18.

12. *GOST R ISO/MEK 7498-1–99. Informatsionnaya tekhnologiya. Vzaimosvyaz' otkrytykh sistem. Bazovaya etalonnaya model'. Izdanie ofitsial'noe* [State Standard R ISO/MEK 7498-1–99. Information technology. Open Systems Interconnection. Basic Reference Model. official publication]. Moscow, Gosstandart Rossii Publ., P. 9–31.

13. Network Protocols Handbook. 2nd Edition. Javvin Technologies, Inc., 2005, P. 1–4.

14. Voroyskiy F. S. *Informatika. Entsiklopedicheskiy sistematizirovannyy slovar'-spravochnik: vvedenie v sovremennye informatsionnye i telekommunikatsionnye tekhnologii v terminakh i faktakh* [Computer science. The Systematic Encyclopedic Dictionary Directory: the introduction of modern information and communication technology in of terms and facts]. Moscow. Fizmatlit Publ., 2006, 139 p.

15. Petrov M. N., Abenova Zh. S., Nabiev N. K. [Model of an integrated environment of information cooperation]. *Fundamental'nye issledovaniya. Tekhnicheskie nauki*. 2016, No. 10 (2), P. 322–326 (In Russ.).

16. Reks Bljek. *Klyuchevye protsessy testirovaniya. Planirovanie, podgotovka, provedenie, sovershenstvovanie* [Key processes testing. Planning, preparation, holding, improvement]. Moscow, Lori Publ., 2006, P. 65–96.

17. Bleakley C., Collyer K., Scoiler J. L. Best practices for systems and software development. *An introduction to IBM Rational Solutions for Systems and Software.* 2013. Available at: http://www.ibm.com/developerworks/rational/library/systems-software-lifecycle-development/systems-software-lifecycle-development-pdf.pdf (accessed: 20.12.2016).

© Петров М. Н., Абенова Ж. С., Набиев Н. К., 2017

UDC 517.958:52/59

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 88–92

MATHEMATICAL MODEL OF OIL PRICE FORMING ADJUSTED FOR TIGHT OIL FACTOR

K. V. Safonov*, A. S. Yushkov, L. I. Lytkina

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

This article deals with the development of the mathematical model of oil price forming. To develop a proper mathematical model the methodological principles are defined: three axioms that establish specific properties of oil as a commodity including tight oil. Among the factors of oil pricing the major factor was selected, the dominant factor is an imbalance of supply and demand for oil in the world market. The principles of the mathematical model are presented in three theorems. The first one assumes that for any excess of supply over demand, the price of oil tends to zero, i. e., for a sufficiently large number of auctions it is below any given level. The second theorem states that, in the case of the excess of demand over supply price of oil tends to infinity (a finite number of sessions exceeds any given level), in case of the dominance of the imbalance. The third theorem asserts that the most probable forecast implied by the hypothesis that the mathematical model is accurate is a longstanding process of price auto-fluctuations in so called the tight oil range.

Keywords: mathematical model of price forming, dominant factor in pricing, supply and demand imbalance, price auto-fluctuation process.

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 88–92

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФОРМИРОВАНИЯ ЦЕНЫ НА НЕФТЬ С УЧЕТОМ ФАКТОРА СЛАНЦЕВОЙ НЕФТИ

К. В. Сафонов*, А. С. Юшков, Л. И. Лыткина

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

Разработана математическая модель формирования цены на нефть. Для построения такой математической модели определены методологические основания: три аксиомы, устанавливающие специфические свойства нефти как товара, в том числе сланцевой нефти. Среди факторов ценообразования нефти выбран первостепенный, доминирующий фактор – дисбаланс предложения и спроса на нефть на мировом рынке. Основа математической модели представлена в трёх теоремах. Первая утверждает, что при любом превышении предложения над спросом цена нефти стремится к нулю, т. е. за достаточно большое количество аукционов становится ниже любого заданного уровня. Вторая теорема утверждает, что при условии превышения спроса над предложением цена нефти стремится к бесконечности (за конечное число сессий превысит любой заданный уровень) при условии доминирования дисбаланса. Третья теорема утверждает, что наиболее вероятным прогнозом, вытекающим из гипотезы о том, что построенная математическая модель верна, является длительный процесс автоколебаний цены в так называемом сланцевом диапазоне.

Ключевые слова: математическая модель формирования цены, доминирующий фактор ценообразования, дисбаланс предложения и спроса, процесс автоколебаний цены.

Introduction. The aim of this paper is to improve the mathematical model of oil price forming that was first developed in paper [1]. The improved model accounts for tight oil phenomenon, which role has recently grown, and gives answer to the three questions: why oil price has fallen more than by half since 2014, why the price drop ceased being changed to price movement which still takes place and what the price will be in the foreseeable future. The answers to the questions are stated in the final part of the article.

It should be noted that since the autumn of 2014, when the oil price fall became obvious, experts have been forecasting a “fair” price which will steady the market [2–11], however, no reliable forecasts have been made yet. Moreover, not all the experts realize the current state of affairs.

Thus, most people think that if oil supply exceeds demand by 5 %, the tender price is to be reduced by 5 % and a new price making 95 % of the previous one will steady the market. Of course it is not so: in paper [1] it has been pointed out that 5 % excess of supply will lead to longtime sequential multiple-stage markdown, therefore theoretically it may make 5 % of the starting price being decreased by 20 times! However, the comprehension of this situation is not sufficient for oil price forecasting.

The lack of reliable forecasts can be accounted for the fact that at the present time there is no comprehensive oil price behaviour model suitable for the events of the past two years. The aim of this article is to develop and to analyse the integrated model of oil price forming adjusted for tight oil factor which is not entirely taken into consideration in paper [1], as its influence on price forming became evident later.

To develop the mathematical (logical-economical) model we use simple mathematical regularities but what we actually rely on is the solid methodological basis in the form of safe axiomatic method of theory construction.

Improvement of mathematical model of oil price forming adjusted for tight oil factor. In the process of mathematical modeling of any phenomenon its local mathematical theory is actually created. Axiomatic method of theory construction has historically proved itself effective.

It should be noted that mathematical model method is a general-purpose and powerful instrument of human perception, especially efficacious in the cases when experiment conduction is impossible [12]. Mathematical model development implies a certain simplification of a complex phenomenon, its particular idealization basing on the identification of major factors which characterize the evolvement of the phenomenon and on neglecting minor, less important factors [13–16].

Mathematical modeling normally includes the following range of stages:

– development of the mathematical model of the phenomenon based on its simplification, identification of dominant factors which cause this phenomenon;

– exploration of the model by means of mathematical methods, gaining the information which describes the further evolvement of the phenomenon;

– comparing of the theoretically forecast model response with what will actually occur;

– specification and correcting of the mathematical model in case there is a difference between theoretical and practical aspects;

– exploration of the specified model, description of its response;

– repeated correcting of the mathematical model basing on the comparison of theory and practice etc.

It is the comparison between the primary mathematical model and real experience that showed that tight oil factor determining price development was not fully clarified which lead to the necessity of improving the mathematical model developed in paper [1], which will be done as follows.

In respect to oil price, axiomatic method is about obtaining logically adjusted consequences of oil price forming process from fundamental properties of oil as a commodity. Thus, the mathematical model can be called logical-economical as well.

In our opinion, initial fundamental properties of oil as a commodity are described by the following three statements which are practically proven and play the role of axioms:

– oil is a commodity with the price determined at auction sellings on several fixed venues and is not directly related to its cost as a measure of abstract labor invested and to the market price of other commodities which, unlike oil price, are determined by multiple market transactions (A1);

– unlike many other commodities, oil has a specific property; oil price markdown does not trigger increase in demand determined by the economy state of the demander; certain increase in demand is possible only for oil reservation purposes, but not to be used as intended (A2);

– tight oil differs from “regular” oil in significantly larger extraction prime cost and in case oil price nears this level from below, tight oil extraction may be ceased or resumed quickly (A3).

Indeed, if average regular oil prime cost equals several US dollars, then tight oil prime cost lies within the range of $ 35–55 what we will call the *tight oil range*.

It has the following properties. When market price lies beyond the range, tight oil is economically indistinguishable from regular oil; at the price above $ 55 tight oil extraction is close to the maximum rate, at the price below $ 35 it is almost ceased. If the oil price lies in the tight oil range, its manufacturers reduce or increase the extraction depending on the expenses, thereafter, tight oil market supply changes between the maximum and minimum.

Mathematical modeling provides simplification of the object basing on its dominant properties. We consider *the dominant price forming factor to be steady excess of supply over demand initially formed by the middle of 2014, mainly by means of tight oil extraction increase*.

Basing on the axioms and the dominant factor, we obtain the mathematical model of oil price forming in the form of the following three theorems.

Theorem 1. If oil market supply exceeds demand for any arbitrarily small value $\Delta_1 > 0$, realized by market participants, and the current oil price exceeds tight oil range, in the process of repeated auction selling oil price falls tending to the upper limit of the tight oil range.

Indeed, if it were not for tight oil phenomenon, the price would tend to zero, i.e. in finite number of steps becoming lower than any predefined level. Approaching tight oil range from above halts the fall.

Theorem 2. If oil market demand exceeds supply for any value $\Delta_2 > 0$, realized by market participants, and the current oil price exceeds tight oil range, in the process of repeated auction selling oil price tends to infinity, i. e. in finite (sufficiently large) number of steps it will exceed any predefined level becoming nonproportionally high in relation to the cost of other commodities.

The situation when the current price lies below the tight oil range which is not covered by theorems 1 and 2 is also clear: tight oil is not extracted and oil price either increases or falls depending on supply and demand equilibrium.

Finally, the situation when the current oil price is within the tight oil range is described by the following theorem.

Theorem 3. If the current oil price lies within the tight oil range, then periodic sine wave fluctuations occur in this range in several months' span which is required for tight oil branch to react to price change; in this process oil price is regulated automatically, i. e. on its own accord, auto-fluctuating, according to scientific terminology.

Of course, the mathematical model describes the process approximately, as a trend, which is the result of the simplification of the case and the detection of the dominant factor. Multiple trend departures are caused by auction participants' changeable understanding of supply and demand balance which is influenced by a number of dynamic factors.

We point out that paper [1] contains the primary mathematical model of oil price forming which does not take the tight oil factor into account. It does not have either axiom 3 or, consequently, theorem 3 which is of crucial significance for describing oil price behavior.

The represented theorems can be proved with a certain level of rigor. The theorem 1 proof has the following main point. The hypothesis of the theorem has it that tight oil extraction is at the peak level and does not change. As supply exceeds demand, the seller is ready to bring the price down at the auction by a certain amount, for example $ 0.5, to make the offer more attractive comparing to the others. Determining oil price at the next stage of the auction (A1), the participants will see that the demand has not grown (A2) and is still $\Delta_1 > 0$, which encourages the sellers to reduce the price by $ 0.5 again. After a finite number of stages the oil price will approach the upper limit of the tight oil range (if there were no range, the price would tend to zero). Theorem 2 is proven likewise.

The theorem 3 proof has the following main point. If the current price, gradually falling, gets into the tight oil range, tight oil branch quickly reacts in oil extraction decrease (A3). This case shifts supply and demand balance, and the situation turns from the hypothesis of theorem 1 to the hypothesis of theorem 2: the price starts to grow encouraging quick resuming of tight oil extraction. Therefore, the market assigns it to the forthcoming excess of supply over demand which triggers a new price fall period. There appears a periodic process of sine wave auto-fluctuations in the range $ 35–55 lasting for several months which take tight oil branch to react.

We lay emphasis on the fact that the price behaviour, described by theorems 1–3, is caused by the results of auctions indicating no abstract labour measure. If milk price were determined in the same way, it would change.

Analysis of the improved mathematical model. The analysis of the improved mathematical model shows that, relating to the current state of events, the price forming mechanism described by theorems 1–3 results in the following statements.

Firstly, the developed model can give answers to the three questions which have been put in the beginning of the article and adequately describe price movements since the middle of 2014 until now. Actually, this period can be divided into two stages. At the first stage, influenced by the oversupply, the oil price was falling practically tending to zero, according to theorem 1. This stage was over as the price, having fallen more than by half, first approached the tight oil range, gradually reducing tight oil extraction and halting the price fall. The second stage was opened with a slight price growth turning into the auto-fluctuation process within the tight oil range described by the proof of theorem 3; these auto-fluctuations take place till now. As for the question on the oil price in the foreseeable future, the answer to it is given below.

Therefore, this mathematical model is a scientific hypothesis with the theoretical justification and is practically proven.

Secondly, there is no certain fair price, moreover, it generally cannot be steady: it rises in case of slightest deficit and it falls in case of excess, tending to zero. In 2014 the excess of supply over demand triggered the price falling process which cannot be halted as long as the excess takes place. As a result, the price might reach the extremely low level of about $ 20 per Brent oil barrel, halting due to the fact that further decrease has no sense, as it is economic zero for today's oil price.

However, the tight oil range protects the oil price against the extremely low level. Its approaching the upper limit quickly reduces the extraction and supply of tight oil, hence, as it is pointed out in the proof of theorem 3, periodical price auto-fluctuations in the tight oil range are induced. This is a new phenomenon which has not taken place previously.

Finally, we have the following oil price forecast: present price auto-fluctuations within the range of $ 35–55 will last for a long period of time. Quick reaction of tight oil branch will prevent from oil deficit, important for price growth; to make it bring auto-fluctuation process to an end, deficit must exceed tight oil extraction potential. Thus, it does not seem possible to have the oil price either above $ 55, or below $ 35 for a long period of time, consequently, in the foreseeable future the year-average price equals $ 45.

We should note that according to the forecast of the Ministry of Finance of the Russian Federation made by the head of the Department of budgetary policy and strategy planning of the Ministry of Finance V. Kolychev, in 2017 the year-average price of $ 40 per Urals oil barrel is expected [17]. With regard to the fact that the price of this oil makes approximately 90 % of Brent oil price, the Ministry of Finance forecast equals the price of $ 44.4 per Brent oil barrel which strictly corresponds to our conclusions.

Or course, there is a crucial question which demands answer: what will happen, if tight oil range defense mechanism cannot prevent from the fall of the price to the extremely low level of $ 20 and supply still exceeds demand? Theoretically, this situation can occur in the long term in case tight oil prime cost drops significantly, as much as two or three times. This situation is described by another mathematical model lying beyond the scope of this paper.

However, it may be only caused by sharp multiple fall of tight oil prime cost, which is very unlikely, that is why the longstanding auto-fluctuation process within the tight oil range is most likely to take place.

Conclusion. This article presents and works out the problem of developing the mathematical model of oil price forming adjusted for tight oil factor.

The methodological foundation is determined for the development of such a mathematical model. The three axioms stating the unique properties of oil as a commodity are chosen as the basis. The first axiom says that oil is the commodity which price is determined at auctions on 2–3 world venues and is not directly related to its cost as a measure of abstract labor invested and the prices of other commodities which are determined as a result of a great number of market transactions.

The weak connection of the forming oil price with its actual cost which is objectively determined by average market production expenses postulates the possibility of a considerable gap between the price and the cost, both downward and upward.

The second axiom states that the markdown in oil prices involves no demand increase for it, as the demand is determined by the economy state of a demander; market demand increase is possible at a lower price as a part of demanders can purchase oil for reservation purposes, however, extra demand exists only under condition of a low price and it vanishes if the price increases. This commodity property of oil is essential as it differs oil from the majority of commodities, cheapening of which leads to a significant increase of consumption.

The third axiom describes the properties of tight oil as a commodity: its relatively large prime cost, the possibility to reduce and increase extraction volume quickly depending on market oil price changes. It emphasizes the importance of so called tight oil factor which determines tight oil extraction volume having an effect on world oil prices.

These statements are empirical basing on the long-term experience of oil extracting and marketing and are axiomatic from the logical point of view.

Among the factors that determine oil price the imbalance of supply and demand on the world market is chosen as a major, dominant factor. Neglecting multiple minor factors allows to develop the mathematical model basing on the mentioned dominant factor and to analyze it, describing the price behavior as a trend that tolerates fluctuations induced by minor factor influence.

The mathematical model is presented in three theorems. Theorem 3 is conceptually new, stating that the oil price has now entered a longstanding process of autofluctuations in tight oil range.

The developed mathematical model is simple, it has a clear reasoning and is practically confirmed: it is the only model to adequately describe the oil market situation for the past two years.

References

1. Safonov K. V. [A mathematical model of oil price assessment]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 1, P. 79–83 (In Russ.).

2. *Neft' podorozhala na 3 % v posledniy den' 2015 goda* [Oil surged 3 % on the last day of 2015] (In Russ.) Available at: http://www.vestifinance.ru/articles/66055 (accessed 02.01.2016).

3. *SMI: stoimost' barrelya nefti prevysit v 2016 godu 50 dollarov* [Media: the price of a barrel of oil will exceed in 2016 $ 50] (In Russ.). Available at: http: // www.banki.ru/news/lenta/?id=8564375&r1=rss&r2= common&r3=news (accessed 02.01.2016).

4. *Barrel' Brent opustilsya do $ 36,6* [A barrel of Brent fell to $ 36,6] (In Russ.). Avaliable at: http://www.vedomosti.ru/business/news/2015/12/31/622999-barrel-brent-opustilsya-do-366/ (accessed 02.01.2016).

5. *Brent i WTI poteryali v tsene posle dannykh o roste zapasov v SShA* [Brent and WTI lost value after data on growth stocks in the United States] (In Russ.). Available at: http://www.vedomosti.ru/economics/news/2015/12/30/622986-brent-wti (accessed 02.01.2016).

6. *Mirovye tseny na neft' torguyutsya raznonapravlenno* [Global oil prices traded mixed] (In Russ.). Available at: http://www.gazeta.ru/business/news/2015/12/31/n_8080025.shtml (accessed 02.01.2016).

7. *Tseny na neft' uskorili padenie: zapasy rastut, spros snizhaetsya, prognozy ne obnadezhivayut* [Oil prices accelerated their decline: stocks are rising, demand is slowing, the forecasts are not encouraging] (In Russ.). Available at: http://www.newsru.com/finance/30dec2015/oilafternoon.html (accessed 02.01.2016).

8. *Retsessiya, urezanie raskhodov, revolyutsiya? Kak nizkie tseny na neft' skazyvayutsya na neftyanykh derzhavakh* [The recession, cuts in expenditures, the revolution? How low oil prices affect oil powers] (In Russ.). Available at: http://inopressa.ru/article/30Dec2015/guardian/oil.html (accessed 02.01.2016).

9. *Esli tseny na neft' sorta Brent dostignut $ 30 za barrel', para dollar/rubl' protestiruet uroven' 78* [If the price of Brent crude oil reached $ 30 per barrel, the dollar/ruble will test the level of 78] (In Russ.). Available at: http://www.finam.ru/analysis/marketnews90CFF (accessed 02.01.2016).

10. *Siriya, Turtsiya, OPEK. Samye krutye momenty padeniya i rosta tseny nefti v 2015 g* [Syria, Turkey, OPEC. The coolest moments of the rise and fall of oil prices in 2015] (In Russ.). Available at: http://neftegaz.ru/news/view/144907 (accessed 02.01.2016).

11. *Sberbank CIB zayavil o nepredskazuemosti ekonomicheskoy dinamiki pri nefti nizhe $25* [Sberbank CIB announced the unpredictability of the economic dynamics in oil below $ 25] (In Russ.). Available at: URL: http://www.vedomosti.ru/finance/news/2015/12/30/622949-sberbank-cib (accessed 02.01.2016).

12. *Matematicheskaya entsiklopediya. T. 3.* [Mathematical encyclopedia. Vol. 3]. Moscow, Sovetskaya entsiklopediya Publ., 1982, 574 p. (In Russ.).

13. Samarskiy A. A., Mikhaylov A. P. *Matematicheskoe modelirovanie: Idei, Metody, Primery* [Mathematical modeling: Ideas, Methods, Examples]. Moscow, Fizmatgiz Publ., 2001, 320 p.

14. Abramov A. P., Ivanilov Yu. P. *Fizika i matematicheskaya ekonomika* [Physics and mathematical Economics]. Moscow, Znanie Publ., 1991, 32 p.

15. Lotov A. V. *Vvedenie v ekonomiko-matematicheskoe modelirovanie* [Introduction to economic-mathematical modeling]. Moscow, Nauka Publ., 1984, 392 p.

16. Kantorovich L. V., Gorstko A. B. *Optimal'nye resheniya v ekonomike* [Optimal Solutions in Economics]. Moscow, Nauka Publ., 1979, 229 p.

17. [The ministry predicted the average price of Urals oil in 2017]. *OIL.Ekspert* (In Russ.). Avaliable at: http://www.rosbalt.ru/business/2016/12/22/1578104.html/ V Minfine sprognozirovali srednyuyu tsenu na neft' Urals v 2017 godu/.

Библиографические ссылки

1. Safonov K. V. A mathematical model of oil price assessment // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 79–83.

2. Нефть подорожала на 3 % в последний день 2015 года [Электронный ресурс]. URL: http://www.vestifinance.ru/articles/66055 (дата обращения: 02.01.2016).

3. СМИ: стоимость барреля нефти превысит в 2016 году 50 долларов [Электронный ресурс]. URL: http: // www.banki.ru/news/lenta/?id=8564375&r1=rss&r2=common&r3=news (дата обращения: 02.01.2016).

4. Баррель Brent опустился до $ 36,6 [Электронный ресурс]. URL: http://www.vedomosti.ru/business/news/2015/12/31/622999-barrel-brent-opustilsya-do-366 (дата обращения: 02.01.2016).

5. Brent и WTI потеряли в цене после данных о росте запасов в США [Электронный ресурс]. URL: http://www.vedomosti.ru/economics/news/2015/12/30/622986-brent-wti (дата обращения: 02.01.2016).

6. Мировые цены на нефть торгуются разнонаправленно [Электронный ресурс]. URL: http://www.gazeta.ru/business/news/2015/12/31/n_8080025.html (дата обращения: 02.01.2016).

7. Цены на нефть ускорили падение: запасы растут, спрос снижается, прогнозы не обнадеживают [Электронный ресурс]. URL: http://www.newsru.com/finance/30dec2015/oilafternoon.html (дата обращения: 02.01.2016).

8. Рецессия, урезание расходов, революция? Как низкие цены на нефть сказываются на нефтяных державах [Электронный ресурс]. URL: http:// inopressa.ru/article/30Dec2015/ guardian/oil.html (дата обращения: 02.01.2016).

9. Если цены на нефть сорта Brent достигнут $ 30 за баррель, пара доллар/рубль протестирует уровень 78 [Электронный ресурс]. URL: http://www.finam.ru/analysis/marketnews90CFF (дата обращения: 02.01.2016).

10. Сирия, Турция, ОПЕК. Самые крутые моменты падения и роста цены нефти в 2015 г. [Электронный ресурс]. URL: http://neftegaz.ru/news/view/144907 (дата обращения: 02.01.2016).

11. Sberbank CIB заявил о непредсказуемости экономической динамики при нефти ниже $ 25 [Электронный ресурс]. URL: http://www.vedomosti.ru/finance/news/2015/12/30/622949-sberbank-cib (дата обра-щения: 02.01.2016).

12. Математическая энциклопедия. М. : Советская энциклопедия. 1982. Т. 3. 574 с.

13. Самарский А. А., Михайлов А. П. Математическое моделирование: Идеи. Методы. Примеры. 2-е изд. М. : Физматгиз. 2001. 320 с.

14. Абрамов А. П., Иванилов Ю. П. Физика и математическая экономика. М. : Знание. 1991. 32 с.

15. Лотов А. В. Введение в экономико-математическое моделирование. М. : Наука. 1984. 392 с.

16. Канторович Л. В., Горстко А. Б. Оптимальные решения в экономике. М. : Наука. 1979. 229 с.

17. В Минфине спрогнозировали среднюю цену на нефть Urals в 2017 год [Электронный ресурс] // OIL.Эксперт : электрон. журн. URL: http://www.rosbalt.ru/business/2016/12/22/1578104.html/ В Минфине спрогнозировали среднюю цену на нефть Urals в 2017 году/.

© Safonov K. V., Yushkov A. S., Lytkina L. I., 2017

УДК 512.54

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 93–96

ОЦЕНКА КОЛИЧЕСТВА 12-АПЕРИОДИЧЕСКИХ СЛОВ

В. И. Сенашов

Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50/44
Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79
E-mail: sen1112home@mail.ru

В 1902 г. У. Бернсайд поставил вопрос о локальной конечности групп, все элементы которых имеют конечные порядки. Первый отрицательный ответ был получен лишь спустя 63 года Е. С. Голодом. Позднее С. В. Алешиным, Р. И. Григорчуком, В. И. Сущанским была предложена целая серия отрицательных примеров. Конечность свободной бернсайдовской группы периода n установлена в разное время для n = 2, n = 3 (У. Бернсайд), n = 4 (У. Бернсайд, И. Н. Санов), n = 6 (М. Холл). Доказательство бесконечности этой группы для нечетных показателей n ≥ 4381 было дано в работе П. С. Новикова – С. И. Адяна (1967), а для нечетных n ≥ 665 – в книге С. И. Адяна (1975). Более наглядный вариант доказательства для нечетных $n > 10^{10}$ был предложен А. Ю. Ольшанским (1989). Для n = 12 ответ до сих пор неизвестен. А. С. Мамонтовым установлена локальная конечность группы периода 12 без элементов порядка 12. Этот результат обобщает теоремы И. Н. Санова и М. Холла. Д. В. Лыткина, В. Д. Мазуров и А. С. Мамонтов доказали, что группа периода 12, в которой порядок произведения любых двух элементов порядка два не превосходит числа 4, локально конечна. Эта теорема обобщила теорему И. Н. Санова, по которой группа периода 12 без элементов порядка 6 локально конечна. В связи с этими результатами рассматривается множество 12-апериодических слов. Под l-апериодическим словом понимают слово X, если в нем нет непустых подслов вида Y^l. В монографии С. И. Адяна (1975) приведено доказательство С. Е. Аршона (1937) того, что в алфавите из двух букв существует бесконечное множество сколь угодно длинных 3-апериодических слов. В монографии А. Ю. Ольшанского (1989) доказана теорема о бесконечности множества 6-апериодических слов и получена оценка снизу количества таких слов любой данной длины. Наша задача – получить оценку для функции $f(n)$ количества 12-апериодических слов длины n. Результаты могут найти применение при кодировании информации, использующейся в сеансах космической связи.

Ключевые слова: группа, периодическое слово, апериодическое слово, алфавит, локальная конечность.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 93–96

ESTIMATING THE NUMBER OF 12-APERIODIC WORDS

V. I. Senashov

Institute of Computational Modeling SB RAS
50/44, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
Siberian Federal University
79, Svobodniy Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
E-mail: sen1112home@mail.ru

In 1902 W. Burnside raised the issue of local finiteness of groups, all elements of which are of finite order. A negative answer was obtained only 63 years later by E. S. Golod. Then S. V. Aleshin, R. I. Hryhorczuk, V. I. Sushchanskii proposed a series of negative examples. Finiteness of the free Burnside group of period n was established for n = 2, n = 3 (W. Burnside), n = 4 (W. Burnside, I. N. Sanov), n = 6 (M. Hall). The proof of infinity of this group for odd n ≥ 4381 was given in the article by P. S. Novikov and S. I. Adian (1967), and for odd n ≥ 665 in the book by S. I. Adian (1975). A more intuitive version of the proof for odd $n > 10^{10}$ was proposed by A. Yu. Olshansky (1989). For n = 12 the answer is still unknown. A. S. Mamontov installed local finiteness of the group of period 12 without the elements of order 12. This result generalizes Theorems of I. N. Sanov and M. Hall. D. V. Lytkina, V. D. Mazurov and A. S. Mamontov proved that the group of period 12, in which the order of the product of any two elements of order two is not greater than 4, is locally finite. This theorem generalizes Theorem of I. N. Sanov, where the group of period 12 without elements of order 6 is locally finite. In relation with these results we consider the set of 12-aperiodic

words. The word is called l-aperiodic if there are no non-empty subwords of the form Y^l in it. In the monograph by S. I. Adian (1975) it was shown the proof of S. E. Arshon (1937) of the fact that in the two letters alphabet there is an infinite set of arbitrarily long 3-aperiodic words. In the book by A. Yu. Olshansky (1989) the theorem on the infinity of the set of 6-aperiodic words was proved, and a lower bound function for the number of words of a given length was obtained. Our aim is to get an estimate for the function $f(n)$ of the number of 12-aperiodic words of the length n. The results can be applied when encoding information in space communications.

Keywords: group, periodic word, aperiodic word, alphabet, local finiteness.

Введение. В 1902 г. Уильям Бернсайд поставил вопрос о локальной конечности групп, все элементы которых имеют конечные порядки [1]. Впоследствии этот вопрос приобрел статус проблемы Бернсайда о периодических группах. Отрицательный ответ на него был получен впервые лишь спустя 62 года в 1964 г. Е. С. Голодом [2]. Позднее С. В. Алешиным (1972) [3], Р. И. Григорчуком (1980) [4], В. И. Сущанским (1979) [5] была предложена целая серия отрицательных примеров. Сам У. Бернсайд в своей статье 1902 г. [1] обратил особое внимание на вопрос о локальной конечности групп с тождественным соотношением $x^n = 1$.

Группа $B(d,n) = F/F^n$, $d > 1$, которая получается факторизацией свободной группы $F = F(d)$ с d-образующими по нормальной подгруппе F^n, порожденной n-ми степенями всех элементов из F, называется сейчас *свободной бернсайдовской группой показателя* (или периода) n. Ее конечность установлена в разное время для $n = 2$ (тривиальный случай), $n = 3$ (У. Бернсайд), $n = 4$ (У. Бернсайд – для $d = 2$, И. Н. Санов [6] – для произвольного d), $n = 6$ (М. Холл [7]).

Доказательство бесконечности группы $B(d,n)$, $d \geq 2$, для нечетных показателей $n \geq 4381$ было дано в работе П. С. Новикова – С. И. Адяна [8], а для нечетных $n \geq 665$ – в книге С. И. Адяна [9]. Гораздо более доступный и геометрически наглядный вариант доказательства для нечетных $n > 10^{10}$ был предложен А. Ю. Ольшанским [10], который на основе усовершенствованного им геометрического метода построил для каждого достаточно большого простого числа p бесконечную p-группу, все собственные подгруппы которой имеют порядок p. Это наиболее сильная форма отрицательного ответа на вопрос Бернсайда, означающая существование бесконечного множества конечно порожденных периодических групп с тождеством, сколь угодно далеких по своим свойствам от конечных.

Вопрос о конечности конечно порожденной группы периода 12 до сих пор остается открытым. В [11] А. С. Мамонтовым установлена локальная конечность группы периода 12 без элементов порядка 12. Этот результат обобщает теоремы И. Н. Санова [6] и М. Холла [7]. Д. В. Лыткина, В. Д. Мазуров и А. С. Мамонтов [12] доказали, что группа периода 12, в которой порядок произведения любых двух элементов порядка два не превосходит числа 4, локально конечна. Эта теорема обобщила теорему И. Н. Санова [6] по которой группа периода 12 без элементов порядка 6 локально конечна.

В связи с этими результатами рассмотрим множество 12-апериодических слов. Автором был сделан доклад «Апериодические слова» в 2015 г. на конференции «Решетневские чтения» [13], затем исследования по этому вопросу были продолжены: в [14] была улучшена оценка А. Ю. Ольшанского из [15] количества 6-апериодических слов, и в данной работе рассматриваются 12-апериодические слова.

Основной результат. Под *периодическим словом с периодом H* понимается любое подслово некоторой степени H^p, $p > 0$.

В этом смысле *ababa* – периодическое слово с периодом *ab* или *ba*.

Под *l-апериодическим словом* понимают слово X, если в нем нет непустых подслов вида Y^l.

В 1906 г. А. Туэ установил существование 3-апериодических слов произвольной длины в любом неоднобуквенном алфавите [16]. В монографии С. И. Адяна [9] приведено доказательство С. Е. Аршона (1937) [17] того, что в алфавите из двух букв существует бесконечное множество сколь угодно длинных 3-апериодических слов. В работе [18] рассмотрена задача, являющаяся обобщением задачи о существовании сколь угодно длинных бесквадратных слов над алфавитом из трех букв.

В [15] была доказана теорема (доказательство близко к [19]) о бесконечности множества 6-апериодических слов и получена оценка снизу функции $f(n)$ – количества таких слов длины n: в алфавите $\{a,b\}$ существует сколь угодно длинные 6-апериодические слова. Более того, число $f(n)$ таких слов длины n больше, чем $(3/2)^n$.

В связи с этими результатами представляет интерес оценить количество 12-апериодических слов.

При доказательстве основного утверждения статьи будем использовать метод А. Ю. Ольшанского из [15]:

Теорема. В алфавите $\{a,b\}$ существует сколь угодно длинные 12-апериодические слова. Более того, число $f(n)$ таких слов длины n больше, чем $1{,}99901766^n$.

Доказательство. Сначала докажем неравенство $f(n+1) > x \cdot f(n)$ по индукции. Одновременно будем вводить ограничения на x. Сразу отметим очевидное неравенство: $x > 1$.

База индукции: $f(2) > x \cdot f(1)$, где $f(1) = 2$, $f(2) = 4$. Для того, чтобы выполнялась база индукции $4 > x \cdot 2$, положим $x < 2$.

Каждое 12-апериодическое слово длины $n+1$ есть результат приписывания справа одной из букв a или b к 12-апериодическому слову длины n. Можно получить $2f(n)$ слов X длины $n+1$. Но некоторые из полученных слов могут содержать степени A^{12}. Нужно оценить число подобных возможностей.

Может получиться лишь равенство вида $X \equiv YA^{12}$, поскольку иначе уже начало длины n слова X длины $n+1$ содержит A^{12}. Для слов A длины 1 (всего два таких слова) имеется меньше, чем $2f(n-11)$ слов вида $X \equiv YA^{12}$, где слово Y 12-апериодично и $|Y| = n-11$:

$$(\underbrace{\ldots\ldots}_{n-11}, \underbrace{aa\ldots a}_{11})\, a,$$

$$(\underbrace{\ldots\ldots}_{n-11}, \underbrace{bb\ldots b}_{11})\, b.$$

Существует 4 слова A длины 2. Количество соответствующих слов вида $X \equiv YA^{12}$ длины $n+1$ меньше, чем $4f(n-23)$, где слово Y 12-апериодично длины $n-23$.

Аналогично продолжая рассуждения, получаем:

$$f(n+1) > 2f(n) - 2f(n-11) -$$
$$- 2^2 f(n-23) - 2^3 f(n-35) - \ldots$$

Поскольку по предположению индукции $f(n) > x^k \cdot f(n-k)$, получается

$$f(n+1) > 2f(n) - (2x^{-11} f(n) +$$
$$+ 2^2 x^{-23} f(n) + 2^3 x^{-35} f(n) + \ldots).$$

Вынося $f(n)$ за скобки, получаем:

$$f(n+1) > f(n)(2 - (2x^{-11} + 2^2 x^{-23} + 2^3 x^{-35} + \ldots).$$

Введем еще одно ограничение $\sqrt[12]{2} < x$ для того, чтобы геометрическая прогрессия в правой части неравенства была убывающей.

Обозначим второй сомножитель правой части за S и применим формулу для суммы членов геометрической прогрессии со знаменателем $2 \cdot x^{-12}$:

$$S = 2 - \frac{2x^{-11}}{1 - 2x^{-12}}.$$

Неравенство $f(n+1) > x \cdot f(n)$ будет выполняться при $S > x$.

Преобразуем данное неравенство:

$$\frac{2 - 4x^{-12} - 2x^{-11} + 2x^{-11} - x}{1 - 2x^{-12}} > 0,$$

$$\frac{2 - 4x^{-12} - x}{1 - 2x^{-12}} > 0.$$

Домножим на x^{12} числитель и знаменатель (напомним, что $\sqrt[12]{2} < x < 2$):

$$\frac{2x^{12} - 4 - x^{13}}{x^{12} - 2} > 0.$$

Так как $x^{12} - 2 > 0$, получаем неравенство:

$$2x^{12} - 4 - x^{13} > 0.$$

Нас интересует решение этого неравенства в интервале $\left(\sqrt[12]{2};\ 2\right)$. Это решение можно приблизить интервалом [1,13624637; 1,99901766], причём этот интервал полностью содержится в решении. Нас интересует максимальное значение x, поэтому мы можем брать значение 1,99901766. Теорема доказана.

Заключение. Рассмотрено множество 12-апериодических слов и получена оценка для функции $f(n)$ количества 12-апериодических слов длины n.

Благодарности. Работа выполнена при поддержке гранта Сибирского федерального университета (проект – алгебрологические структуры и комплексный анализ).

Acknowledgments. This work was supported by the grant of the Siberian Federal University (Project – Algebra-logical structures and complex analysis).

Библиографические ссылки

1. Burnside W. On an unsettled question in the theory of discontinuous groups // Quart. J. Pure. Appl. Math. 1902. V. 33. P. 230–238.
2. Голод Е. С. О ниль-алгебрах и финитно-аппроксимируемых группах // Изв. АН СССР. Сер. мат. 1964. № 2 (28). С. 273–276.
3. Алешин С. В. Конечные автоматы и проблема Бернсайда о периодических группах // Мат. заметки. 1972. № 3 (11). С. 319–328.
4. Григорчук Р. И. О проблеме Бернсайда о периодических группах // Функцион. анализ и его прил. 1980. № 1 (14). С. 53–54.
5. Сущанский В. И. Периодические *p*-группы подстановок и неограниченная проблема Бернсайда // ДАН СССР. 1979. Т. 247. С. 557–560.
6. Санов И. Н. Решение проблемы Бернсайда для показателя 4 // Уч. зап. ЛГУ. 1940. Т. 55. С. 166–170.
7. Холл М. Теория групп. М. : Иностранная литература, 1962. 468 с.
8. Новиков П. С., Адян С. И. О бесконечных периодических группах. I-III // Изв. АН СССР. Сер. мат. 1968. № 1 (32). С. 212–244; № 2 (32). С. 251–524; № 3 (32). С. 708–731.
9. Адян С. И. Проблема Бернсайда и тождества в группах. М. : Наука, 1975. 336 с.
10. Ольшанский А. Ю. Группы ограниченного периода с подгруппами простого порядка // Алгебра и логика. 1982. № 5 (21). С. 555–618.
11. Мамонтов А. С. Группы периода 12 без элементов порядка 12 // Сиб. мат. журнал. 2013. № 1 (54). С. 150–156.
12. Лыткина Д. В., Мазуров В. Д., Мамонтов А. С. Локальная конечность некоторых групп периода 12 // Сиб. матем. журн. 2012. № 6 (53). С. 1373–1378.
13. Сенашов В. И. Апериодические слова // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. 55-летию Сиб. гос. аэрокосмич. ун-та им. акад. М. Ф. Решетнева (10–14 нояб. 2015, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 2 / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2015. С. 132–133.
14. Сенашов В. И. Улучшение оценки количества 6-апериодических слов фиксированной длины // Вестник СибГАУ. 2016. № 2 (17). С. 168–172.
15. Ольшанский А. Ю. Геометрия определяющих соотношений в группах. М. : Наука, 1989. 300 с.

16. Thue A. Uber unendliche Zeichenreih // Norcke Vid. Selsk. skr., I Mat. Nat. Kl. Christiania. 1906. Bd. 7. P. 1–22.

17. Аршон С. Е. Доказательство существования *n*-значных бесконечных асимметричных последовательностей // Мат. сб. 1937. № 4 (2 (44)). С. 769–779.

18. Котляров Н. В. О словах, избегающих квадраты с одной возможной ошибкой замещения // Ломоносов–2014: материалы Междунар. молодежн. науч. форума / отв. ред. А. И. Андреев, А. В. Андриянов, Е. А. Антипов. М. : МАКС Пресс, 2014.

19. Гуревич Г. А. Бесповторные последовательности // Квант. 1975. № 9. С. 7–11.

References

1. Burnside W. On the unsettled question in the theory of discontinuous groups. *Quart. J. Pure.* Appl. Math. 1902, Vol. 33, P. 230–238.

2. Golod E. S. [On nil-algebras and finitely approximable groups]. *Izv. AN SSSR, Ser. mat.* 1964, No. 2 (28), P. 273–276 (In Russ.).

3. Aleshin S. V. [Finite automats and the Burnside problem on periodic groups]. *Mat. Zametki.* 1972, Vol. 11, No 3, P. 319–328 (In Russ.).

4. Grigorchuk R. I. [On Burnside problem for periodic groups]. *Funktsion. analiz i yego pril.* 1980, No. 1(14), P. 53–54 (In Russ.).

5. Sushchanskii V. I. [Periodic district permutation groups and unlimited Burnside problem]. *DAN SSSR.* 1979, Vol. 247, P. 557–560 (In Russ.).

6. Sanov I. N. [Solving the problem of Burnside for exponent 4]. *Uch. Zap. LSU.* 1940, Vol. 55, P. 166–170 (In Russ.).

7. Hall M. *Teoriya grupp* [Group Theory]. Moscow, Inostrannaya literatura Publ., 1962, 468 p.

8. Novikov P. S., Adyan S. I. [On infinite periodic groups. I-III]. *Izv. AN SSSR. Ser. mat.* 1968, No. 1(32), P. 212–244, No. 2(32), pp. 251–524, No. 3(32), pp. 708–731 (In Russ.).

9. Adyan S. I. *Problema Bernsayda i tozhdestva v gruppakh* [Bernside Problem and Identities in Groups]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 336 p.

10. Olshansky A. Yu. [Groups of limited period with subgroups of prime order]. *Algebra i logika.* 1982, No. 5(21), P. 555–618 (In Russ.).

11. Mamontov A. S. [Groups of period 12 without elements of order 12]. *Sib. mat. zhurnal.* 2013, No. 1(54), P. 150–156 (In Russ.).

12. Lytkina D. V., Mazurov V. D., Mamontov A. S. [The local finiteness of some groups of period 12]. *Sib. matem. zhurn.* 2012, No. 6(53), P. 1373–1378 (In Russ.).

13. Senashov V. I. [Aperiodic words]. *Reshetnevskiye chteniya: materialy XIX Mezhdunar. nauch.-prakt. konf., posvyashch. 55-letiyu Sib. gos. aerokosmich. un-ta im. akad. M. F. Reshetneva* [Reshetnev Readings: proceed. of XIX Intern. scientific and practical. conf. for 55th anniversary of Reshetnev Sib. State. Aerokosmich. Univ.] (10-14 Nov. 2015, Krasnoyarsk): 2 parts. Under total. Ed. Y. Y. Loginova; Sib. State. Aerokosmich. Univ, Krasnoyarsk, 2015, Part 2, P. 132–133 (In Russ.).

14. Senashov V. I. [Improved estimates of the number 6-aperiodic words of fixed length]. *Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik*. 2016, Vol. 17, No. 2, P. 168–172 (In Russ.).

15. Olshansky A. Yu. *Geometriya opredelyayushchikh sootnosheniy v gruppakh* [Geometry of defining relations in groups]. Moscow, Nauka Publ., 1989, 448 c.

16. Thue A. Uber unendliche Zeichenreih. Norcke Vid. Selsk. skr. I Mat. Nat. Kl. Christiania, 1906, Bd. 7, Iss. 1–22.

17. Arshon S. E. [Proof of existence of *n*-unit infinite asymmetric sequences]. *Mat. sb.* 1937, No. 4(2 (44)), P. 769–779 (In Russ.).

18. Kotliarov N. V. [On the words, avoiding the squares with a possible error of substitution]. *Materialy Mezhdunar. molodezhn. nauch. foruma "Lomonosov-2014"* [Proceedings of the Intern. Youth Scientific Forum "Lomonosov-2014"]. Ed. A. I. Andreev, A. V. Andrianov, E. A. Antipov. [Electronic resource]. Moscow, MAX Press Publ., 2014 (In Russ.).

19. Gurevich G. A. [Nonrepetitive sequences]. *Quant*. 1975, No. 9, P. 7–11 (In Russ.).

© Сенашов В. И., 2017

УДК 519.725.2

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 97–104

АППАРАТНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ КОДИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМАТИЧЕСКИМИ ПОЛЯРНЫМИ КОДАМИ

Г. С. Тимофеев

Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com

Кодирование информации с помощью корректирующих кодов позволяет осуществлять контроль целостности передаваемых сообщений, а в ряде случаев – исправлять ошибки, возникшие при передаче информации по каналу с шумом.

Рассматриваются полярные коды – двоичные линейные блоковые корректирующие коды, достигающие пропускной способности симметричных каналов без памяти. В основе полярных кодов лежит операция поляризации N-разрядного двоичного симметричного канала без памяти. Рассматриваются операции несистематического и систематического кодирования информации полярными кодами с прямым порядком битов и с битовой перестановкой, приводится метод реализации систематического кодирования через двукратное несистематическое кодирование полярными кодами.

Вводится операция прекодирования – преобразования K-разрядного информационного вектора в N-разрядный вектор в соответствии с некоторым полярным кодом C. Предлагается схема прекодера, построенная с использованием регистров сдвига, которая позволяет осуществлять прекодирование для любого (N, K)-полярного кода.

Приводится обзор вариантов аппаратной реализации несистематических кодеров полярных кодов с прямым порядком битов и с битовой перестановкой и их сравнительные характеристики. Приведенные варианты реализации основываются на конвейерном способе организации вычислений и имеют разрядность входного сигнала P, кратную длине кодового слова N.

Предлагается схема систематического кодера (32, 16)-полярного кода с прямым порядком битов, включающая в себя блок прекодера и два блока несистематического кодирования и реализующая конвейерный способ организации вычислений, приводится временная диаграмма конвейера предлагаемого кодера. Рассматриваются варианты масштабирования предлагаемой схемы с целью реализации систематического кодирования полярными кодами с практически значимыми значениями длины кодового слова N. Масштабирование в ширину предполагает увеличение разрядности входного сигнала P, масштабирование в длину предполагает увеличение числа стадий конвейера для каждого блока несистематического кодирования. Приводятся результаты моделирования предлагаемого систематического кодера в пакете Altera Quartus II 13.0 с использованием системы ModelSim 10.1. Результаты полностью совпадают с результатами моделирования в пакете MATLAB R2016b.

Ключевые слова: коды с коррекцией ошибок, полярные коды, систематические полярные коды.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 97–104

HARDWARE IMPLEMENTATION OF SYSTEMATIC POLAR ENCODING

G. S. Timofeev

Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com

Encoding information with error correcting codes provides ability to control the integrity of transmitted messages. In some cases, it also allows correcting errors that appeared during transmission over noise channel.

The article provides description of polar codes – binary block linear error correcting codes that achieve capacity for symmetric memoryless channels. Polar codes are based on the channel polarization operation based on idea of polarization transformation of N-bit binary symmetric memoryless channel. The article describes non-systematic and systematic polar encoding operations with bit reversed and non-reversed bit order. It also describes systematic polar encoding method based on two applications of non-systematic encoding of polar codes.

The paper introduces polar codes precoding operation which means expansion of information vector of length K into vector of length N corresponding to some polar code C. There is a hardware implementation of precoding

operation based on usage of shift registers, which allows precoding any vector of length K corresponding to any (N, K) polar code.

The article gives a review and comparison of non-systematic polar encoder architectures with bit reversed and non-reversed bit order. Both architectures are based on pipelined computation principle, partially parallel and have input capacity P multiple of the codeword length N.

The paper proposes pipelined architecture of systematic polar encoder for (32, 16) non-reversal polar codes including precoder block and two non-systematic encoders, pipeline diagram is provided. There are two methods of architecture scaling. Scaling in width means increase of capacity of input signal P, scaling in length means increase of number of pipeline stages for each non-systematic encoder. Proposed encoder is simulated using Altera Quartus II 13.0 and ModelSim 10.1. The results of simulation are fully coincide with results of modeling using MATLAB R2016b.

Keywords: error correcting codes, polar codes, systematic polar codes.

Введение. В настоящее время помехоустойчивое кодирование является неотъемлемой частью любой современной системы связи, в том числе космической. Применение помехоустойчивого кодирования позволяет снизить уровень ошибок в передаваемых сообщениях и повысить надежность передачи сообщений.

Полярные коды, предложенные Эрдалом Ариканом, имеют большое практическое значение, поскольку доказано, что они достигают пропускной способности симметричных каналов без памяти [1]. Кроме того, для полярных кодов характерно отсутствие области насыщения ошибок [2] и низкая сложность реализации [3]. Однако полярные коды имеют два существенных недостатка: во-первых, низкую эффективность для коротких кодов и кодов средней длины по сравнению с LDPC-кодами аналогичной длины, а во-вторых, алгоритм последовательного исключения (Successive Cancellation, SC), предложенный Ариканом для декодирования полярных кодов в [1], является последовательным по своей природе, что влечет за собой низкую пропускную способность.

В настоящее время существует ряд методов, решающих эти проблемы. Дальнейшим развитием идеи полярных кодов являются систематические полярные коды [4], позволяющие значительно снизить уровень битовых ошибок в передаваемых сообщениях. Для повышения эффективности полярных кодов был предложен ряд новых алгоритмов декодирования, развивающих идеи SC-декодирования [5–7]. Также был предложен ряд решений, повышающих пропускную способность алгоритмов декодирования [8; 9].

В статье представлен обзор существующих подходов к аппаратной реализации кодирования полярных кодов. Выделена и подробно рассмотрена операция прекодирования – предварительного преобразования информационного сообщения длины K в сообщение длины N, предложен вариант аппаратной реализации. Разработано устройство систематического кодирования полярными кодами, включающее в себя блок, реализующий операцию прекодирования.

Кодирование полярными кодами. Полярные коды относятся к классу двоичных линейных блоковых кодов. В основе процедуры кодирования полярными кодами лежит операция поляризации канала, которая описывается линейным преобразованием, задаваемым матрицей $F^{\otimes n}$, где F – 2 × 2 – ядро поляризации, $F = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 1 \end{pmatrix}$; $\otimes n$ – n-кратное кронекеровское произведение матрицы с собой; $n = \log_2 N$, где N – длина кодового слова конструируемого кода. Полярный код C задается набором параметров (N, K, A_c), где N – длина кодового слова; K – размер информационной части; A_c – множество «замороженных» символов, значение которых равно нулю, $|A_c| = N - K$, $A_c \subset \{0,..., N-1\}$. Методы построения полярных кодов подробно рассмотрены в [1; 10].

Несистематическое кодирование полярными кодами описывается выражением

$$x_1^N = u_1^N G_N, \quad (1)$$

где x_1^N – кодовое слово; u_1^N – вектор, включающий информационные символы ($u_i \notin A_c$, $1 \le i \le N$) и «замороженные» позиции ($u_i \in A_c$, $1 \le i \le N$); G_N – порождающая матрица полярного кода, задаваемая матрицей $F^{\otimes n}$. Если порождающая матрица задается выражением

$$G_N = B_N F^{\otimes n}, \quad (2)$$

где B_N – матрица перестановки, то код называется полярным кодом с битовой перестановкой (bit-reversed) [1]. Если порождающая матрица задается выражением

$$G_N = F^{\otimes n}, \quad (3)$$

то код называется полярным кодом без битовых перестановок (non-reversed) [4]. Схемы bit-reversed и non-reversed (8, 5, {1, 3, 5})-полярных кодов представлены на рис. 1.

Систематическое кодирование. Систематическое кодирование позволяет не изменять значения информационных битов. Кроме того, оно позволяет значительно снизить уровень битовых ошибок [4]. Процедура кодирования описывается выражением

$$x_1^N = y_1^N G_N, \quad (4)$$

где G_N может соответствовать как выражению (2), так и выражению (3).

В векторе x_1^N значения $x_i \notin A_c$ равны значениям информационных битов, а значения $x_i \in A_c$ неизвестны. В векторе y_1^N значения $y_i \in A_c$ равны нулю, $y_i \notin A_c$ неизвестны. После решения уравнения (4)

вектор x_1^N является кодовым словом систематического полярного кода. Алгоритмы программной реализации систематического кодирования полярными кодами подробно рассмотрены в [11]. Рис. 2 иллюстрирует операцию систематического кодирования non-reversed (8, 5, {1, 3, 5})-кодом.

Для bit-reversed полярного кодирования операция систематического кодирования аналогична, за исключением соединения элементов «исключающее ИЛИ», которое соответствует рис. 1.

В работах [12; 13] рассматривается метод реализации систематического кодирования полярными кодами через двукратную операцию несистематического кодирования. Для этого необходимо:

1) преобразовать информационное сообщение d_1^K в сообщение u_1^N в соответствии с A_c;

2) осуществить процедуру несистематического кодирования над вектором u_1^N, получить вектор $x_1'^N$;

3) обнулить символы $x_i' \in A_c$;

4) осуществить процедуру несистематического кодирования над измененным вектором $x_1'^N$, получить вектор x_1^N.

На рис. 3. представлена схема систематического кодирования на основе несистематического non-reversed кодирования.

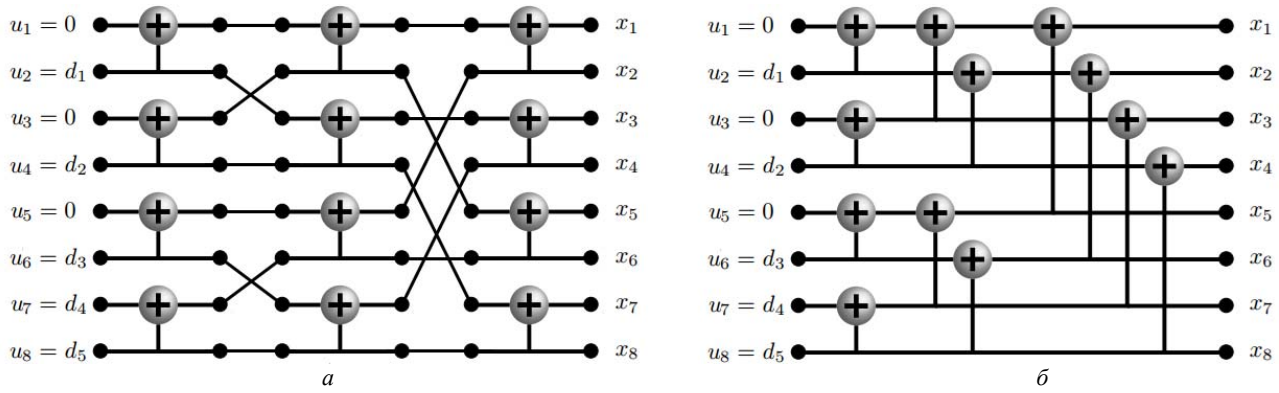


Рис. 1. Схемы полярного (8, 5, {1, 3, 5})-кода: bit-reversed (*а*); non-reversed (*б*)

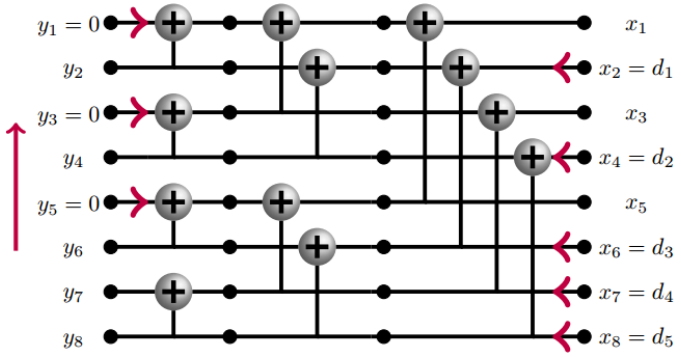


Рис. 2. Схема систематического non-reversed полярного кодирования (8, 5, {1, 3, 5})-кодом

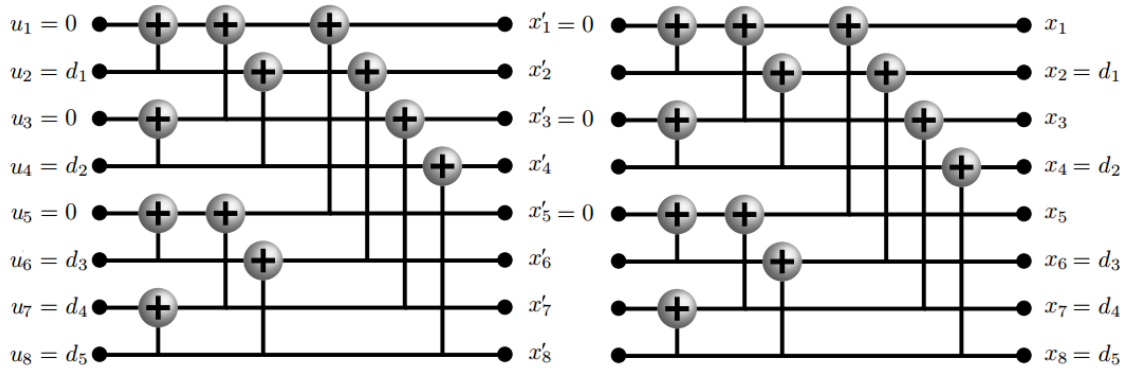


Рис. 3. Схема систематического кодирования на основе несистематического non-reversed кодирования (8, 5, {1, 3, 5})-полярным кодом

Прекодирование информации. Термином «прекодирование» обозначим операцию преобразования информационного сообщения d_1^K в сообщение u_1^N в соответствии с множеством A_c:

$$f(d_1^K, A_c) = u_1^N.$$

Прекодирование для (8, 5, {1, 3, 5})-кода будет выглядеть так:

$$f(\{d_1, d_2, d_3, d_4, d_5\}, \{1,3,5\}) = \{0, d_1, 0, d_2, 0, d_3, d_4, d_5\}.$$

Введем понятие маски полярного кода. Маска полярного кода – это вектор m длины N такой, что $m_i = 0$ для $i \in A_c$ и $m_i = 1$ для $i \notin A_c$. Для (8, 5, {1, 3, 5})-кода маска полярного кода имеет вид m = {0, 1, 0, 1, 0, 1, 1, 1}.

Операция прекодирования может быть реализована с использованием регистров сдвига вправо (рис. 4, 5). Прекодирование (8, 5, {1, 3, 5})-полярного кода потребует 5-разрядный сдвиговый регистр D для вектора d, 8-разрядный сдвиговый регистр M для вектора m и 8-разрядный сдвиговый регистр U для вектора u.

Сдвиг в регистре M осуществляется на каждом цикле работы, на выход поступает значение младшего бита $M1$. Сдвиг в регистре D осуществляется при условии $M_1 = 1$. Входной сигнал регистра U равен $M_1 \wedge D_1$. На рис. 4, *а* описывается состояние регистров прекодера (8, 5, {1, 3, 5})-полярного кода. В первый цикл работы осуществляется загрузка вектора m в регистр M и вектора d в регистр D. Непосредственно операция прекодирования осуществляется за следующие 8 циклов. Таким образом, прекодирование вектора u для (8, 5, {1, 3, 5})-кода осуществляется за N+1 циклов. Схема прекодера (8, 5, {1, 3, 5})-полярного кода приведена на рис. 5, *а*.

Перейдем к обобщенной схеме прекодера с разрядностью P регистров сдвига D, M и U, кратной N и K. Рассмотрим подробно диаграмму состояний такого прекодера с $P = 4$, представленную на рис. 4, *б*:

Цикл 1: загрузка d_1^4 в рег. D; загрузка $m_1^4 = \{1,1,0,1\}$ в рег. M; простой в рег. U.

Цикл 2: сдвиг в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_4 = d_1$.

Цикл 3: сдвиг в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_3^4 = \{d_1, d_2\}$.

Цикл 4: простой в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_2^4 = \{d_1, d_2, 0\}$.

Цикл 5: сдвиг в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{d_1, d_2, 0, d_3\}$ – прекодирование u_1^4 завершено.

Цикл 6: простой в рег. D; простой в рег. M; простой в рег. U.

Цикл 7: простой в рег. D; загрузка $m_5^8 = \{0,0,1,0\}$ в рег. M; простой в рег. U.

Цикл 8: простой в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{d_2, 0, d_3, 0\}$.

Цикл 9: простой в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{0, d_3, 0, 0\}$.

Цикл 10: сдвиг в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{d_3, 0, 0, d_4\}$.

Цикл 11: загрузка d_5^8 в рег. D; простой в рег. M; простой в рег. U.

Цикл 12: простой в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{0, 0, d_4, 0\}$ – прекодирование u_5^8 завершено.

Цикл 13: простой в рег. D; загрузка $m_9^{12} = \{1,1,0,1\}$ в рег. M; простой в рег. U.

Цикл 14: сдвиг в рег. D; сдвиг в рег. M; $U_1^4 = \{0, d_4, 0, d_5\}$.

Прекодирование u_1^4 длилось в течение циклов 1–5, начиная с загрузки d_1^4 и m_1^4, затем в течение цикла 6 происходит простой прекодера. Прекодирование u_5^8 длилось в течение циклов 7–12, начиная с загрузки m_5^8. Разница в один цикл связана с тем, что при прекодировании u_5^8 загрузка m_5^8 и d_5^8 происходит в циклах 7 и 11 соответственно. Таким образом, простои, аналогичные простою в цикле 6, вводятся для того, чтобы прекодирование P бит всегда осуществлялось за P+2 цикла. Схема обобщенного прекодера с $P = 4$ представлена на рис. 5, *б*.

Для реализации необходимо добавить сигналы разрешения сдвига Shift_en для регистров M и U. Shift_en = 0 в том случае, если регистр маски M уже не содержит бит маски, но еще не прошло P+2 цикла с прошлой операции прекодирования.

Методы аппаратной реализации несистематического кодирования. Схемы несистематических полярных кодов, рассмотренные выше, могут быть реализованы в виде комбинационной схемы – параллельного кодера. Такое устройство имеет N входов, включает в себя $\frac{N}{2}(\log_2 N)$ элементов «исключающее ИЛИ» и осуществляет кодирование за n этапов.

Очевидным недостатком такого решения является его плохая масштабируемость, поскольку при параллельной реализации разрядность входа и выхода такой схемы равна длине кодового слова N. Для минимизации разрядности входа и выхода схемы кодирования необходимо применение методов конвейеризации вычислений [14].

Первым из рассматриваемых вариантов применения методов конвейеризации является конвейерная схема несистематического bit-reversed кодера [15; 16] с разрядностью входного и выходного сигнала P и длиной кодового слова N. На рис. 6. Представлена схема с $P = 4$ и $N = 16$.

Другой вариант – конвейерный несистематический non-reversed кодер с $P = 4$ и $N = 16$, представлен на рис. 7 [13]. В таблице приведены сравнительные характеристики параллельного кодера и рассматриваемых схем.

Как видно из таблицы, кодер 1 требует меньшего количества элементов «исключающее ИЛИ», чем кодер 2. Недостаток кодера 1 проявляется при реализации систематического кодирования согласно схеме на рис. 4. В этом случае требуется хранить маску полярного кода в non-reversed форме для осуществления прекодирования информации и в bit-reversed форме для наложения маски в ходе систематического кодирования, что влечет за собой дополнительные расходы ресурсов памяти.

Цикл	D5	D4	D3	D2	D1	M8	M7	M6	M5	M4	M3	M2	M1	U8	U7	U6	U5	U4	U3	U2	U1
1	d5	d4	d3	d2	d1	1	1	1	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2	d5	d4	d3	d2	d1	0	1	1	1	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
3	0	d5	d4	d3	d2	0	0	1	1	1	0	1	0	d1	0	0	0	0	0	0	0
4	0	d5	d4	d3	d2	0	0	0	1	1	1	0	1	0	d1	0	0	0	0	0	0
5	0	0	d5	d4	d3	0	0	0	0	1	1	1	0	d2	0	d1	0	0	0	0	0
6	0	0	d5	d4	d3	0	0	0	0	0	1	1	1	0	d2	0	d1	0	0	0	0
7	0	0	0	d5	d4	0	0	0	0	0	0	1	1	d3	0	d2	0	d1	0	0	0
8	0	0	0	0	d5	0	0	0	0	0	0	0	1	d4	d3	0	d2	0	d1	0	0
9	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	***d5***	***d4***	***d3***	***0***	***d2***	***0***	***d1***	***0***
10	d5	d4	d3	d2	d1	1	1	1	0	1	0	1	0	d5	d4	d3	0	d2	0	d1	0
11	d5	d4	d3	d2	d1	0	1	1	1	0	1	0	1	0	d5	d4	d3	0	d2	0	d1
12	0	d5	d4	d3	d2	0	0	1	1	1	0	1	0	d1	0	d5	d4	d3	0	d2	0
13	0	d5	d4	d3	d2	0	0	0	1	1	1	0	1	0	d1	0	d5	d4	d3	0	d2
14	0	0	d5	d4	d3	0	0	0	0	1	1	1	0	d2	0	d1	0	d5	d4	d3	0
15	0	0	d5	d4	d3	0	0	0	0	0	1	1	1	0	d2	0	d1	0	d5	d4	d3
16	0	0	0	d5	d4	0	0	0	0	0	0	1	1	d3	0	d2	0	d1	0	d5	d4
17	0	0	0	0	d5	0	0	0	0	0	0	0	1	d4	d3	0	d2	0	d1	0	d5
18	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	d5	d4	d3	0	d2	0	d1	0
19	d5	d4	d3	d2	d1	0	1	1	0	1	0	1	0	**d5**	**d4**	**d3**	**0**	**d2**	**0**	**d1**	**0**

а

Цикл	D4	D3	D2	D1	M4	M3	M2	M1	U4	U3	U2	U1
1	d4	d3	d2	d1	1	0	1	1	0	0	0	0
2	0	d4	d3	d2	0	1	0	1	d1	0	0	0
3	0	0	d4	d3	0	0	1	0	d2	d1	0	0
4	0	0	d4	d3	0	0	0	1	0	d2	d1	0
5	0	0	0	d4	0	0	0	0	***d3***	***0***	***d2***	***d1***
6	0	0	0	d4	0	0	0	0	d3	0	d2	d1
7	0	0	0	d4	0	1	0	0	d3	0	d2	d1
8	0	0	0	d4	0	0	1	0	0	d3	0	d2
9	0	0	0	d4	0	0	0	1	0	0	d3	0
10	0	0	0	0	0	0	0	0	d4	0	0	d3
11	d8	d7	d6	d5	0	0	0	0	d4	0	0	d3
12	d8	d7	d6	d5	0	0	0	0	***0***	***d4***	***0***	***0***
13	d8	d7	d6	d5	0	0	1	1	0	d4	0	0
14	0	d8	d7	d6	0	0	0	1	d5	0	d4	0

б

Рис. 4. Состояние регистров прекодера (8, 5, {1, 3, 5})-полярного кода (*а*);
состояние регистров обобщенного прекодера с $P = 4$ (*б*)

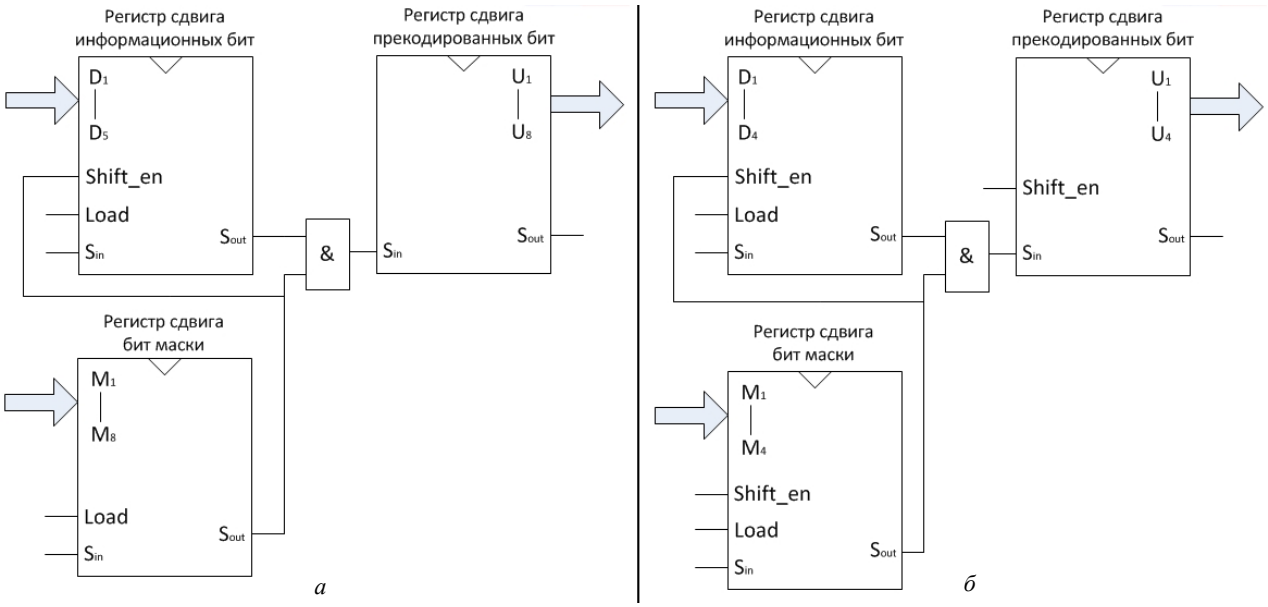


Рис. 5. Схема прекодера (8, 5, {1, 3, 5})-полярного кода (*а*); обобщенная схема прекодера (*б*)

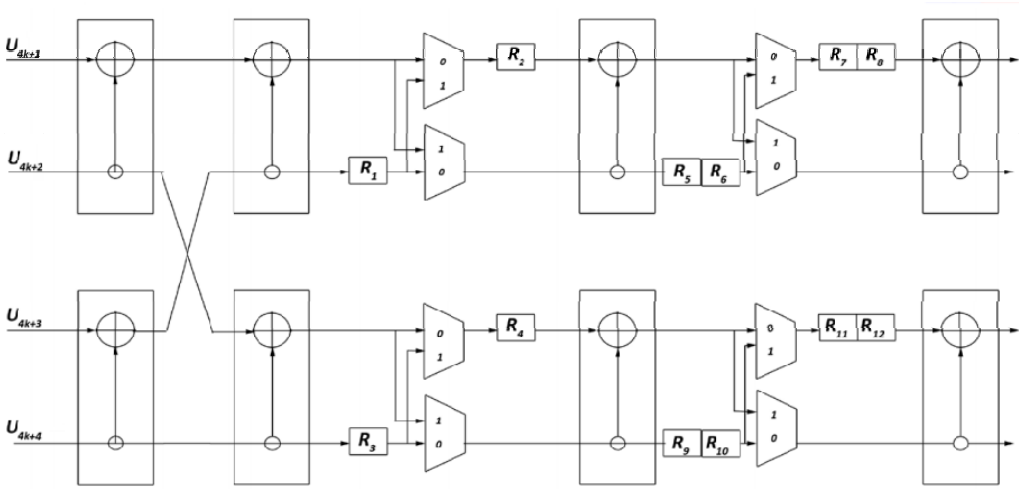


Рис. 6. Конвейерный несистематический bit-reversed (16, *K*)-кодер с $P = 4$ (кодер 1)

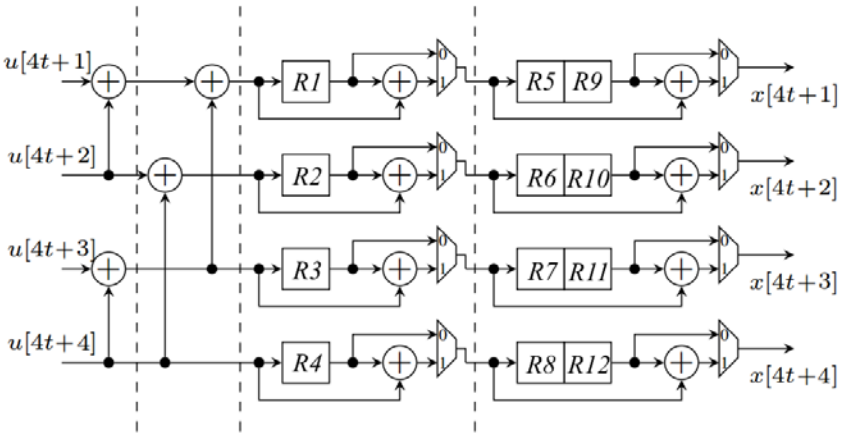


Рис. 7. Конвейерный несистематический non-reversed (16, *K*)-кодер с *P* = 4 (кодер 2)

Сравнительные характеристики рассматриваемых схем кодирования

Характеристики	Параллельная схема	Кодер 1 [15; 16]	Кодер 2 [13]
Разрядность	N	P	P
«Искл. ИЛИ»	$\frac{N}{2}(\log_2 N)$	$\frac{P}{2}(\log_2 N)$	$P\left(\log_2 \frac{N}{\sqrt{P}}\right)$
Регистры	–	$P\left(\frac{N}{P}-1\right)$	$P\left(\frac{N}{P}-1\right)$
Мультиплексоры	–	$P\left(\log_2 \frac{N}{P}\right)$	$P\left(\log_2 \frac{N}{P}\right)$
Задержка кодирования	0	$\frac{N}{P}+P-2$	$\frac{N}{P}+P-2$

Кодер систематического полярного кода. На рис. 8 представлена структурная схема разработанного устройства систематического (32, 16)-полярного кода с разрядностью *P* = 8. Систематическое кодирование реализуется в соответствии со схемой на рис. 3. Временная диаграмма конвейера систематического (32, 16)-кодера представлена на рис. 9.

Блок «Прекодер» реализует операцию прекодирования и является обобщенным прекодером с *P* = 8. Он преобразует информационное сообщение *I* в вектор *U* в соответствии с маской полярного кода *M*, результат записывается в регистр 1. Блоки «НСК 1» и «НСК 2» – конвейерные несистематические non-reversed (32, *K*)-кодеры с *P* = 8. Блок «НСК 1» кодирует вектор *U* в *X'*. Наложение маски *M* на вектор *X'* осуществляется с помощью двухвходового элемента «И», результат записывается в регистр 2. Затем блок «НСК 2» кодирует преобразованный вектор *X'* в вектор *X*, который и является кодовым словом.

Кодирование сообщения (*N*, *K*)-кодером разрядности *P* осуществляется за $\frac{N}{P}$ стадий, длительность каждой стадии составляет $2\left(\frac{N}{P}-1\right)+3$ цикла, общее время кодирования составляет $3\frac{N}{P}$ циклов. Отношение длительности цикла предлагаемого систематического кодера $T_{СК}$ к длительности цикла блока «Прекодер» $T_{Пр}$ описывается выражением $T_{СК} = (P + 2)T_{Пр}$.

Разработанный систематический кодер был смоделирован в пакете Altera Quartus II 13.0 с использованием системы ModelSim 10.1. На рис. 10 приведены результаты симуляции в системе ModelSim 10.1. Моделировалось систематическое кодирование информационного сообщения *d* = 16'*h*{2*F*, 59} (32, 16)-полярным кодом с маской *m* = 32'*h*{88, *E*8, *E*8, *EE*}. Результат кодирования равен *x* = 32'*h*{*AC*, *AC*, 53, 5*C*}. Результат моделирования совпадает с результатом моделирования систематического полярного (32, 16)-кода в пакете MATLAB R2016b, построенного с использованием библиотеки [17].

Заключение. В работе представлен обзор метода помехоустойчивого кодирования, получившего название полярного кода. Рассмотрены методы кодирования полярными кодами и варианты их аппаратной реализации. Выделена операция прекодирования, предложен метод ее аппаратной реализации. Разработано устройство систематического кодирования полярными (32, *K*)-кодами, реализующее также и операцию прекодирования, проведено его моделирование. Разработанное устройство может быть масштабировано для кодирования информации полярными кодами с практически значимыми значениями длины кодового слова *N*.

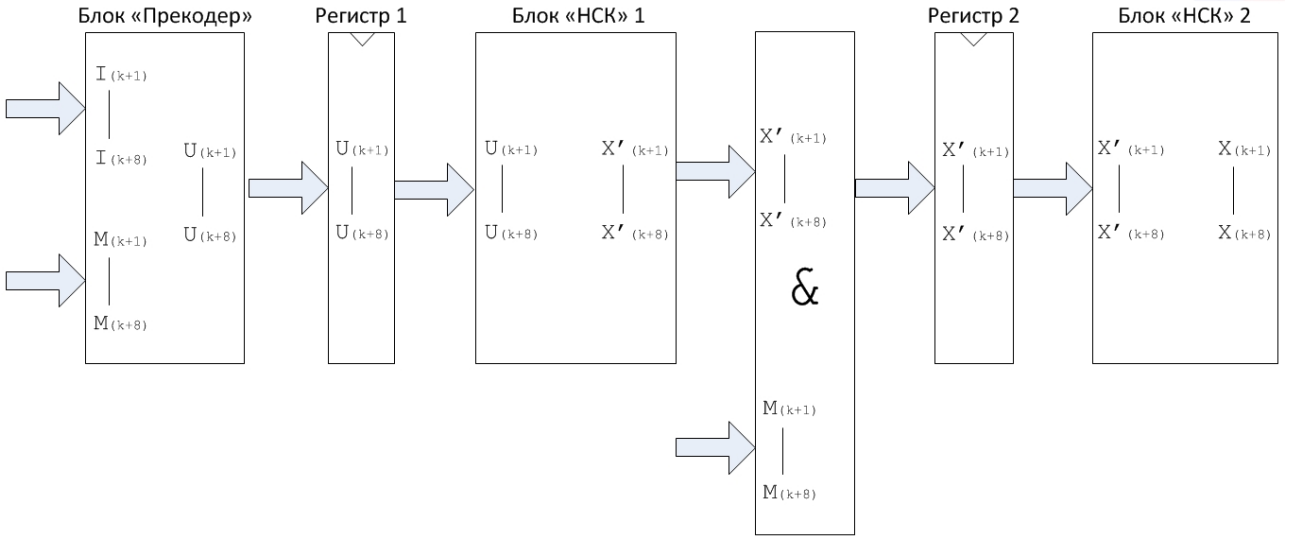


Рис. 8. Структурная схема систематического (32, 16)-кодера

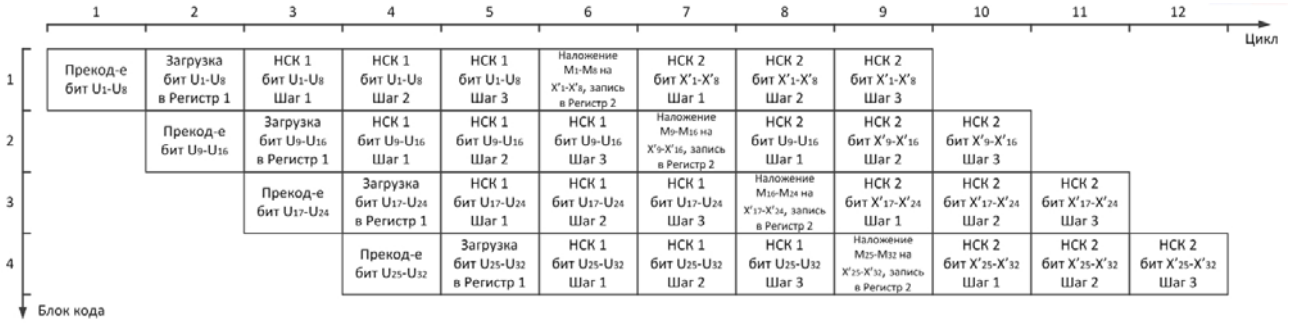


Рис. 9. Временная диаграмма конвейера систематического (32, 16)-кодера

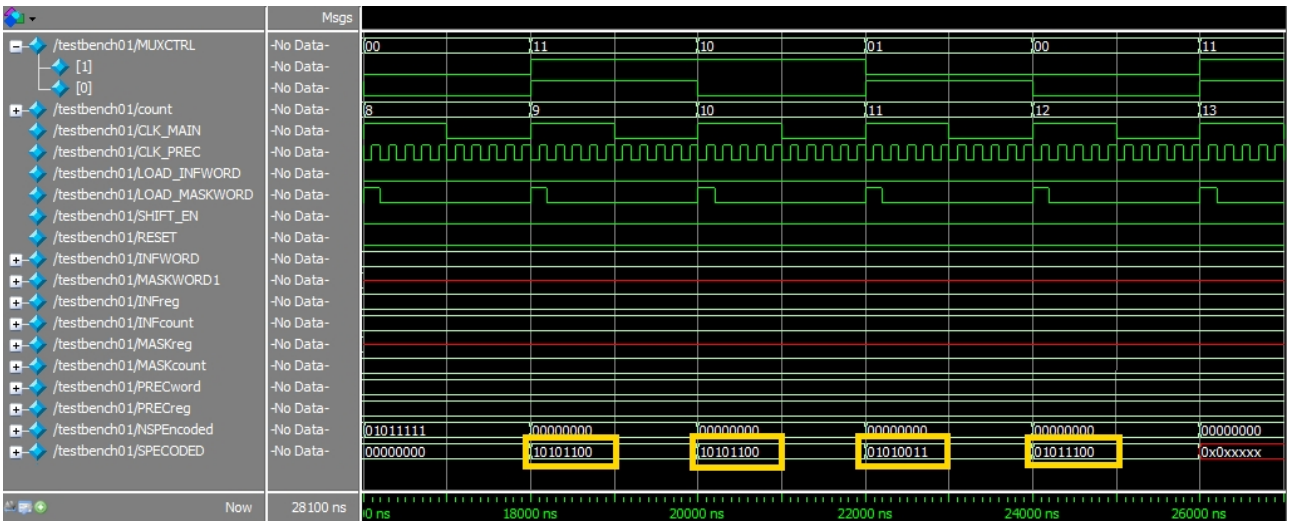


Рис. 10. Результаты симуляции в системе ModelSim 10.1

References

1. Arikan E. Channel polarization: A method for constructing capacity-achieving codes for symmetric binary-input memoryless channels. *IEEE Transactions on Information Theory*. 2009, Vol. 55, No. 7, P. 3051–3073. DOI: 10.1109/TIT.2009.2021379.

2. Eslami A., Pishro-Nik H. On bit error rate performance of polar codes in finite regime. *IEEE Communication, Control and Computing 48th Annual Allerton Conference.* 2010, P. 188–194. DOI: 10.1109/ALLERTON.2010.5706906.

3. Leroux C., Raymond A. J., Sarkis G. A semi-parallel successive-cancellation decoder for polar codes. *IEEE Transactions on Signal Processing.* Vol. 61, No. 2, 2013. P. 289–299. DOI: 10.1109/TSP.2012.2223693.

4. Arikan E. Systematic polar coding. *IEEE Communications Letters*. 2011, Vol. 15, No. 8, P. 860–862.

5. Tal I., Vardy A. List decoding of polar codes. *IEEE International Symposium on Information Theory.* 2011, P. 1–5.

6. Niu K., Chen K. Stack Decoding of Polar Codes. *Election Letter*. 2012, Vol. 48, No. 12, P. 695–696. DOI: 10.1049/el.2012.1459.

7. Trifonov P., Miloslavskaya V. Polar subcodes. *IEEE Journal on Selected Areas in Communications.* 2016, Vol. 34, No. 2, P. 254–266. DOI: 10.1109/JSAC.2015.2504269.

8. Leroux C., Raymond A. J. Hardware Implementation of Successive Cancellation Decoders for Polar Codes. *Journal of Signal Processing Systems archive.* 2012, Vol. 69, No. 3, P. 305–315. DOI: 10.1007/s11265-012-0685-3.

9. Leroux C., Tal I. Hardware architectures for successive cancellation decoding of polar codes. *IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP),* 2011. DOI: 10.1109/ICASSP.2011.5946819.

10. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. A Comparative Study of Polar Code Constructions for the AWGN Channel. Available at: https://arxiv.org/abs/1501.02473?context=cs (accessed: 28.11.2016).

11. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. Efficient systematic polar encoding. *IEEE Communication Letters.* 2016, Vol. 20, No. 1, P. 17–20. DOI: 10.1109/LCOMM.2015.2497220.

12. Sarkis G., Giard P., Vardy A., Thibeault C., Gross W. J. Fast Polar Decoders: Algorithm and Implementation. *IEEE Journal on Selected Areas in Communications.* 2014, Vol. 32, No. 5, P. 946–957. DOI: 10.1109/JSAC.2014.140514.

13. Sarkis G., Tal I. Flexible and Low-Complexity Encoding and Decoding of Systematic Polar Codes. *IEEE Transactions on Communications,* 2015. DOI: 10.1109/TCOMM.2016.2574996.

14. Parhi K. K. VLSI Digital Signal Processing Systems: Design and Implementation. USA, Wiley, 1999, 784 p.

15. Indumathi G., Aarthi Alias Ananthakirupa V. P. M. B., Ramesh M. Architectural Design of 32 Bit Polar Encoder. *Circuits and Systems*. 2016, No. 7, P. 551–561. Doi: 10.4236/cs.2016.75047.

16. Yamuna devi S., Magdalinjoenita G., Revathi V. An Advanced Architecture for 16-bit Polar Codes using Partially Parallel Encoder. *International Journal of Advanced Research in Electronics and Communication Engineering (IJARECE).* 2016, Vol. 5, No. 1, P. 16–18.

17. Vangala H., Viterbo E., Hong Yi. *Polar coding algorithms in MATLAB*. Available at: https://ecse.monash.edu//staff/eviterbo/polarcodes.html (accessed: 24.11.2016).

© Тимофеев Г. С., 2017

УДК 621.396.67

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 105–110

СВОЙСТВА ФРАКТАЛЬНОГО ТРАФИКА ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ СИСТЕМЫ МАССОВОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ С ОЧЕРЕДЬЮ

Н. Г. Треногин[1], М. Н. Петров[2*], Д. Е. Соколов[1]

[1]Макрорегиональный филиал «Сибирь» ПАО «Ростелеком»
Российская Федерация, 630099, г. Новосибирск, ул. М. Горького, 53
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: ettk@bk.ru

Изложены результаты исследования свойств потока событий, являющегося моделью сетевого трафика с фрактальными (самоподобными) свойствами, после прохождения обработки в системе массового обслуживания с очередью. В качестве базовой модели такого трафика используется фрактальный дробовой процесс (FSNDP), для которого ранее было установлено соответствие важнейших статистических характеристик реальному трафику в распределенных информационных системах. Посредством имитационного моделирования установлено, что выходной поток также обладает свойствами самоподобия, при этом степень выраженности самоподобных свойств возрастает с ростом загруженности системы. Также подтверждено, что выявленные зависимости являются общими для входного потока с различной степенью самоподобных свойств, причем при высокой загрузке системы массового обслуживания влияние степени самоподобия входного потока на свойства выходного потока нивелируется. Приведено объяснение явления нарастания фрактальности с ростом загрузки за счет срезания пиков трафика при полной загруженности канала. Полученные результаты предлагается рассматривать как базу для разработки тензорных моделей сетей массового обслуживания (СМО) с фрактальными потоками нагрузки.

Ключевые слова: фрактальный трафик, фрактальный дробовой процесс, FSNDP, СМО, имитационное моделирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 105–110

PROPERTIES OF FRACTAL TRAFFIC ON THE OUTPUT OF A QUEUING SYSTEM

N. G. Trenogin[1], M. N. Petrov[2*], D. E. Sokolov[1]

[1]Macroregional branch “Sibir” of PJSC “Rostelecom”
53, M. Gorky St., Novosibirsk, 630099, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: ettk@bk.ru

The article presents the results of a study of the event flow properties, which is a model of network traffic with fractal (self-similar) properties after processing in a queuing system. The base model of the traffic uses fractal shot-noise driven Poisson process (FSNDP). Definitions and the most common statistical properties of common fractal (self-similar) processes and FSNDP model are described in terms of measurable network traffic characteristics. Previously the authors proved matching the most important statistical characteristics of real traffic in distributed information systems to this model process. Through simulation it is determined that the output stream also shows the properties of self-similarity, and the degree of self-similar properties increases with increasing system utilization rate. It is also confirmed that the dependences identified are common to the input stream with different degree of self-similar properties, and degree of self-similarity of the input stream to the output stream properties is leveled for high-load queuing systems, while systems with low load rate demonstrate insignificant rise of fractal properties such as Hurst factor comparing to input event stream. Rising of fractal properties with increasing load is explained basing on application phenomenon of peak values cut-off in times of maximum load. Numerical parameters of the model simulated are based on previously performed statistical analysis of dumped network traffic of real client-server data processing application in a telecom operator WAN network. The results have been suggested as the basis for the development of tensor models of queuing networks with fractal load, and future study of analytical expressions for queuing networks fed by fractal load streams.

Keywords: fractal traffic, fractal shot-noise driven Poisson, FSNDP, queuing system, simulation.

Введение. В последние годы для математического моделирования трафика пакетных сетей передачи данных все чаще используются фрактальные стохастические процессы [1–4]. Фрактальные потоки, являясь развитием классических моделей теории телетрафика, учитывают такие свойства нагрузки, выявленные в современных высокоскоростных сетях, как склонность к всплескам, наличие внутренней корреляции и последействия, медленное сглаживание характеристик при рассмотрении в укрупненном временном масштабе.

В настоящей статье рассматриваются статистические характеристики фрактального потока после обработки в системе массового обслуживания с очередью, т. е. в общем случае, на произвольном участке сети массового обслуживания. Показано, что после прохождения системы с очередью фрактальные свойства сохраняются, причем степень выраженности этих свойств зависит от степени загрузки системы.

Основные понятия фрактальных моделей трафика. Понятие фрактальных (fractal), или самоподобных (self-similar), случайных процессов опирается на геометрическое понятие фрактала – объекта, в котором часть некоторым образом подобна целому. Аналогичным образом, случайный процесс $X(t)$ является самоподобным с параметром Херста H, если $X(t)$ и $a^{-H}X(at)$ имеют идентичные конечномерные распределения вероятностей для всех $a > 0$, т. е. процесс существенно не меняет вида при масштабировании по шкале времени – часть траектории процесса, как во фрактале, подобна целому, но не геометрически, а статистически. Параметр Херста H может принимать значения из интервала [0,5; 1), значение 0,5 означает полное отсутствие фрактальных свойств, рост H в сторону 1 – усиление выраженности самоподобного характера. Исчерпывающий обзор подходов к определению фрактальных моделей приведен в работе [4].

В зависимости от особенностей предметной области и целей моделирования, для описания трафика используются различные классы случайных процессов, в том или ином отношении обладающие фрактальными свойствами. Так, в качестве модели трафика магистральных каналов, агрегирующих потоки от значительного числа источников, могут применяться модели фрактального броуновского движения [5] или α-устойчивые процессы [6], общей характеристикой которых является определение процесса как последовательности отсчетов $\{x_i\}$, соответствующих количеству пакетов или байтов в потоке на последовательных единичных интервалах времени. Для описания поведения сети на уровне пропуска отдельных пакетов разработан класс точечных фрактальных процессов, траектория которых представляет собой последовательность $\{t_i\}$ моментов поступления очередного пакета. Хорошо проработан аппарат фрактальных On–Off процессов, рассматриваемых как чередование периодов активности и пауз, длительности которых обладают самоподобными свойствами, либо как суперпозиция нескольких таких последовательностей. Также предложены модели, опирающиеся не на конкретные модели потоков, а на их универсальные статистические характеристики [7].

Модель трафика на основе фрактального дробового процесса (FSNDP). В результате исследования реальных срезов Ethernet-трафика в действующих информационных системах автоматизации бизнес-процессов оператора связи авторами ранее было показано [8], что в качестве адекватной модели потока пакетов в распределенной системе обработки данных с вынесенными рабочими местами может использоваться один из фрактальных точечных процессов, а именно, фрактальный дробовой процесс, также называемый процессом FSNDP (Fractal Shot Noise Driven Poisson) [6; 7]. Для этого процесса существуют подходы к статистической оценке параметров по полученным дампам реального трафика, он также поддается корректной и вычислительно умеренно трудоемкой генерации по заданным параметрам [4–15].

Переменная во времени интенсивность процесса FSNDP задается непрерывным случайным процессом – фрактальным дробовым шумом, который получается путем фильтрации классического пуассоновского процесса.

Процесс FSNDP полностью определяется набором из пяти параметров (μ, β, K, A, B), имеющих следующий смысл.

Первичный пуассоновский поток $\{t_i\}$ с постоянной интенсивностью μ служит входом для линейного фильтра с импульсной функцией

$$h(t) = \begin{cases} Kt^{-\beta}, t \in (A, B) \\ 0, t \notin (A, B), \end{cases} \quad (1)$$

где β определяется степенью самоподобия процесса; A, B – неотрицательные ограничивающие параметры; K – положительная константа, определяющая амплитуду результирующего процесса. Фильтр порождает фрактальный дробовой шум

$$I(t) = \sum_{i=-\infty}^{\infty} h(t - t_i), \quad (2)$$

рассматриваемый как переменная интенсивность для второго пуассоновского точечного процесса, выходом которого является поток FSNDP (рис. 1).

Параметр β определяется степенью самоподобия процесса и связан с параметром Херста H:

$$H = 3/2 - \beta. \quad (3)$$

Процесс обладает устойчиво самоподобными свойствами при условии $A << B$ и A, достаточно близком к нулю. В практических моделях обычно принимается, что $A = 0$ или $A = 10^{-7}$.

Поток на выходе системы FSNDP/D/1. Результаты имитационного моделирования показывают, что последовательность событий, соответствующая моментам завершения обработки заявок в однолинейной системе массового обслуживания (СМО) с очередью и потоком FSNDP на входе, т. е. поток на выходе СМО после обработки, сохраняет фрактальные свойства.

На рис. 2 приведена зависимость средней длины очереди $q(\rho)$ в зависимости от загрузки системы ρ для искусственно сгенерированных срезов потока FSNDP, параметры которых отражены в таблице. Параметры срезов потока выбраны, исходя из роста параметра Херста H: 0,55 соответствует незначительному проявлению фрактальных свойств, при H = 0,6 и далее 0,7 фрактальные свойства уже более существенно выражены. Соотношение (3) позволяет предусмотреть значение H при генерировании среза потока, задавая показатель β. Однако так как данный показатель влияет также на итоговую интенсивность λ (соотношения для статистических характеристик фрактального дробового процесса приведены в [7]), для получения сопоставимых по интенсивности срезов помимо β варьировался коэффициент K.

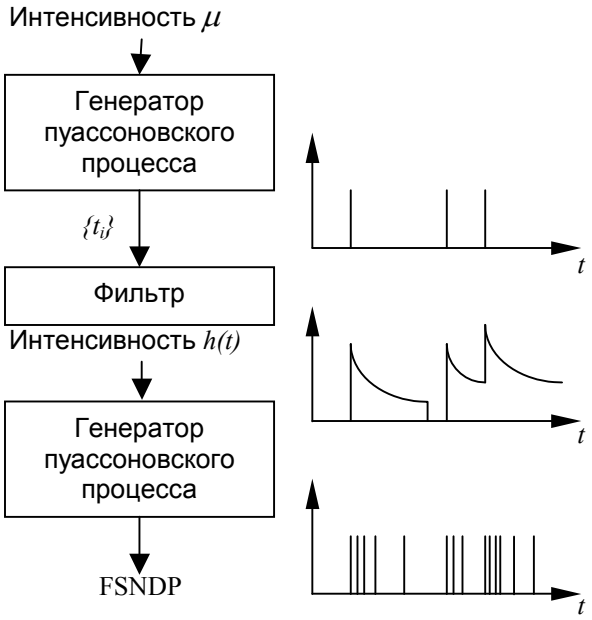


Рис. 1. Составляющие процесса FSNDP

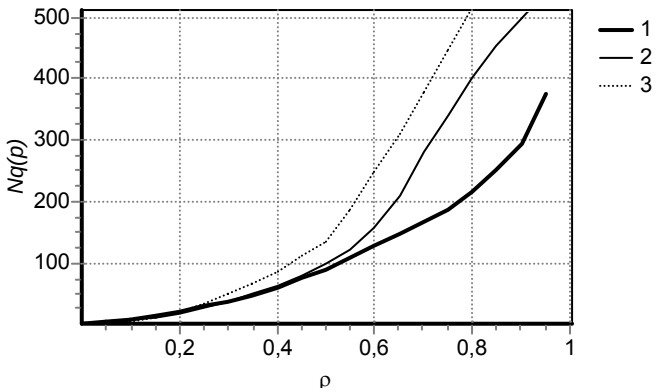


Рис. 2. Оценка длины очереди в СМО FSNDP/D/1 в зависимости от загрузки системы при возрастании степени самоподобия: H = 0,55, 0,6 и 0,7

Параметры срезов потока

	1	2	3
Длительность, с	1000	1000	1000
μ	0,025	0,025	0,025
K	10	20	40
β	0,95	0,9	0,8
A	0	0	0
B	100	100	100
Параметр Херста H	0,55	0,6	0,7
Средний объем пакета, байт	100	100	100

Ранее было установлено [8], что реальному сетевому трафику в моделях FSNDP наиболее соответствует модель с постоянным временем обслуживания (что в терминах предметной области означает постоянный объем пакета). По аналогии с классической теорией массового обслуживания, основанной на марковских потоках, исследуемую СМО можно обозначить как FSNDP/D/1.

Оценка параметра Херста в потоке на выходе системы FSNDP/D/1 (рис. 3) показывает, что степень самоподобия зависит как от степени самоподобия в исходном потоке, так и от загрузки системы. На основании проведенных имитационных экспериментов можно сформулировать следующие выводы.

1. Значение параметра Херста H возрастает с ростом загрузки СМО. H существенно растет при ρ до 0,4–0,5, далее рост замедляется, для высоконагруженных систем H превышает 0,9, что означает поток с крайне высокой степенью фрактальности, и дальнейшее увеличение ρ на фрактальность выходного потока существенного влияния не оказывает. Такое поведение характерно для исходных потоков как с маловыраженным самоподобием, так и с ярко выраженным.

2. Для слабонагруженных систем значение параметра Херста в выходном потоке несколько выше входного, но сопоставимо со входным. Это может использоваться как приближение при имитационном моделировании и при численных расчетах. Статистические характеристики входного и выходного потоков слабонагруженной СМО FSNDP/D/1 в части фрактальных характеристик могут условно считаться одинаковыми.

Для систем с высокой загрузкой влияние степени самоподобия входного потока нивелируется, значения на выходе оказываются одинаковыми, приближенными к 1, даже для входных потоков с крайне слабо выраженными фрактальными свойствами ($H < 0{,}6$). Это, однако, имеет малое практическое значение, так как для фрактального трафика очередь в СМО растет крайне быстро с ростом ρ за счет высокой пачечности и сильной корреляционной структуры; область $\rho > 0{,}5$–$0{,}6$ на практике означает систему, режим которой близок к выходу за пределы стационарного.

На прикладном уровне явление роста самоподобных свойств с ростом загрузки СМО может быть объяснено «эффектом полки», когда в пиковых интервалах за счет ограниченной пропускной способности независимо от поступления исходной нагрузки на выходе формируется постоянное или близкое к постоянному значение, соответствующее ограничению полосы (на рис. 4 профиль трафика для искусственно сгенерированного среза 3 с $H = 0{,}7$). В предельном случае, для высоконагруженных систем с ρ, стремящимся к 1, можно получить постоянный профиль трафика без случайных флуктуаций, «срезанный» по ширине полосы и полностью заполняющий канал. При этом в теории фрактальных процессов известно [4], что детерминированный процесс без случайной компоненты является абсолютно самоподобным с параметром $H = 1$. Рост H в сторону 1 при увеличении выраженных постоянных фрагментов выглядит объяснимым.

Заключение. Полученные результаты позволяют говорить о том, что поток на выходе СМО с фрактальным поступлением не только сохраняет общие фрактальные свойства, но и демонстрирует устойчивые зависимости как от параметров входного потока, так и от параметров СМО. В настоящее время ведется работа над исследованием характера этих зависимостей с целью получения соотношений, которые позволили бы численно оценить характеристики потоков.

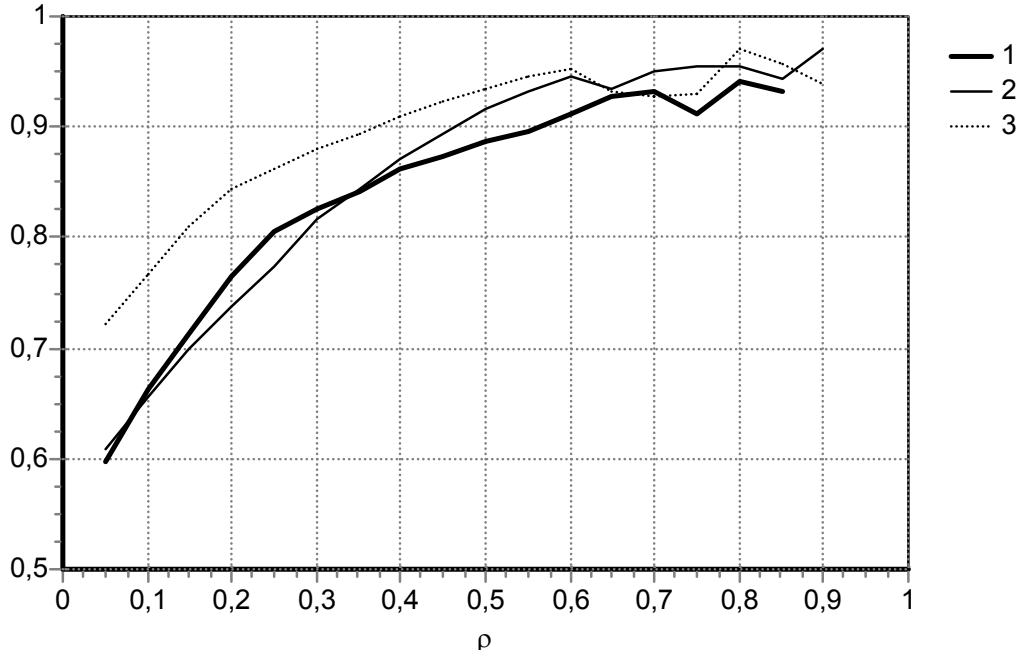


Рис. 3. Зависимость H от загрузки системы в выходном потоке для моделей таблицы

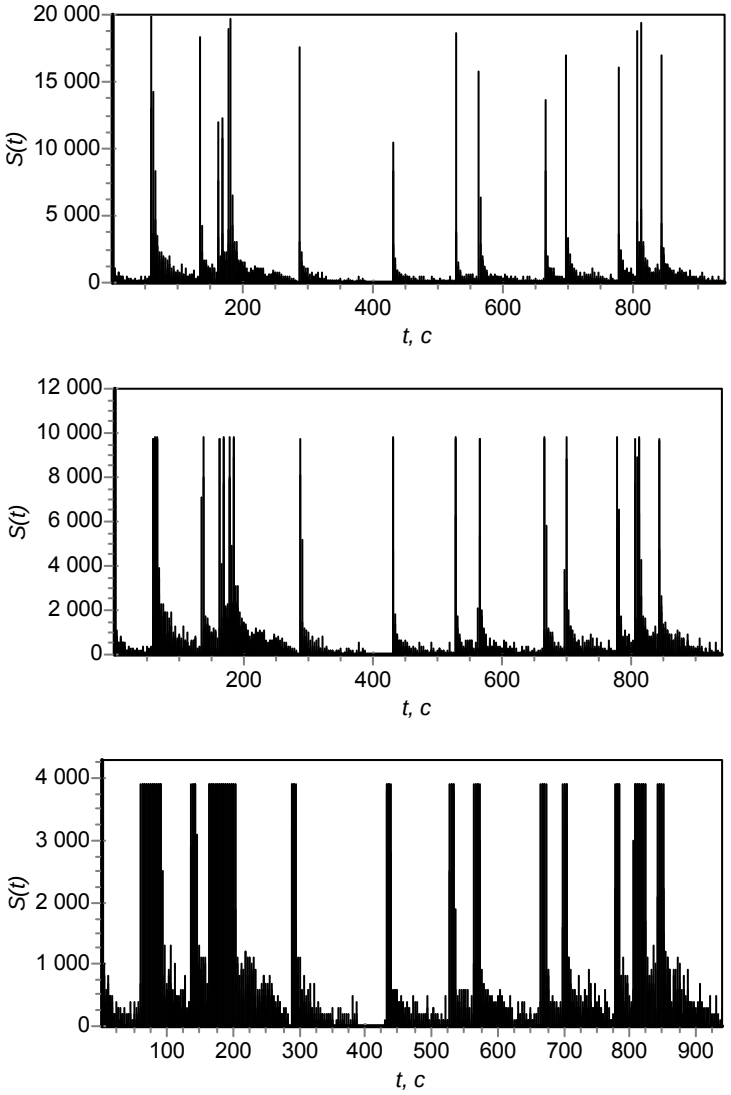


Рис. 4. Профиль трафика модели: входной, выходной с загрузкой 0,05 и 0,25

Также выявленный эффект, следствием которого является общность качественных характеристик фрактальных потоков до и после прохождения системы массового обслуживания с очередью, открывает широкое поле для исследований в области сетей массового обслуживания, в частности, на основе тензорных методов.

Актуальность темы статьи подтверждается исследованиями в работах [16; 17].

Библиографические ссылки

1. Цыбаков Б. С. Модель телетрафика на основе самоподобного случайного процесса // Радиотехника. 1999. № 5. С. 24–31.

2. Нейман В. И. Новое направление в теории телетрафика // Электросвязь. 1998. № 7. С. 27–30.

3. Нейман В. И. Самоподобные процессы и их применение в теории телетрафика // Тр. Междунар. Акад. связи. 1999. № 1. С. 11–15.

4. Шелухин О. И., Тенякшев А. М., Осин А. В. Фрактальные процессы в телекоммуникациях : монография. М. : Радиотехника, 2003. 480 с.

5. Norros I. The Management of Large Flows of Connectionless Traffic on the Basis of Self-Similar Modeling // ICC ’95, IEEE International Conference on Communications. Seattle, 1995. P. 344–356.

6. Соколов Д. Е., Треногин Н. Г. Линейный фрактальный устойчивый шум как модель трафика в системах обработки данных // Современные проблемы информатизации в технике и технологиях : сб. тр. Воронеж : Научная книга, 2004. Вып. 10. С. 263–264.

7. Петров М. Н., Пономарев Д. Ю. Самоподобие в системах массового обслуживания с ограниченным буфером // Электросвязь. 2002. № 2. С. 35–39.

8. Треногин Н. Г., Соколов Д. Е. Моделирование сетевого трафика в информационных системах на основе фрактального точечного процесса // Вестник университетского комплекса : сб. науч. тр. / под общ. ред. проф. Н. В. Василенко. Красноярск : ВСФ РГУИТП, НИИ СУВПТ, 2004. Вып. 2(16). С. 12–21.

9. Кокс Д., Льюис П.. Статистический анализ последовательностей событий / пер. с англ. И. А. Маховой, В. В. Рыкова ; ред. Н. П. Бусленко. М. : Мир, 1969. 310 с.

10. Ryu B. K. Fractal Network Traffic: From Understanding to Implications : Ph.D. thesis. Columbia University, 1996. 143 p.

11. Ryu B., Lowen S. Modeling, analysis and simulation of self-similar traffic using the fractal-shot-noise-driven Poisson process // Proc. IASTED Modeling and Simulation. Pittsburgh, PA, 1995.

12. Соколов Д. Е., Треногин Н. Г. Характер сетевого трафика на клиентском участке распределенной клиент-серверной системы // Информатика и проблемы телекоммуникаций : материалы Междунар. науч.-техн. конференции. Новосибирск : СибГУТИ, 2001. С. 34–35.

13. Соколов Д. Е. Моделирование нагрузки в клиент-серверных системах на основе фрактальных процессов // Управляющие и вычислительные системы. Новые технологии : материалы межвузовской науч.-техн. конференции. Вологда, 2001. С. 59–60.

14. Терехов В. И., Соколов Д. Е., Треногин Н. Г. Мониторинг и анализ трафика в IP-сетях: комплексный подход // Информатика и проблемы телекоммуникаций : материалы Междунар. науч.-техн. конф. Новосибирск : СибГУТИ, 2001. С. 36.

15. Соколов Д. Е., Треногин Н. Г. Фрактальные свойства трафика в действующей двухзвенной системе обработки данных // Современные проблемы информатизации в технике и технологиях : сб. тр. Воронеж : Научная книга, 2004. Вып. 10. С. 264–265.

16. Петров М. Н., Треногин Н. Г., Веловатый Е. А. Система поддержки операционной и бизнес-деятельности предприятия связи с использованием тензорной методологии анализа систем // Электросвязь. 2013. № 1. С. 17–20.

17. Веловатый Е. А. Оптимизация корпоративных информационных систем с использованием методов тензорного анализа : дис. … канд. техн. наук. Новосибирск : СибГУТИ, 2014.

References

1. Tsybakov B. S. [Teletraffic model based on Self-similar random process]. *Radiotechnica.* 1999, No. 5, P. 24–31 (In Russ.).

2. Neiman V. I. [New direction in teletraffic theory]. *Electrosvyaz.* 1998, No. 7, P. 27–30 (In Russ.).

3. Neiman V. I. [Self-similar processes and their application in teletraffic theory]. *Trudy Mezhdunarodnoy Akademii Svyazi*. 1999, No. 1, P. 11–15 (In Russ.).

4. Shelukhin O., Tenyakshev A., Osin A. *Fraktal'nye protsessy telekommunikatsiyakh* [Fractal processes in telecommunications]. Moscow, Radiotechnica Publ., 2004, 480 p.

5. Norros I. The Management of Large Flows of Connectionless Traffic on the Basis of Self-Similar Modeling. *ICC '95, IEEE International Conference on Communications*. Seattle, 1995, P. 344–356.

6. Sokolov D. E., Trenogin N. G. [Linear fractal stable noise as a model of traffic in data processing systems]. *Sovremennye problemy informatizatsii v tekhnike i tekhnologiyakh.* [Modern problems of informatization in technics and technologies]. Voronezh, Nauchnaya kniga Publ., 2004, No. 10, P. 263–264 (In Russ.).

7. Petrov M. N., Ponomaryov D. Y. [Self-similarity in queuing systems with limited buffer]. *Electrosvyaz*. 2002, No. 2, P. 35–39 (In Russ.).

8. Trenogin N. G., Sokolov D. E. [Modeling of network traffic basing on a fractal point process]. *Vestnik universitetskogo kompleksa*. 2004, No. 2(16), P. 12–21 (In Russ.).

9. Cox D., Lewis P. The statistical analysis of series of events. Chapman and Hall, 1966, 285 p.

10. Ryu B. K. Fractal Network Traffic: From Understanding to Implications. Ph.D. thesis. Columbia University, 1996, 143 p.

11. Ryu B., Lowen S. Modeling, analysis and simulation of self-similar traffic using the fractal-shot-noise-driven Poisson process. *Proc. IASTED Modeling and Simulation*, Pittsburgh, PA, 1995.

12. Sokolov D. E., Trenogin N. G. [The nature of the network traffic to the client site distributed client-server system]. *Materialy mezhvuzovskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Upravlyayushchie i vychislitel'nye sistemy. Novye tekhnologii"* [International scientific-technical conference Informatics and problems of telecommunications]. Novosibirsk, SibSUTIS Publ., 2001, P. 34–35 (In Russ.).

13. Sokolov D. E. [Modeling of load in a client-server systems based on fractal processes. Inter-university scientific-technical conference "Control and computer systems. New technologies"]. Vologda, 2001, P. 59–60. (In Russ.).

14. Terekhov V. I., Sokolov D. E., Trenogin N. G. [Monitoring and analysis of the traffic in IP-based networks: an integrated approach]. *Materialy Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Informatika i problemy telekommunikatsiy".* [International scientific-technical conference Informatics and problems of telecommunications]. Novosibirsk, SibSUTIS Publ., 2001, P. 36 (In Russ.).

15. Sokolov D. E., Trenogin N. G. [Fractal properties of traffic in an actual two-tier data-processing system]. *Sovremennye problemy informatizatsii v tekhnike i tekhnologiyakh.* [Modern problems of informatization in technics and technologies]. Voronezh, Nauchnaya kniga Publ., 2004, No. 10, P. 264–265 (In Russ.).

16. Petrov M. N., Trenogin N. G., Velovaty E. A. [System of support of the operating room and business activity of telecommunications agency with use of tensor methodology of the analysis of systems]. *Elektrosvyaz'.* 2013, No. 1, P. 17–20 (In Russ.).

17. Velovaty E. A. *Optimizatsiya korporativnykh informatsionnykh sistem s ispol'zovaniem metodov tenzornogo analiza. Kand. Diss.* [Optimization of corporate information systems with use of methods of the tensor analysis. Kand. Diss.]. Novosibirsk, 2014.

© Треногин Н. Г., Петров М. Н.,
Соколов Д. Е., 2017

Раздел
Part
2

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

AVIATION AND SPACECRAFT ENGINEERING

УДК 519.248.6

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 112–117

СТАТИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВЗАИМОСВЯЗИ КОНСТРУКТИВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ

Е. И. Балабан[1], П. Ю. Бунаков[2*], А. В. Гальченко[3], В. А. Тегин[1]

[1]Коломенский институт (филиал) Московского политехнического университета
Российская Федерация, 140408, г. Коломна, ул. Октябрьской революции, 408
[2]Государственный социально-гуманитарный университет
Российская Федерация, 140410, г. Коломна, ул. Зеленая, 30
[3]НПК «Конструкторское бюро машиностроения»
Российская Федерация, 140402, г. Коломна, просп. Окский, 42
[*]E-mail: pavel_jb@mail.ru

Предметом исследований выступает авиационная техника, применяемая к настоящему времени в нашей стране и за рубежом. Были приняты к рассмотрению технические характеристики 25 отечественных и 54 зарубежных самолетов гражданской и военно-транспортной авиации. Целью исследований являлось изучение возможностей развития подобной авиационной техники в зависимости от некоторых основных характеристик самолетов. В качестве математического аппарата для анализа рассматриваемых зависимостей был выбран корреляционно-регрессионный анализ. Изложены результаты статистического анализа взаимосвязи выбранного перечня основных параметров самолетов. Наибольшая корреляция наблюдалась между грузоподъемностью и массой пустого самолета, что послужило основой для дальнейшего анализа и построения зависимостей. Результаты анализа показали необходимость разделения самолетов по массе как минимум на две группы: менее 75 т и более 75 т, а также по странам-производителям: российские и зарубежные. Целесообразность группировки проверена с помощью теста Г. Чоу. Установлено, что рассмотрение нелинейных моделей нецелесообразно, поскольку линейная модель зависимости не уступает нелинейной модели по степени достоверности. Получены зависимости грузоподъемности от массы пустого самолета для каждой из выделенных групп самолетов. При этом использовались интегральные характеристики. Найдены доверительные интервалы для прогноза зависимости грузоподъемности от массы пустого самолета. При этом, как и следовало ожидать, вне 90%-го интервала оказались показатели лишь 7 самолетов. Выявлен больший разброс данных по грузоподъемности для отечественных самолетов и среднее отставание от зарубежных аналогов более чем на 2,5 т. Таким образом, с помощью выбранного математического аппарата могут быть получены статистические закономерности, позволяющие анализировать существующую практику проектирования, прогнозировать уровень развития конструкции самолетов гражданской и военно-транспортной авиации. Аналогичные методы исследования могут быть применены в различных областях разработки и производства перспективной высокотехнологичной продукции, включая ракетно-космическую область.

Ключевые слова: самолет, грузоподъемность, взлетная масса, конструктивное совершенство, коэффициент корреляции, уравнение регрессии.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 112–117

STATISTICAL ANALYSIS OF THE RELATIONSHIP OF CONSTRUCTIVE CHARACTERISTICS OF AIRCRAFTS

E. I. Balaban[1], P. Yu. Bunakov[2*], A. V. Gal'chenko[3], V. A. Tegin[1]

[1]Kolomna Institute of Moscow Polytechnic University
408, Oktyabr'skaya revolyutsiya Str., Kolomna, 140408, Russian Federation
[2]State Social-Humanitarian University
30, Zelenaya Str., Kolomna, 140410, Russian Federation
[3]Research and Production Corporation «Konstruktorskoye byuro mashynostroyeniya»,
42, Okskiy Av., Kolomna, 140402, Russian Federation
[*]E-mail: pavel_jb@mail.ru

The subject of this research is modern domestic and foreign aviation technology. Technical specifications of civilian and military transport aircrafts, 25 of which made in Russia and 54 abroad, were inspected. The main purpose of investigation is exploration of dependences between aviation technology development and certain major aircraft parameters. Correlation and regression analysis was used for research of dependences as mathematical apparatus. The article contains the results of statistical analysis of relationship between chosen aircraft parameters. The most correlation was found between payload capacity and unloaded plane weight. This was the reason for further analysis and development of dependences. As a result of this analysis all aircrafts were divided by the following parameters: dry weight (less then 75 tons and more than this value) and the place of origin (Russian and foreign). Chow's test was used to examine the applicability of such grouping. Linear model of dependences gives the same accuracy as nonlinear model so it was used in this research. Dependence of aircraft payload on dry weight was obtained for aircrafts of all groups. Integrated parameters were used for analysis. Confidential intervals for dependence of aircraft payload on dry weight prediction was found. Parameters of only 7 aircrafts were out of 90 % interval. Domestic aircrafts have more payload spread and on the average trail by 2.5 tons of foreign ones. Statistical principles obtained using chosen mathematical apparatus allow analyzing existing design technologies and prognosing the level of development aircraft construction. The similar method of research can be used in various areas of development and manufacturing prospective high tech production, including space-rocket hardware.

Keywords: aircraft, payload, take-off mass, constructional perfection, correlation coefficient, regression equation.

Введение. Комплексная оценка технического уровня объекта должна основываться на анализе нескольких его характеристик. При учете большого числа показателей конструктивного, производственно-технического и эксплуатационного совершенства задача является достаточно обширной и трудоемкой. Наиболее важными представляются лишь данные, позволяющие изучить конструктивное совершенство, прежде всего массовое и энергетическое. Понятие «конструктивное совершенство» включает совокупность свойств и характеристик, присущих самому летательному аппарату и мало зависящих от технологии производства и условий его эксплуатации. При этом конструктивное совершенство группы объектов одного и того же назначения не является «застывшим» показателем, а изменяется в лучшую сторону с появлением каждой новой удачной конструкции. По своей природе эти характеристики являются обобщающими, поэтому по их уровню может быть оценено техническое совершенство авиационных конструкций. Одной из самых представительных характеристик любого самолета является масса его конструкции, которая является важнейшим фактором, влияющим на стоимость летательных аппаратов [1–3], что неоднократно подтверждено и в работах исследователей, принадлежащих к коллективу авторов этой статьи [4–9].

В данной работе анализировались статистические показатели, отражающие конструктивное совершенство гражданских и военно-транспортных самолетов многих стран мира за период с 1960 по 2010 гг. [10–17]. В ходе исследования установлено, что этот массив целесообразно изучать не только в совокупности, но и по группам самолетов, имеющим те или иные устойчивые различия в основных показателях. Применяемый математический аппарат позволяет получать статистические закономерности для анализа практики проектирования и прогнозирования уровня конструктивного совершенства авиационной и ракетно-космической продукции.

Группировка объектов и построение моделей. Для проведения анализа и получения необходимых зависимостей были рассмотрены технические характеристики двадцати пяти отечественных самолетов и пятидесяти четырех самолетов зарубежного производства с массой пустого самолета от 6,7 до 276 т и соответствующей максимальной взлетной массой от 11,6 до 560 т.

В табл. 1 указано количество исследуемых объектов в соответствии с общепринятой классификацией по максимальной взлетной массе VM, равной сумме массы пустого самолета M и его грузоподъемности GM [18].

Для выявления наличия и формы связи (линейная, логарифмическая, степенная или экспоненциальная) между грузоподъемностью (GM) и массой (M) пустых самолетов использовался регрессионный анализ [19; 20]. С его помощью были найдены выборочные коэффициенты корреляции $\rho(X, Y)$ между M и GM, M и $\ln(GM)$, а также между $\ln(M)$ и GM, $\ln(M)$ и $\ln(GM)$ (табл. 2) как для всех рассматриваемых объектов, так и для отдельных их классов.

Незначительное количество объектов со взлетной массой менее 30 т не позволило установить достоверной зависимости, поэтому они были объединены в группу со взлетной массой менее 75 т. Кроме обеспечения значения выборочного коэффициента корреляции, превышающего величину 0,86, это позволило рассмотреть две выборки практически одинакового объема: 38 объектов массой более 75 т и 41 объект массой менее 75 т.

Из табл. 2 видно, что связь между массой пустого самолета и его грузоподъемностью как для всех объектов, так и для самолетов с взлетной массой более 75 т и менее 75 т может быть описана различными соотношениями:

– линейным: $GM = \alpha + \beta \cdot M$;

– экспоненциальным: $GM = e^{\alpha} \cdot e^{\beta M}$ ($\ln GM = \alpha + \beta \cdot M$);

– логарифмическим: $GM = \alpha + \beta \cdot \ln M$;

– степенным $GM = e^{\alpha} \cdot M^{\beta}$ ($\ln GM = \alpha + \beta \cdot \ln M$).

Наибольшие значения коэффициентов корреляции соответствуют линейной и степенной моделям.

Характеристиками, позволяющими выявить по результатам наблюдений взаимозависимость двух показателей, являются выборочный коэффициент корреляции и выборочный коэффициент детерминации: $R^2 = \rho^2(X, Y)$.

Таблица 1

Группировка объектов по максимальной взлетной массе

Класс объекта	Максимальная взлетная масса *VM*	Всего	Россия	Зарубежные страны
1	Более 75 т	38	9	29
2	От 30 до 75 т	19	9	10
3	От 10 до 30 т	22	7	15
Итого		79	25	54

Таблица 2

Значения выборочных коэффициентов корреляции *M* с *GM* и ln*GM*

Максимальная взлетная масса *VM*	ρ(*M*, *GM*)			ρ(*M*, ln(*GM*))			ρ(ln(*M*), *GM*)			ρ(ln(*M*), ln(*GM*))		
	Все	Зарубежные	Российские	Все	Зарубежные	Российские	Все	Зарубежные	Российские	Все	Зарубежные	Российские
Для всех самолетов	**0,99**	**0,98**	**0,99**	**0,87**	**0,87**	**0,89**	**0,99**	**0,99**	**0,99**	**0,97**	**0,97**	**0,97**
VM > 75 т	**0,97**	**0,97**	**0,98**	**0,92**	**0,91**	**0,93**	**0,95**	**0,94**	**0,98**	**0,95**	**0,94**	**0,98**
30 т < *VM* ≤ 75 т	0,77	**0,96**	0,49	0,79	**0,96**	0,52	0,79	**0,96**	0,52	0,79	**0,96**	0,53
10 т < *VM* ≤ 30 т	0,68	0,77	0,66	0,71	0,78	0,66	0,73	0,80	0,67	0,74	0,80	0,68
VM ≤ 75 т	**0,94**	**0,98**	**0,86**	**0,93**	**0,95**	**0,89**	**0,94**	**0,97**	**0,91**	**0,94**	**0,96**	**0,92**

Примечание. Полужирным шрифтом выделены коэффициенты корреляции, превышающие значение 0,86.

Были получены следующие линейные модели:

– $GM = -4{,}768 + 1{,}105 \cdot M$ (все типы самолетов, $R^2 = 0{,}972$); (1)

– $GM = 0{,}495 + 1{,}068 \cdot M$ (грузоподъемность более 75 т, $R^2 = 0{,}942$); (2)

– $GM = -1{,}621 + 0{,}862 \cdot M$ (грузоподъемность менее 75 т, $R^2 = 0{,}875$); (3)

– $GM = -7{,}658 + 1{,}124 \cdot M$ (российские самолеты, $R^2 = 0{,}980$); (4)

– $GM = -3{,}234 + 1{,}093 \cdot M$ (зарубежные самолеты, $R^2 = 0{,}968$). (5)

Сравнение соотношений (2) и (3) позволяет сделать вывод о том, что увеличение массы пустого самолета на 1 т для более тяжелых самолетов первого класса приводит к увеличению их грузоподъемности на 1,068 т, а для более легких самолетов второго и третьего классов – всего на 0,862 т.

Из соотношений (4) и (5) следует, что российские самолеты по сравнению с зарубежными аналогами в среднем обладают грузоподъемностью на 4,424 т меньшей при той же массе пустого самолета. При этом прирост грузоподъемности при увеличении массы пустого самолета на 1 т у них больше на 0,031 т.

Анализ необходимости группировки по массе и по странам-изготовителям был проведен с помощью теста Г. Чоу [21]. Тест показал, что при рассмотрении линейных моделей группировка по странам-изготовителям значима с уровнем значимости 0,30 ($F = 1{,}22$).

Учет страны-изготовителя может быть произведен за счет введения фиктивной переменной *f*, которая равна единице, если рассматривается самолет российского производства. При этом получено соотношение

$$GM = -3{,}859 + 1{,}104 \cdot M - 2{,}659 \cdot f \quad (R^2 = 0{,}972). \quad (6)$$

Коэффициент при фиктивной переменной показывает, что в целом для всех рассматриваемых объектов грузоподъемность российских самолетов на 2,659 т меньше, чем у зарубежных аналогов ($t_f = -1{,}029$, уровень значимости 0,307).

Анализ результатов. Степени достоверности степенных моделей, аналогичных соотношениям (1)–(6), ненамного отличаются от линейных моделей, поэтому рассмотрение нелинейных моделей оказалось нецелесообразным.

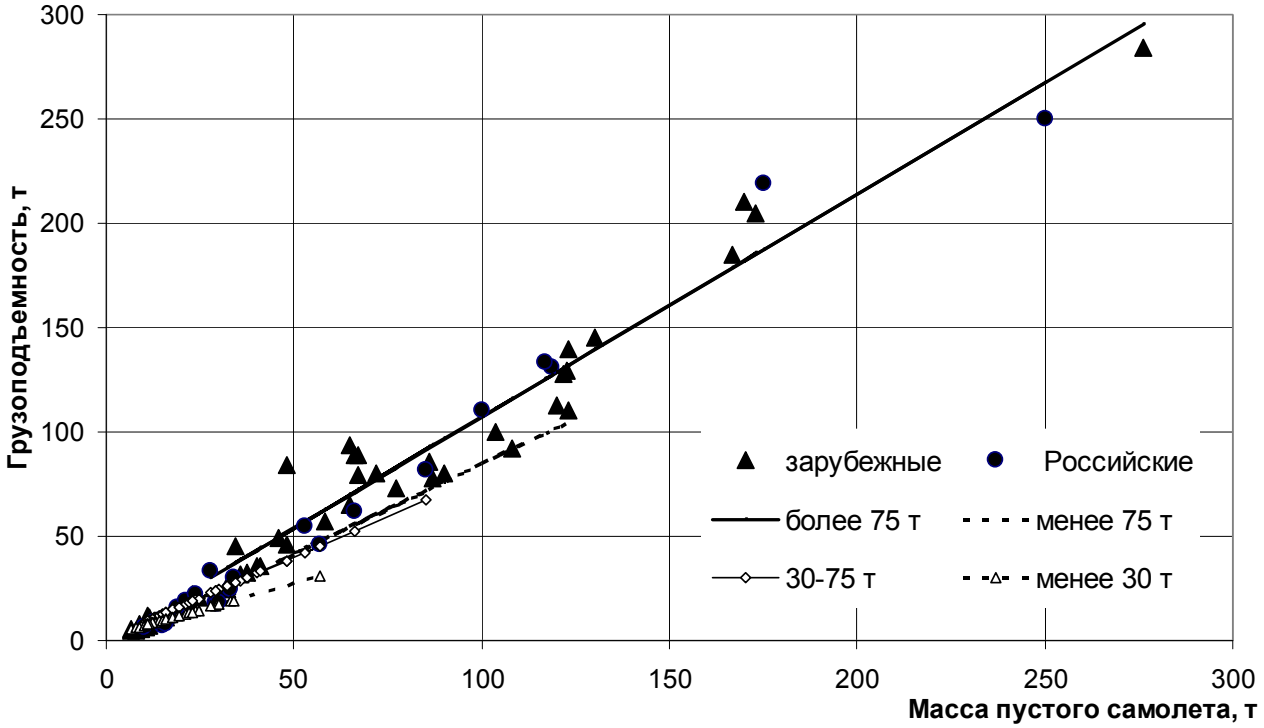
Согласно тесту Г. Чоу группировка по массе (до 75 т и более 75 т) значима для линейных моделей с уровнем значимости 0,096 ($f = 2{,}415$). В то же время, как это видно из рисунка, явно просматривается зависимость углового коэффициента линейного тренда от массы.

Использование модели (1) для прогноза грузоподъемности самолетов со взлетной массой менее 75 т приводит к завышенной оценке грузоподъемности: для самолетов МА60, Ил-114, Ан-148, Су-100 и Ту-134 она превышает 50 %.

Для самолетов со взлетной массой более 75 т соотношения (1) и (2) дают близкие по величине оценки, отличающиеся не более чем на 10 %, а для большинства самолетов со взлетной массой более 150 т они отличаются менее чем на 2 %.

Следует также отметить, что классификация по массе позволяет уменьшить доверительные интервалы для истинного значения грузоподъемности. Точность оценки соотношениями (1)–(5) грузоподъемности самолетов соответствующих классов для уровней надежности 70, 90, 95 и 99 % приведена в табл. 3.

Из рассмотренных для построения модели (1) самолетов фактическая грузоподъемность оказалась вне 90%-го интервала (больше оценки) для С-135, А400, С-5, Ан-124, что можно объяснить тем, что они только грузовые (т. е. транспортные), и для DC-10-10 (меньше оценки).



Линии тренда для различных групп исходных данных
(классификация по максимальной взлетной массе)

Таблица 3

Точность оценки грузоподъемности самолетов, т

Номер формулы	Уровень надежности			
	70 %	90 %	95 %	99 %
1	±15,8	±21,6	±24,7	±31,3
2	±22,4	±30,9	±35,6	±45,5
3	±4,5	±6,3	±7,2	±9,2
4	±16,6	±22,8	±26,3	±33,4
5	±25,6	±35,5	±41,2	±53,3

Для самолетов со взлетной массой менее 75 т, данные по которым использовались при построении модели (3), фактическая грузоподъемность оказалась вне 90%-го интервала для Ан-12 (больше оценки), а также для Ту-134Б, Ту-334 (меньше оценки).

Согласно табл. 2 парные коэффициенты корреляции между массой пустого самолета и его грузоподъемностью для самолетов российского производства грузоподъемностью от 30 до 75 т и от 10 до 30 т равны соответственно 0,49 и 0,66 против 0,96 и 0,77 для зарубежных аналогов. Это свидетельствует о значительном разбросе их фактических показателей от среднего значения. Данный факт объясняется влиянием особенностей конструирования, присущих различным предприятиям-разработчикам.

В целом грузоподъемность российских самолетов ниже, чем зарубежных аналогов. Это, по мнению авторов, связано с использованием более совершенных в весовом отношении конструкционных материалов.

Заключение. Проведенные с помощью корреляционно-регрессионного анализа исследования выявили наличие существенно значимой взаимосвязи грузоподъемности от массы пустого самолета. На основе обработки данных о технических характеристиках самолетов отечественного и зарубежного производства с массой пустого самолета от 6,7 до 276 т и максимальной взлетной массой от 11,6 до 560 т были получены зависимости между указанными показателями для различных групп самолетов. Более полное исследование показателей конструктивного совершенства самолетов, учитывающее другие характеристики, требует использования бóльших массивов фактических данных. Результаты проведенного исследования могут быть применены для оценки степени технического совершенства вновь создаваемых самолетов и другой высокотехнологичной продукции.

Библиографические ссылки

1. Саркисян С. А., Минаев Э. С., Нечаев П. А. Экономическая эффективность перевозок грузов воздушным транспортом. М. : Транспорт, 1984. 139 с.

2. Мышкин Л. В. Прогнозирование развития авиационной техники. М. : Физматлит, 2008. 123 с.

3. Проектирование самолетов / С. М. Егер [и др.] // М. : Машиностроение, 1983. 616 с.

4. Балабан Е. И., Гальченко А. В., Тегин В. А. Применение ценометрического метода определения стоимости серийных образцов боевой техники для выполнения долгосрочного исследовательского прогноза её закупок // Вооружение и экономика. 2015. № 1(30). С. 83–98.

5. Гальченко А. В., Тегин В. А. Долгосрочный прогноз стоимости боевых летательных аппаратов и численности ВВС стран мира // Вооружение и экономика. 2012. № 3(19). С. 73–84.

6. Гальченко А. В., Тегин В. А. К вопросу о парадигме формирования цен на высокотехнологичную продукцию // В мире научных открытий. 2011. № 6 (18). С. 79–85.

7. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. A. Long Term Forecast of Market Pricesfor Military Transport Aircraft // Studies on Russian Economic Development. 2010. Vol. 21, No. 4. P. 380–392.

8. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. Long-Term Forecasting of Investments in Civil and Military Transport Aviation. Studies on Russian Economic Development. 2007. Vol. 18, No. 5. P. 457–465.

9. Гальченко А. В., Тегин В. А. Долгосрочное прогнозирование инвестиций в гражданскую и военно-транспортную авиацию // Проблемы прогнозирования. 2007. № 5. С. 16–26.

10. Данилкович Д., Шварев В. Оценка мирового рынка авиационной техники в 2004–2008 гг. Анализ портфеля заказов на поставку авиатехники в 2009–2013 гг. // Рынки вооружений. 2008. Т. 8, № 10, С. 22–31.

11. Данилкович Д., Шварев В. Анализ мирового рынка военных самолетов в 2001–2015 гг. Многофункциональные истребители, самолеты-заправщики и самолеты БПА // Рынки вооружений. 2007. Т. 7, № 7. С. 24–28.

12. Военные самолеты мира. Справочник / под ред. Н. Н. Новичкова. М. : Информационное агентство «АРМС-ТАСС», 2009. 412 с.

13. Беляев В. В., Левин А. М., Ружинский Е. И. Справочник по зарубежным военным и гражданским самолетам и вертолетам (по материалам иностранной печати). М. : ЦАГИ им. профессора Жуковского Н. Е., 1985. 370 с.

14. Transfers of major conventional weapons: sorted by supplier. Deals with deliveries or orders made for year range 2011 to 2011 [Электронный ресурс] // SIPRI Arms Transfers Database. URL: https://ru.scribd.com/document/126175568/Trade-Register-Arms-Transfer (дата обращения: 16.02.2017).

15. Selected Acquisition Report (SAR). Defense Acquisition Management Information Retrieval (DAMIR) [Электронный ресурс]. URL: http://www.globalsecurity.org/military/library/budget/fy2013/sar (дата обращения: 16.02.2017).

16. World Air Forces 2013. Flightglobal Insight. Quadrant House, The Quadrant, Sutton, Surrey, SM2 5AS. UK. 62 p.

17. Jackson P. Jane's. All the World's Aircraft. Ninety-fifth year of issue 2004–2005. P. 1 / Jane's Information Group. 2004. 860 p.

18. Классификация летательных аппаратов [Электронный ресурс]. URL: http://crown-airforce.narod.ru/classif.html (дата обращения: 09.12.2016).

19. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М. : Диалектика-Вильямс, 2016. 912 с.

20. Айвазян С. А. Основы эконометрики. М. : Юнити-ДАНА, 2001. 432 с.

21. Chow G. Tests of equality between sets of coefficients in two linear regressions // Econometrica. 1960. Vol. 28. P. 591–605.

References

1. Sarkisyan S. A., Minaev E. S., Nechaev P. A. *Ehkonomicheskaya ehffektivnost' perevozok gruzov vozdushnym transportom* [The economic efficiency of transport of goods by air transport]. Moscow, Transport Publ, 1984, 139 p.

2. Myshkin L. V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoy tekhniki* [Forecasting the development of aviation technology]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 123 p.

3. Eger S. M., Mishin V. F., Lisejcev N. K., Badyagin A. A., Rotin V. E., Skltskij F. I., Kondratov N. A., Kiselev V. A., Fomin N. A. *Proektirovanie samoletov* [Design of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 616 p.

4. Balaban E. I., Gal'chenko A. V., Tegin V. A. [Application animationslogo method of determining the value of serial samples of military equipment for performing long-term research forecast it procurement]. *Vooruzhenie i ekonomika.* 2015, No. 1(30), P. 83–98 (In Russ.).

5. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. [Long-term forecast of the cost of fighting aircraft and number of air force countries in the world]. *Vooruzhenie i ekonomika.* 2012, No. 3(19), P. 73–84 (In Russ.).

6. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. [To the question about the paradigm of price formation for high-tech products]. *V mire nauchnykh otkrytiy*. 2011, No. 6 (18), P. 79–85 (In Russ.).

7. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. A. Long Term Forecast of Market Pricesfor Military Transport Aircraft. *Studies on Russian Economic Development.* 2010, Vol. 21, No. 4, P. 380–392.

8. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. Long-Term Forecasting of Investments in Civil and Military Transport Aviation. *Studies on Russian Economic Development*. 2007, Vol. 18, No. 5, P. 457–465.

9. Gal'chenko A. V., Tegin V. A. [Long-term forecasting of investment in civil and military transport aircraft]. *Problemy prognozirovaniya*. 2007, No. 5, P. 16–26 (In Russ.).

10. Danilkovich D., Shvarev V. [Evaluation of the world market of aviation equipment in 2004–2008. Analysis of the portfolio of orders for the supply of aircraft in 2009–2013]. *Rynki vooruzheniy*. 2008, Vol. 8, No. 10, P. 22–31. (In Russ.).

11. Danilkovich D., Shvarev V. [Analysis of the world market of military aircraft in 2001–2015. Multifunction fighter jets, tanker aircraft and drones]. *Rynki vooruzheniy*. 2007, Vol. 7, No. 7, P. 24–28 (In Russ.).

12. *Voennye samolety mira. Spravochnik* [Military aircraft of the world. Reference]. Ed. N. N. Novichkova. Moscow, Informacionnoe agentstvo ARMS-TASS Publ., 2009, 412 p.

13. Belyaev V. V., Levin A. M., Ruzhinskij E. I. *Spravochnik po zarubezhnym voennym i grazhdanskim samoletam i vertoletam (po materialam inostrannoy pechati).* [Handbook of foreign military and civil aircraft and helicopters (on materials of foreign seal)]. Moscow, CAGI im. professora N. E. Zhukovskogo Publ., 1985, 370 p.

14. Transfers of major conventional weapons: sorted by supplier. Deals with deliveries or orders made for year range 2011 to 2011 // SIPRI Arms Transfers Database. Available at https://ru.scribd.com/document/126175568/Trade-Register-Arms-Transfer (accessed 16.02.2017).

15. Selected Acquisition Report (SAR). Defense Acquisition Management Information Retrieval (DAMIR). Available at http://www.globalsecurity.org/military/library/budget/fy2013/sar (accessed 16.02.2017).

16. World Air Forces 2013. Flightglobal Insight. Quadrant House, The Quadrant, Sutton, Surrey, SM2 5AS, UK. 62 p.

17. P. Jackson Jane's. All the World's Aircraft. Ninety-fifth year of issue 2004–2005. Part 1 // Jane's Information Group. 2004. 860 p.

18. *Klassifikaciya letatel'nyh apparatov* [Classification of aircraft]. Available at: http://crown-airforce.narod.ru/classif.html (accessed 09.12.2016).

19. Drejper N., Smit G. *Prikladnoy regressionnyy analiz* [Applied regression analysis]. Moscow, Dialektika-Vil'yams Publ. 2016. 912 p.

20. Ajvazyan S. A. *Osnovy econometriki* [Basic econometrics]. Moscow, YUNITI-DANA Publ. 2001. 432 p.

21. Chow G. Tests of equality between sets of coefficients in two linear regressions. *Econometrica*. 1960, Vol. 28, P. 591–605.

© Балабан Е. И., Бунаков П. Ю.,
Гальченко А. В., Тегин В. А., 2017

УДК 629.7.018

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 118–122

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ЗОНЫ ОБЗОРА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОБЗОРА ЗЕМЛИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

В. С. Варфоломеев

Конструкторское бюро «Арсенал» имени М. В. Фрунзе
Российская Федерация, 195009, г. Санкт-Петербург, ул. Комсомола, 1-3
E-mail: varfolomeev008@mail.ru

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) является одним из приоритетных направлений развития российской космонавтики. В настоящее время значительное развитие получили космические аппараты радиолокационного наблюдения.

Традиционно космические аппараты ДЗЗ радиолокационного наблюдения используют односторонний или двусторонний боковой обзор (электрическая ось антенны отклонена от направления в надир) в режиме синтезированной апертуры. Радиолокационные снимки получают при активном методе съёмки.

Эффективность использования космических систем дистанционного зондирования Земли оценивается в том числе разрешающей способностью и периодичностью наблюдения. Повысить периодичность обзора можно путём увеличения количества космических аппаратов в орбитальной группировке, увеличения ширины полосы обзора или путем изменения мгновенной зоны обзора. Для увеличения эффективности использования космических систем ДЗЗ предлагается использовать радиолокационный комплекс с круговым обзором. При использовании кругового обзора с сохранением углов наблюдения, при которых работает радиолокационный комплекс, мгновенная зона обзора принимает форму кольца с центром в подспутниковой точке.

Для сравнения эффективности использования космических аппаратов ДЗЗ радиолокационного наблюдения с различными формами мгновенной зоны обзора были произведены расчёты коэффициента покрытия (доли поверхности Земли, которая осмотрена космическим аппаратом) для различного количества витков, а также приведён сравнительный анализ времени достаточного осмотра заданного широтного пояса. Расчёты проводились с использованием имитационного моделирования полёта космического аппарата, при котором учитываются размеры и формы мгновенной зоны обзора, её расположение относительно трассы полёта космического аппарата, полёт космического аппарата моделируется с учётом возмущающих сил.

Результаты расчётов показывают, что на периодичность, а следовательно, на эффективность обзора земной поверхности существенное влияние оказывает форма мгновенной зоны обзора. В целях повышения эффективности использования космических систем ДЗЗ радиолокационного наблюдения целесообразно рассмотреть возможность создания бортового радиолокационного комплекса кругового обзора.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, периодичность наблюдения, боковой обзор, мгновенная зона обзора, эффективность обзора, радиолокация.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 118–122

INFLUENCE OF THE SHAPE OF THE FOOTPRINT ON THE EFFICIENCY OF THE EARTH OBSERVATION BY THE SPACECRAFT OF RADAR WORK

V. S. Varfolomeev

Design Bureau “Arsenal” M. V. Frunze
1-3, Komsomola Str., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation
E-mail: varfolomeev008@mail.ru

Remote sensing is one of the priority directions of development of Russian cosmonautics. Nowadays, significant development of spacecraft radar is essential.

Traditionally, remote sensing spacecraft radar of the Earth observation uses unilateral or bilateral lateral review (electric antenna axis is inclined from the direction of the nadir) in synthetic aperture mode. Radar images are obtained by the method of active shooting.

The effectiveness of the use of space systems for remote sensing of the Earth is estimated, including the resolution and frequency of observation. Increase the frequency of the review may be by increasing the number of satellites in the

orbital grouping, increasing the width of the span or changing the instantaneous field of view. To increase the efficiency of the use of space systems for remote sensing of the Earth are invited to use the radar system with all-round visibility. When using circular viewing angles while maintaining supervision at which operates radar system, the instantaneous field of view takes the form of a ring with the center in the sub-satellite point.

To compare the effectiveness of using remote sensing spacecraft radar observations of the Earth with various forms of instantaneous field of view, computing coverage ratio were produced (the proportion of the Earth's surface, which viewed by spacecraft) for a different number of turns, and the resulted comparative analysis of time sufficient examination given latitude belt. Calculations were performed using the simulation of the spacecraft flight, which takes into account the dimensions and shape of the instantaneous field of view, its position relative to the track of the spacecraft flight, spacecraft flight is modeled taking into account the disturbing forces.

The results of calculations indicate that the frequency and, consequently, the efficiency of viewing the Earth's surface is significantly affected by the instantaneous field of view. In order to improve the use of space systems for remote sensing radar of the Earth observation it is advisable to consider the establishment of an onboard radar system of the circular view.

Keywords: Earth remote sensing, side view, target equipment, on-board radar system, circular review.

Введение. Дистанционное зондирование – процесс, при котором собирается информация об объекте, территории или явлении без непосредственного контакта с ним. В последнее время особое значение приобретает космическая съёмка земной поверхности, которая производится с космических аппаратов (КА). Космические снимки находят применение как в практической, так и в научной сфере [1].

Огромная роль отводится космическим системам наблюдения при создании топографических карт различного масштаба, при этом информация дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) позволяет оперативно оценивать происходящие изменения и проводить обновление данных для геоинформационных систем. Можно выделить основные направления использования информации ДЗЗ, получаемой космическими системами наблюдения: сельское хозяйство, климатология, поиск полезных ископаемых и энергоносителей, землепользование, наблюдение состояния морей и океанов, лесное хозяйство, контроль водных ресурсов, мониторинг чрезвычайных ситуаций, видовая военная разведка [2].

ДЗЗ является одним из приоритетных направлений развития российской космонавтики в настоящее время. Вектор его развития должен быть направлен на создание и комплексное использование спутниковой группировки ДЗЗ, обеспечивающей стратегическую независимость России в космической информации. Приоритетность развития космических средств ДЗЗ актуализирована стратегическими интересами России в космосе, обусловленными широким спектром внутренних, внешних, природных и техногенных вызовов [3].

Принцип дистанционных методов основан на интерпретации результатов измерения электромагнитного излучения, которое отражается либо излучается объектом и регистрируется в некоторой удалённой от него точке пространства.

В настоящее время значительное развитие получили космические аппараты радиолокационного наблюдения. Радиолокационные снимки получают при активном методе съёмки, когда антенна съёмочной системы генерирует радиоизлучение, оно отражается поверхностью и улавливается регистрирующей аппаратурой. Основное достоинство радиолокационной съёмки – её всепогодность: она очень удобна для исследования океана (его волнения, загрязнения [4–7]).

Термины и определения. Под обзором поверхности Земли понимается наблюдение поверхности Земли с помощью аппаратуры, установленной на борту КА [8; 9]. Множество точек поверхности Земли, осматриваемых КА в данный момент, называется мгновенной зоной обзора (МЗО) [10].

Эффективность использования космических систем дистанционного зондирования Земли оценивается разрешающей способностью и периодичностью наблюдения. Повысить периодичность обзора можно путём увеличения количества космических аппаратов в орбитальной группировке, увеличения ширины полосы обзора или путем изменения мгновенной зоны обзора.

При движении КА по орбите МЗО перемещается по поверхности Земли. Геометрическое место МЗО называется полосой обзора. Границами полосы обзора являются огибающие МЗО. Геометрической характеристикой полосы обзора является ширина полосы обзора (ШПО).

КА ДЗЗ радиолокационного наблюдения используют односторонний или двусторонний боковой обзор [11–13]. Отражение сигнала зависит от рельефа поверхности, её шероховатости, структуры. Особенность бокового обзора, присущая КА радиолокационного наблюдения, заключается в том, что не осматривается поверхность под КА – заданный отступ от трассы (рис. 1). На рис. 2 показана поверхность Земли, которая осмотрена при двустороннем боковом обзоре за один виток КА.

Для увеличения эффективности космических систем (КС) ДЗЗ предлагается использовать радиолокационный комплекс (РЛК) с круговым обзором. При использовании кругового обзора с сохранением углов наблюдения, при которых работает РЛК, МЗО принимает форму кольца с центром в подспутниковой точке (рис. 3). При круговом обзоре увеличивается ШПО (к поверхности Земли, которая осматривается при двустороннем боковом обзоре, добавляется поверхность, которая находится около трассы КА и не осматривается при двустороннем боковом обзоре).

При перемещении круговой мгновенной зоны обзора образуется полоса осмотра с большей шириной, нежели при двустороннем боковом осмотре (рис. 4).

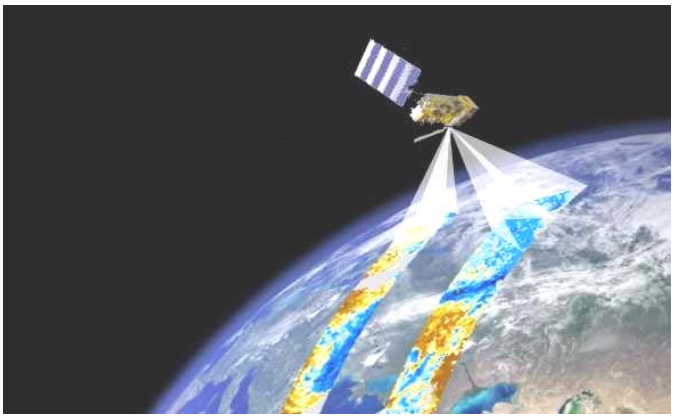


Рис. 1. Боковой обзор

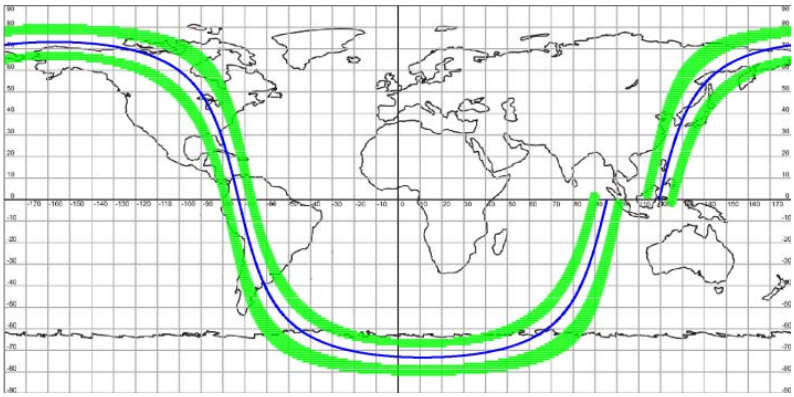


Рис. 2. Поверхность Земли, которая осмотрена при двустороннем боковом обзоре за один виток КА

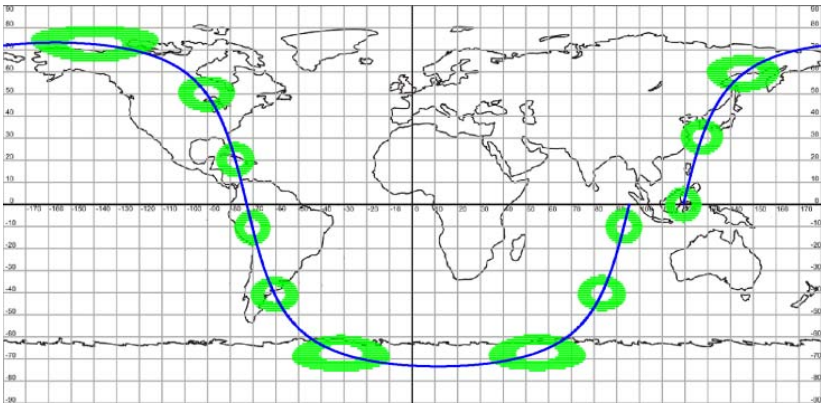


Рис. 3. МЗО КА с РЛК при круговом обзоре для различных моментов времени

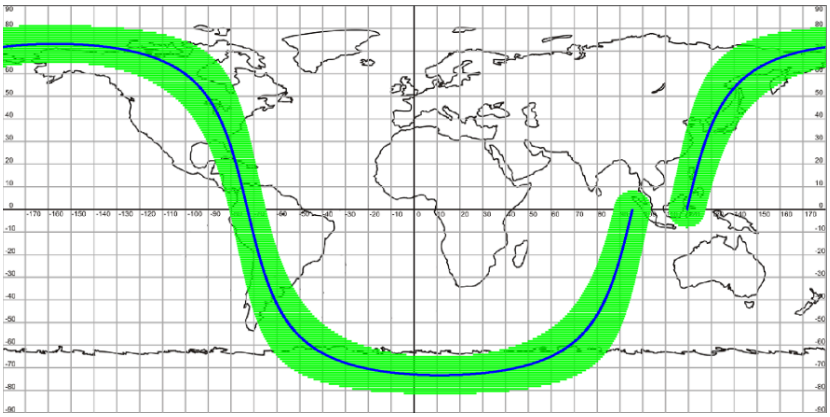


Рис. 4. Поверхность Земли, которая осмотрена при круговом обзоре за один виток КА

Сравнение эффективности. Для сравнения эффективности обзора были проведены расчёты коэффициента покрытия (доля осмотренной земной поверхности) для различных форм МЗО. Расчёт производится с помощью алгоритма оценки эффективности обзора поверхности Земли.

Алгоритм оценки эффективности обзора поверхности Земли реализован на языке высокого уровня C++. Основные положения алгоритма:

− учитываются размеры и формы МЗО, её расположение относительно трассы;

− полёт КА моделируется с учётом возмущающих сил [14; 15];

− вся полоса обзора рассчитывается как сумма МЗО (за вычетом уже осмотренных областей).

Обычно предполагают, что бортовая аппаратура обеспечивает обзор части пространства, ограниченной поверхностью кругового конуса с углом полураствора, равным углу обзора бортовой аппаратуры. В этом случае на поверхности шарообразной Земли получаем круговую зону обзора, размеры которой характеризуются геоцентрическим углом.

Перед началом расчёта задаётся орбита космического аппарата с помощью кеплеровских элементов, начальное положение космического аппарата, а также угол полураствора бортовой аппаратуры, задаётся время расчёта. Далее, с заданным шагом расчёта определяются геометрические размеры мгновенной зоны обзора и её положение на поверхности Земли. После этого на каждой широте определяются долготы, которые попадают в область мгновенной зоны обзора. По окончании заданного времени вычисляется коэффициент покрытия, который равен отношению площади поверхности Земли, которая осмотрена орбитальной группировкой, ко всей площади поверхности Земли.

В качестве расчётной орбиты используется круговая орбита с наклонением i = 73, высотой h = 475 км. ШПО – 500 км, отступ от трассы – 400 км. Результаты расчёта приведены в табл. 1.

На рис. 5 и 6 показана поверхность Земли, которая осмотрена за пять витков КА при двустороннем боковом и круговом обзоре соответственно.

Для осмотра всей поверхности Земли в широтном поясе [–80; 80] одному КА с круговым обзором необходимо 70 часов, а одному КА, использующему двусторонний боковой обзор, – 110 часов.

В табл. 2 показано количество КА в орбитальной группировке, необходимое для того, чтобы осматривать любую точку в широтном поясе [–80; 80] с заданным периодом.

Таблица 1

Результаты расчёта

Способ обзора	Коэффициент покрытия, %			
	за 1 виток	за 2 витка	за 3 витка	за 5 витков
Односторонний боковой	3,73	7,22	10,68	18,13
Двусторонний боковой	7,46	13,92	20,09	31,46
Круговой	14,35	24,8	35,19	55,43

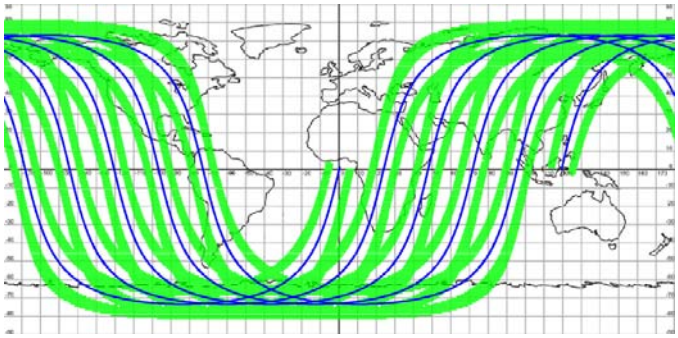


Рис. 5. Поверхность Земли, которая осмотрена при двустороннем боковом обзоре за пять витков КА

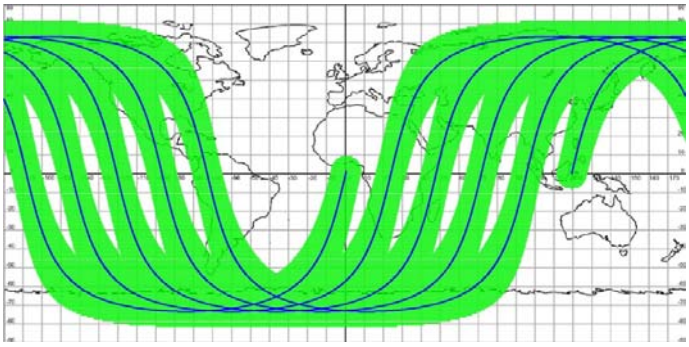


Рис. 6. Поверхность Земли, которая осмотрена при круговом обзоре за пять витков КА

Таблица 2

Количество КА

Способ обзора	Период обзора				
	4 часа	6 часов	8 часов	10 часов	12 часов
Двусторонний боковой	28	18	15	12	10
Круговой	10	8	6	6	4

Заключение. На эффективность землеобзора существенное влияние оказывает форма МЗО. При использовании РЛК кругового обзора повышается периодичность обзора. При заданной периодичности обзора, используя круговой обзор, сокращается количество КА в орбитальной группировке. В целях повышения эффективности работы КС ДЗЗ целесообразно рассмотреть возможность создания бортового РЛК кругового обзора.

Библиографические ссылки

1. Сутырина Е. Н. Дистанционное зондирование Земли. Иркутск : Изд-во ИГУ, 2013. 165 с.
2. Бакланов А. И. Системы наблюдения и мониторинга. М. : БИНОМ, 2012. 234 с.
3. Дистанционное зондирование Земли. Специальное приложение к журналу «Российский космос». М., 2012. 68 с.
4. Гарбук С. В., Гершензон В. Е. Космические системы дистанционного зондирования Земли. М. : Издательство А и Б, 1997. 296 с.
5. Рис У. Г. Основы дистанционного зондирования. М. : Техносфера, 2006. 346 с.
6. Кашкин В. Б. Дистанционное зондирование Земли из космоса. М. : Логос, 2011. 264 с.
7. Козинцев В. И. Оптико-электронные системы экологического мониторинга природной среды. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2002. 528 с.
8. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полёта космических аппаратов. СПб. : ВКА им. А. Ф. Можайского, 2007. 435 с.
9. Власов С. А. Основы баллистического проектирования систем космических аппаратов землеобзора. СПб. : МО РФ, 1998. 94 с.
10. Можаев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем. М. : Машиностроение, 1989. 304 с.
11. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / В. С. Верба [и др.] М. : Радиотехника, 2010. 680 с.
12. Кондратенков Г. С., Фролов А. Ю. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М. : Радиотехника, 2005. 368 с.
13. Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны / В. Н. Антипов [и др.] М. : Радио и связь, 1988. 304 с.
14. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полёта искусственных спутников Земли. М. : ЛИБРОКОМ, 2011. 544 с.
15. Tapley B. D., Schutz B. E., Born G. H. Statistical Orbit Determination. Elsevier Academic Press, 2004. 547 p.

References

1. Sutyrina E. N. *Distantsionnoye zondirovanie Zemli* [Remote sensing of the Earth]. Irkutsk, IGU Publ., 2013, 165 p.
2. Baklanov A. I. *Sistemy nablyudeniya i monitoringa* [Surveillance and monitoring systems]. Moscow, BINOM Publ., 2012, 234 p.
3. *Distantsionnoe zondirovanie Zemli. Spetsial'noe prilozhenie k zhurnalu "Rossiyskiy kosmos"* [Remote sensing of the Earth. A special supplement to the journal "Russian Space"]. Moscow, 2012, 68 p.
4. Garbuk S. V., Gershenzon V. E. *Kosmicheskiye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Space Systems of remote sensing of the Earth]. Moscow, Izdatel'stvo A i B Publ., 1997, 296 p.
5. Ris U. G. *Osnovy distantsionnogo zondirovaniya* [Physical Principles of Remote Sensing]. Moscow, Technosfera Publ., 2006, 346p.
6. Kashkin V. B. *Distantsionnoye zondirovaniye Zemli iz kosmosa* [Remote sensing of the Earth from space]. Moscow, Logos Publ., 2011, 264 p.
7. Kozincev V. I. *Optiko - elektronnyye sistemy ekologicheskogo monitoring prirodnoy sredy* [Opto - electronic system of ecological monitoring of the environment]. Moscow, MSTU N. E. Baumana Publ., 2002, 528 p.
8. Vlasov S. A., Mamon P. A. *Teoriya poletov kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft flight theory]. St.Petersburg, VKA im. A. F. Mozhayskogo, 2007, 435 p.
9. Vlasov S. A. *Osnovy ballisticheskogo proyektirovaniya system kosmicheskikh apparatov zemleobzora* [Basics of ballistic designing spacecraft systems of the Earth view]. St. Petersburg, MO RF Publ., 1998, 94 p.
10. Mozhaev G. V. *Sintez orbital'nykh struktur sputnikovykh sistem* [Synthesis of orbiting structures of satellite systems]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1989, 304 p.
11. Verba V. S., Neronsky L. B., Osipov I. G., Turuk V. E. *Radiolokatsionnyye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Space–based radar systems of the Earth review]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 680 p.
12. Kondratenkov G. S., Frolov A. Y. *Radiolokatsionnyye sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Radar remote sensing systems of the Earth]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2005, 368 p.
13. Antipov V. N., Goryainov V. T., Kulin A. N. *Radiolokatsionnyye stantsii s tsifrovym sintezirovanyem apertury antenny* [Radar digital synthetic aperture antenna]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1988, 304 p.
14. Elyasberg P. E. *Vvedeniye v teoriyu polota iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Introduction to the theory of flight of artificial satellites]. Moscow, LIBROKOM, 2011, 544 p.
15. Tapley B. D., Schutz B. E., Born G. H. Statistical Orbit Determination. Elsevier academic press, 2004, 547 p.

© Варфоломеев В. С., 2017

УДК 620.22-419.8

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 123–131

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПОЗИТНЫХ СОЕДИНИТЕЛЬНЫХ УЗЛОВ В ЗАДАЧАХ ОПТИМИЗАЦИИ МНОГОСЕКЦИОННЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В. Н. Зимин[1], А. А. Смердов[2]

[1]Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана
Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. Бауманская 2-я, 5/1
[2]АО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия»
Российская Федерация, 141070, г. Королев, ул. Ленина, 4а
E-mail: alexsmerdov@mail.ru

Исследуется целесообразность проектирования космических ферменных конструкций из композитных материалов. Сформулированы и проанализированы задачи, возникающие при оптимальном проектировании композитных многосекционных космических ферм.

Космические ферменные конструкции должны обеспечивать возможность закрепления на них требуемого количества навесного оборудования, что зависит от количества соединительных узлов. С другой стороны, большое количество секций и соединительных узлов утяжеляет конструкцию и усложняет процесс сборки. Таким образом, первая задача заключается в разработке алгоритма расчета оптимальных геометрических характеристик ферменной конструкции, т. е. количества секций в продольном и в окружном направлении.

Нагрузки на разные элементы космической фермы различны. Поэтому очевидно, что стержни разных секций фермы должны обладать разными характеристиками. Характеристики металлических стержней – диаметр и толщина. В случае использования композитных материалов возникает необходимость решения дополнительной задачи оптимизации. Этой задачей является определение оптимальных структурных параметров многослойных стержней: типа многослойной структуры, количества слоев, углов армирования и толщин слоев.

Крайне важной задачей является задача оптимального проектирования соединительных узлов. Исследованы возможности проектирования соединительного узла, который был бы полностью выполнен из композитных материалов.

Представлены два типа композитных соединительных узлов, из которых один уже известен и используется в космических ферменных конструкциях, а второй предложен авторами данной статьи. Приведено сравнение этих типов и обоснование целесообразности использования композитного соединительного узла предложенного типа.

С целью анализа прочности композитных соединительных узлов и их сравнения с металлическим узлом было проведено конечно-элементное моделирование нагружения этих узлов. Для этого была создана общая балочная модель фермы, и с ее помощью получены нагрузки в области наиболее нагруженного узла, которые использовались для более подробного моделирования нагружения твердотельной модели соединительных узлов. Полученные результаты свидетельствуют о перспективности применения композитных соединительных узлов в космических ферменных конструкциях.

Ключевые слова: ферменные конструкции, композитные конструкции, соединительные узлы, оптимальное проектирование, многосекционные конструкции.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 123–131

RESEARCHING OF PROBLEMS OF OPTIMUM DESIGN OF COMPOSITE SPACE TRUSS STRUCTURES

V. N. Zimin[1], A. A. Smerdov[2]

[1]Bauman Moscow State Technical University
5/1, Baumanskaya 2-ya Str., Moscow, 105005, Russian Federation
[2]Rocket space corporation “Energia”
4a, Lenina Str., Korolyov, 141070, Russian Federation
E-mail: alexsmerdov@mail.ru

The paper investigates the feasibility of the design of space truss structures made of composite materials. The problems arising in the optimal design of multicell composite space truss have been formulated and analyzed.

It's necessary to mount the required equipment on the space trusses, what depends on the number of connecting nodes. On the other hand, a large number of sections and connecting nodes made the structure more heavily and complicate. Thus, the first task is to develop an algorithm for calculating the optimal geometric characteristics of the truss, that is, the number of sections in the longitudinal and in the circumferential direction.

Loads on the different elements of the space truss are different. Therefore, it is evident that the different sections of the truss rods must have different characteristics. In the case of composite materials the solutions of further optimization task are necessary. This task is to determine the optimal structural parameters of multilayer beams – such as multilayer structure, the number of layers, reinforcing angles and layer thicknesses.

The problem of optimal design of connecting nodes is an important task. The article explores the possibility of connecting nodes, which would be entirely made of composite materials.

There are two types of composite connector assemblies, one of which is already known and used in the truss structures of space, and the second proposed by the authors of the article.

In order to analyze the strength of the composite connector assemblies and their comparison with the metal assembly finite element modeling of the load nodes was carried out. For this purpose the beam model of total truss was created. This model was used for getting loads in the most loaded node. These loads are used in the more detailed modeling of strength of composite node. The results of simulations suggest promising applications of composite connecting nodes in the space truss.

Keywords: truss structures, composite structures, connector assembly, optimal design, multicell structures.

Введение. В изделиях ракетно-космической техники ферменные конструкции занимают очень важное место. Отличительная особенность таких конструкций от других конструктивно-силовых схем – возможность закрепления навесного оборудования практически в любой точке конструкции [1–3].

Преимущества данного типа конструкций можно продемонстрировать на примере конструкции негерметичного отсека научно-энергетического модуля МКС (рис. 1) [4].

Данный отсек представляет собой ферменную многосекционную конструкцию, на которой устанавливается значительное количество различного навесного оборудования, такого как панели радиаторов, солнечные батареи с механизмом их трансформации, аккумуляторные батареи, топливные баки, компрессоры, баллоны высокого давления, двигатели, арматура и др.

При проектировании данной конструкции в качестве конструкционных материалов рассматривались алюминиевые сплавы и сталь. Из них изготовлены фитинги, стержни, крепежные элементы, различные бобышки для крепления навесного оборудования, кронштейны и т. д.

Идея использования композитных материалов в ферменных многосекционных конструкциях выглядит очевидной, однако она сопряжена со многими трудностями, связанными как со сложной технологией изготовления деталей и их сборкой, так и с необходимостью постановки и исследования задач оптимального проектирования. При проектировании композитных конструкций проведение оптимизации является важной задачей, поскольку без ее проведения преимущества композитов могут быть сведены на нет из-за неудачного армирования или несовершенного закрепления композитных элементов.

Данная работа посвящена исследованию этих задач.

Первая задача. Первой задачей, которую необходимо решить, является задача разработки алгоритма расчета оптимальных геометрических характеристик ферменной конструкции – количество секций в продольном и в окружном направлении (рис. 2).

В результате работы алгоритма должна быть спроектирована конструкция, на которой будет возможным закрепление требуемого количества навесного оборудования [5].

В ферменных конструкциях стержни соединяются с помощью соединительных узлов. Эти узлы, с одной стороны, могут являться местами крепления навесного оборудования и необходимы при сборке крупногабаритной конструкции. С другой стороны, они утяжеляют конструкцию и усложняют процесс ее изготовления. Как следствие, конструкция должна обладать оптимальным количеством соединительных узлов, которое определяется количеством секций.

Вторая задача. Помимо варьирования геометрических параметров конструкции важным является решение задачи об оптимальном проектировании стержней. Сюда включается определение диаметра и толщины стержня, а также его схемы армирования – количество слоев и их углов армирования [6; 7].

Очевидно, что для достижения равнопрочности в ферменной конструкции каждый стержень должен иметь свои значения этих структурных параметров. Технологически это нецелесообразно, в частности, в силу того, что это приведет к необходимости разработки большого количества разных соединительных узлов. Поэтому возникает задача определения оптимального количества групп стержней с одинаковыми характеристиками.

Третья задача. И, наконец, третья задача – оптимальное проектирование соединительного узла. Металлический соединительный узел является составным и выполняется фрезерованием двух или нескольких металлических заготовок с дальнейшей сборкой с помощью болтов и штифтов. Типовой металлический соединительный узел представлен на рис. 3.

Такой узел обладает значительной массой. С целью уменьшения массы конструкции выглядит логичным исследование возможности использования композитных материалов в конструкции соединительного узла [8; 9].

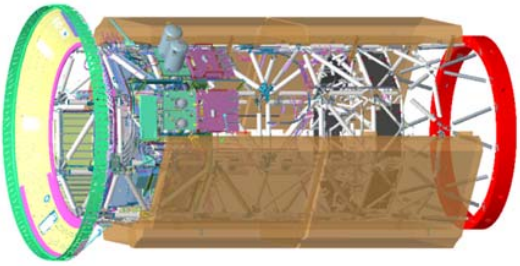


Рис. 1. Модель негерметичного отсека научно-энергетического модуля МКС

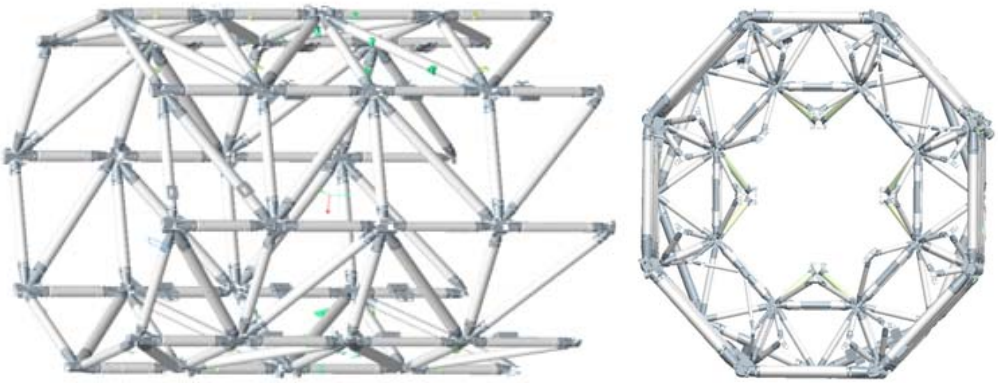


Рис. 2. Ферменная многосекционная конструкция

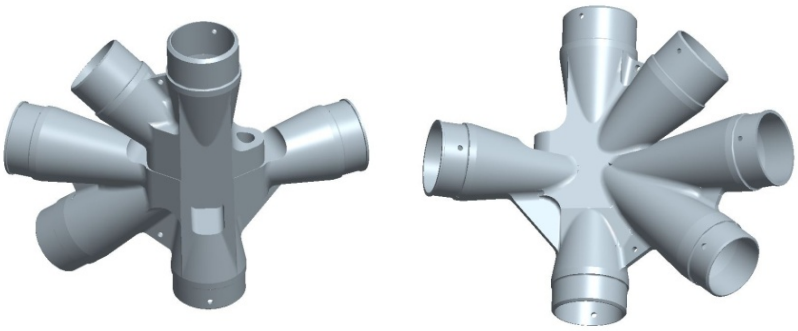


Рис. 3. Металлический соединительный узел

Одна из распространенных конструктивно-силовых схем соединения композитных стержней показана на рис. 4: композитный стержень *1* соединяется с металлической законцовкой *2* с помощью клеевого или клеемеханического соединения (рис. 4).

Далее законцовка *2* соединяется с металлическим соединительным узлом *3* с помощью сварки. Так как при сварке законцовка значительно нагревается, возникает вероятность разрушения клеевого соединения законцовки со стержнем. Поэтому необходимо удлинение законцовки с целью отдаления зоны клеевого соединения от зоны сварки, что приводит к увеличению массы законцовки.

Все это приводит к тому, что массовая доля металлических деталей в таком варианте исполнения соединения остается значительной. Таким образом, возникает необходимость проектирования оптимального соединительного узла, в котором отсутствовали бы металлические детали.

Варианты исполнения композитного соединительного узла без металлической законцовки. В данной работе представлены проекты двух композитных соединительных узлов. Первый вариант представлен на рис. 5.

Он состоит из композитных стержней, соединяемых композитными накладками. При сборке многосекционной конструкции стержни выставляются на оснастке, после чего охватываются композитными накладками. На поверхности накладок и стержней наносится клей холодного отверждения, после чего накладки зажимаются струбцинами в зонах между стержнями [10].

В результате образуется многосекционная ферменная композитная конструкция.

Второй вариант композитного соединительного узла изображен на рис. 6.

Он состоит их центральных узлов *1*, вклеенных в него вертикальных стержней *2* и диагональных стержней *3*. Центральные узлы соединяются с горизонтальными стержнями *4* и композитной вставкой *5* при помощи болтового соединения, реализованного с помощью втулок *6* в центральных узлах и в горизонтальных стержнях.

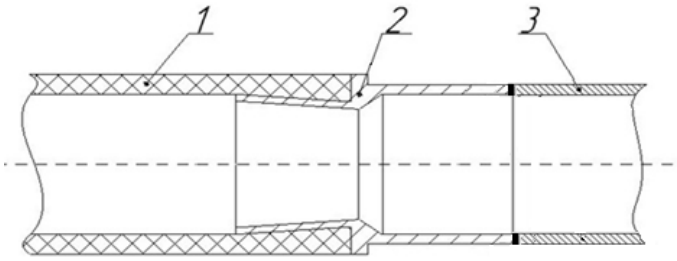


Рис. 4. Вариант исполнения соединения композитного стержня
с металлическим соединительным узлом с помощью законцовки

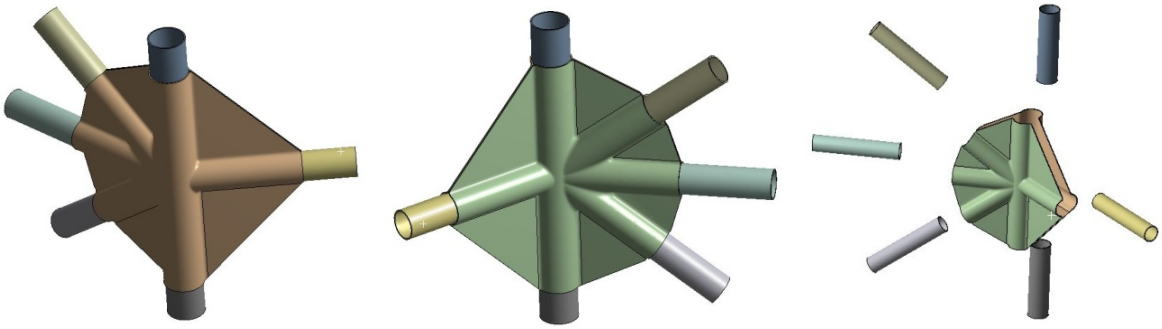


Рис. 5. Вариант исполнения композитного соединительного узла с накладками

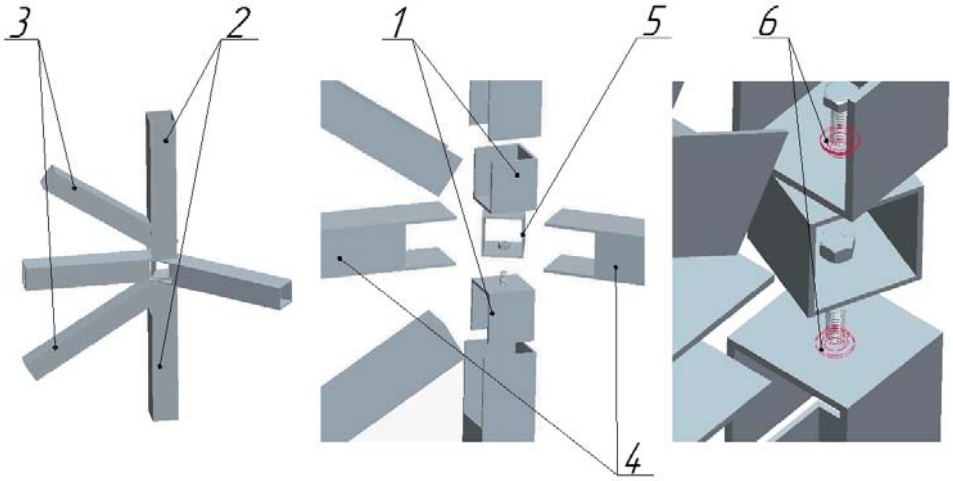


Рис. 6. Вариант исполнения композитного соединительного узла с болтовым соединением

Таким способом изготавливаются отдельные секции, соединяемые между собой болтами.

Сравнение предложенных вариантов. Оба предложенных варианта имеют как преимущества, так и недостатки. К преимуществам первого типа соединительного узла стоит отнести относительно малую массу и отработанную технологию изготовления.

Недостатками являются:

– необходимость сборки всей фермы на одной оснастке, что может быть трудновыполнимо при изготовлении крупногабаритной фермы сложной геометрии; также стоит учесть, что это приведет к определенным трудностям при транспортировке такой конструкции в полностью собранном состоянии до места запуска;

– отсутствует возможность крепления навесного оборудования к узлу.

Второй тип соединительного узла обладает несколько меньшей массой, чем первый тип, но является технологически более сложно реализуемым. При этом он обладает следующими преимуществами:

– так как при использовании данного типа узла изготавливаются секции, которые в дальнейшем собираются с помощью болтового соединения, эти секции могут быть доставлены по отдельности и собраны незадолго до запуска;

– внутренние поверхности вставки *5* могут быть использованы в качестве мест крепления навесного оборудования, что является значительным преимуществом данного типа узла.

Моделирование напряженно-деформированного состояния узлов. С целью анализа прочностных и жесткостных характеристик узлов было проведено конечно-элементное моделирование нагружения этих узлов.

Нагрузки на соединительный узел были получены при помощи моделирования нагружения общей балочной конечно-элементной модели ферменного отсека [11; 12]. В данной модели все стержни моделировались балочными элементами. Все стержни обладают толщиной 2 мм, круглые стержни имеют диаметр 50 мм. Высота и ширина сечения квадратных стержней также 50 мм. Угол армирования 0° относительно оси стержня. Соединительный узел моделировался с помощью трех пружин, направленных по трем линейным степеням свободы. Жесткость пружин принималась 107 Н/м.

При таких параметрах стержней масса композитного соединительного узла первого типа – 1,27 кг, узла второго типа – 1,56 кг, масса металлического соединительного узла – 5,92 кг.

Наиболее опасным расчетным случаем при изготовлении и эксплуатации крупногабаритных ферменных конструкций изделий РКТ, как правило, является случай разделения ступеней при выведении. К модели прикладывалось воздействие, соответствующее данному расчетному случаю.

Распределение нормальных напряжений в стержнях представлено на рис. 7. В результате расчета были определены значения узловых сил и моментов в стержнях в области наиболее нагруженного узла. Полученные значения силовых факторов использовались для более подробного моделирования нагружения соединительного узла.

Конечно-элементные модели соединительных узлов первого и второго типа с приложенными силовыми факторами представлены на рис. 8.

Анализ прочности композитных вариантов был выполнен в модуле Ansys Composite PrePost.

Контакт между элементами конструкции задавался типа BONDED, т. е. элементы жестко «склеены» между собой.

Для вариантов с композитным соединительным узлом в качестве конструкционного материала была принята углеткань УТ-900, а для металлического варианта – алюминиевый сплав АМг-6.

В качестве первого приближения при сопоставлении двух композитных вариантов как друг с другом, так и с металлическим аналогом моделирование было проведено в линейной постановке как для металла, так и для композита.

Анализ прочности соединительных узлов. Напряжения для первого и второго типов соединительных узлов из композитных материалов, а также для исходного металлического соединительного узла, представлены на рис. 9–11.

На рис. 9, 10 для композитных соединительных узлов надписями max и min выделены области, в которых напряжения в различных направлениях превышают соответствующие пределы прочности.

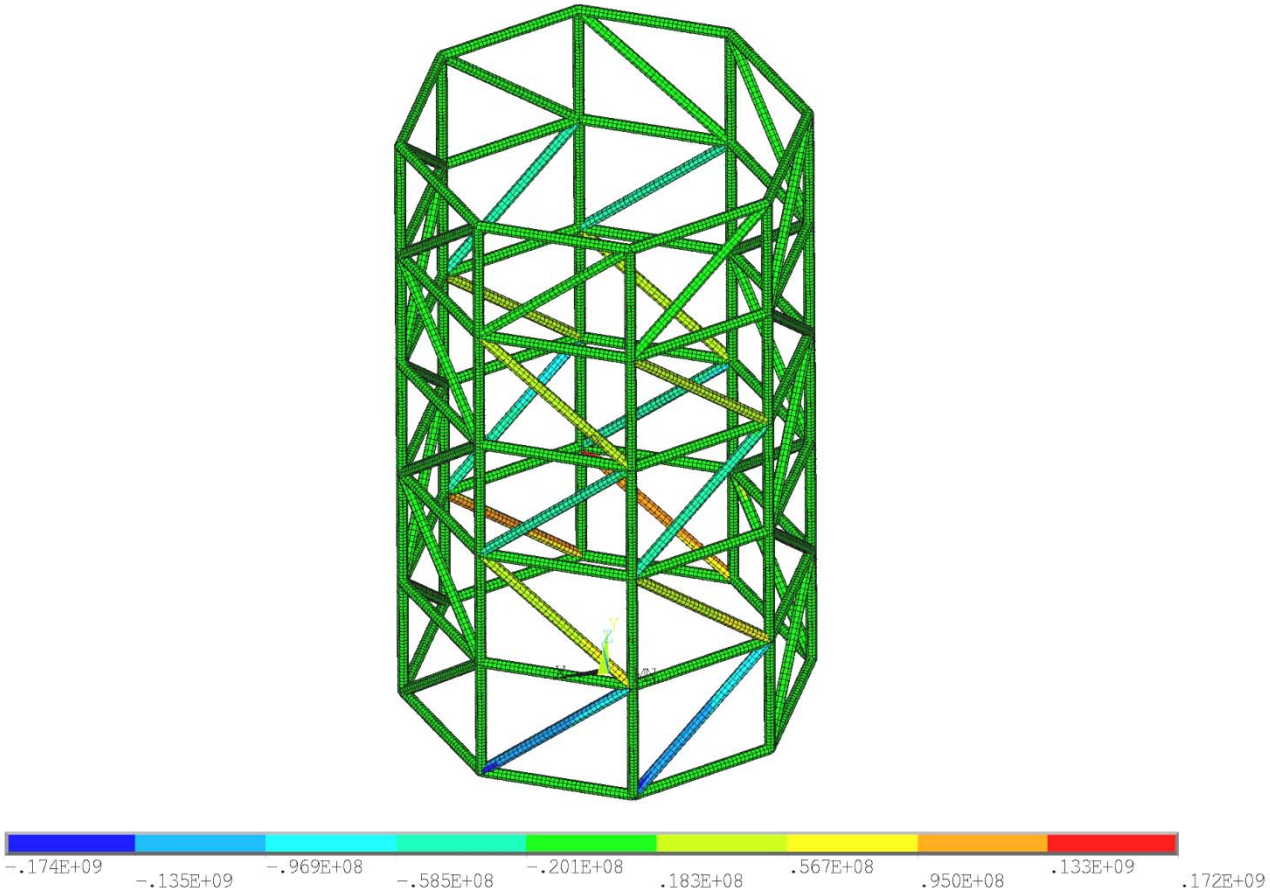


Рис. 7. Нормальные напряжения в стержнях (Па)

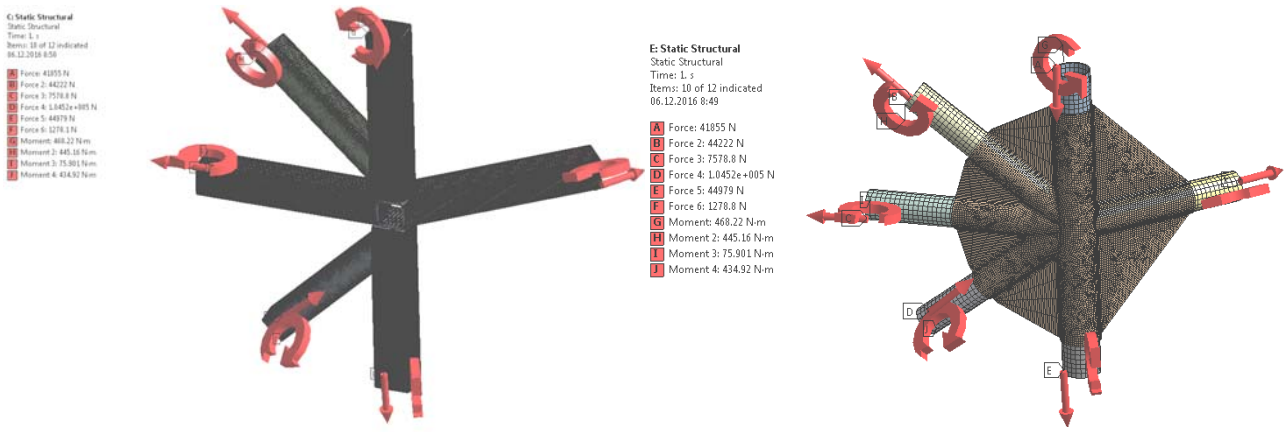


Рис. 8. Конечно-элементные модели композитных соединительных узлов первого и второго типа с приложенными силовыми факторами

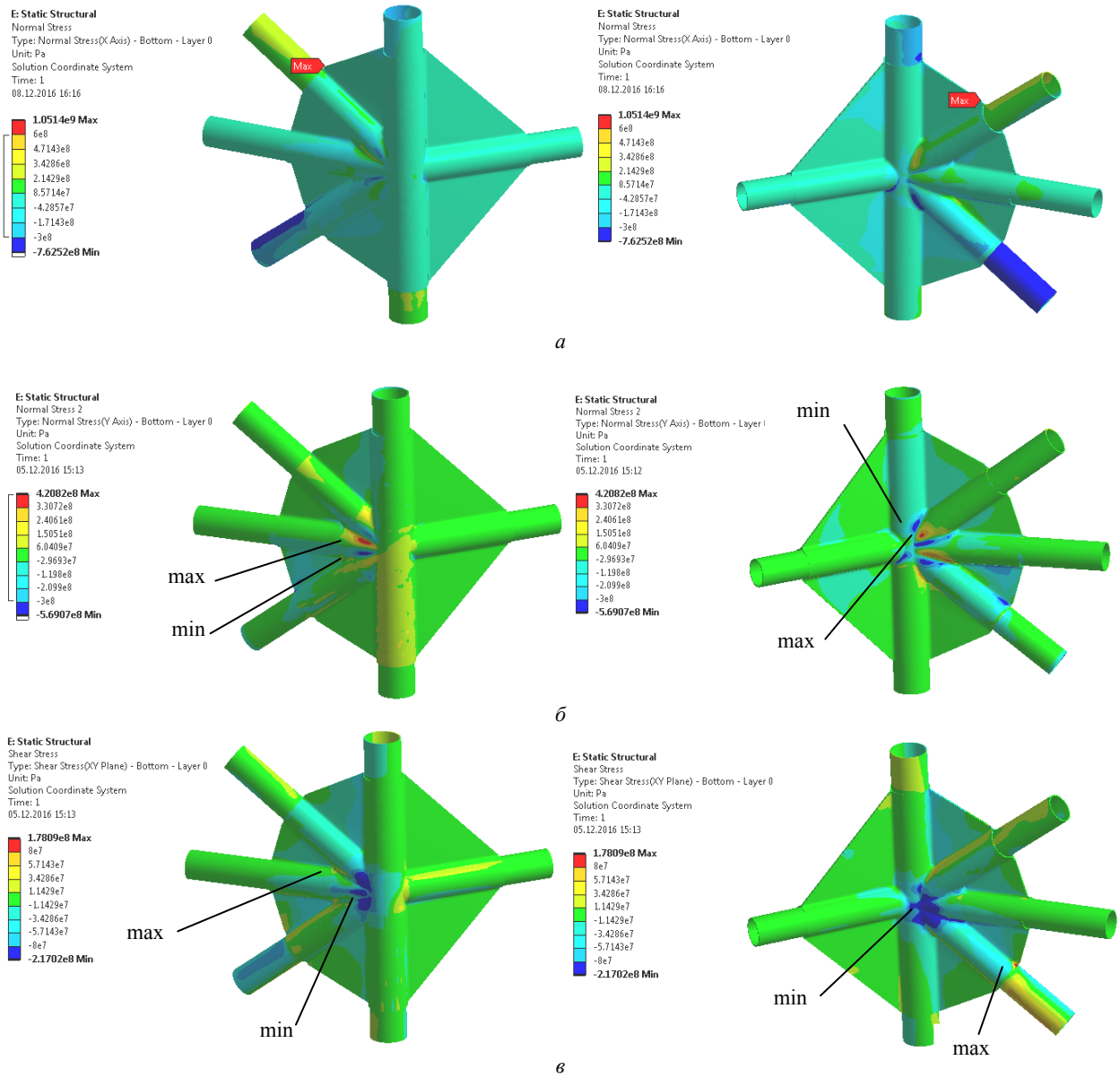


Рис. 9. Напряжения в первом типе композитного соединительного узла (Па): *а* – нормальные напряжения в направлении вдоль оси укладки; *б* – нормальные напряжения в направлении поперек оси укладки; *в* – сдвиговые напряжения

Из полученных результатов видно, что при данных значениях структурных параметров соединительные узлы из композитных материалов, в отличие от металлического узла, обладают запасами прочности, меньшими единицы. Однако стоит учесть ряд факторов, позволяющих утверждать, что композитные соединительные узлы могут не уступать металлическому аналогу по прочностным свойствам.

Во-первых, данный расчет для композитных вариантов проводился для накладок и стержней толщиной 2 мм. Очевидно, что достижение большей прочности соединения и при этом уменьшение массы возможно за счет оптимального распределения материала по узлу. К примеру, в случае рассмотрения напряженно-деформированного состояния узла первого типа видно, что ребра между стержнями значительно недогружены, что позволяет профилировать геометрию и толщину ребра таким образом, чтобы соединение было ближе к равнопрочному. С другой стороны, в области концентрации напряжений между диагональными и горизонтальным стержнями возможно наложение дополнительных слоев для локального упрочнения данной области. Данный подход справедлив и для второго типа соединительного узла.

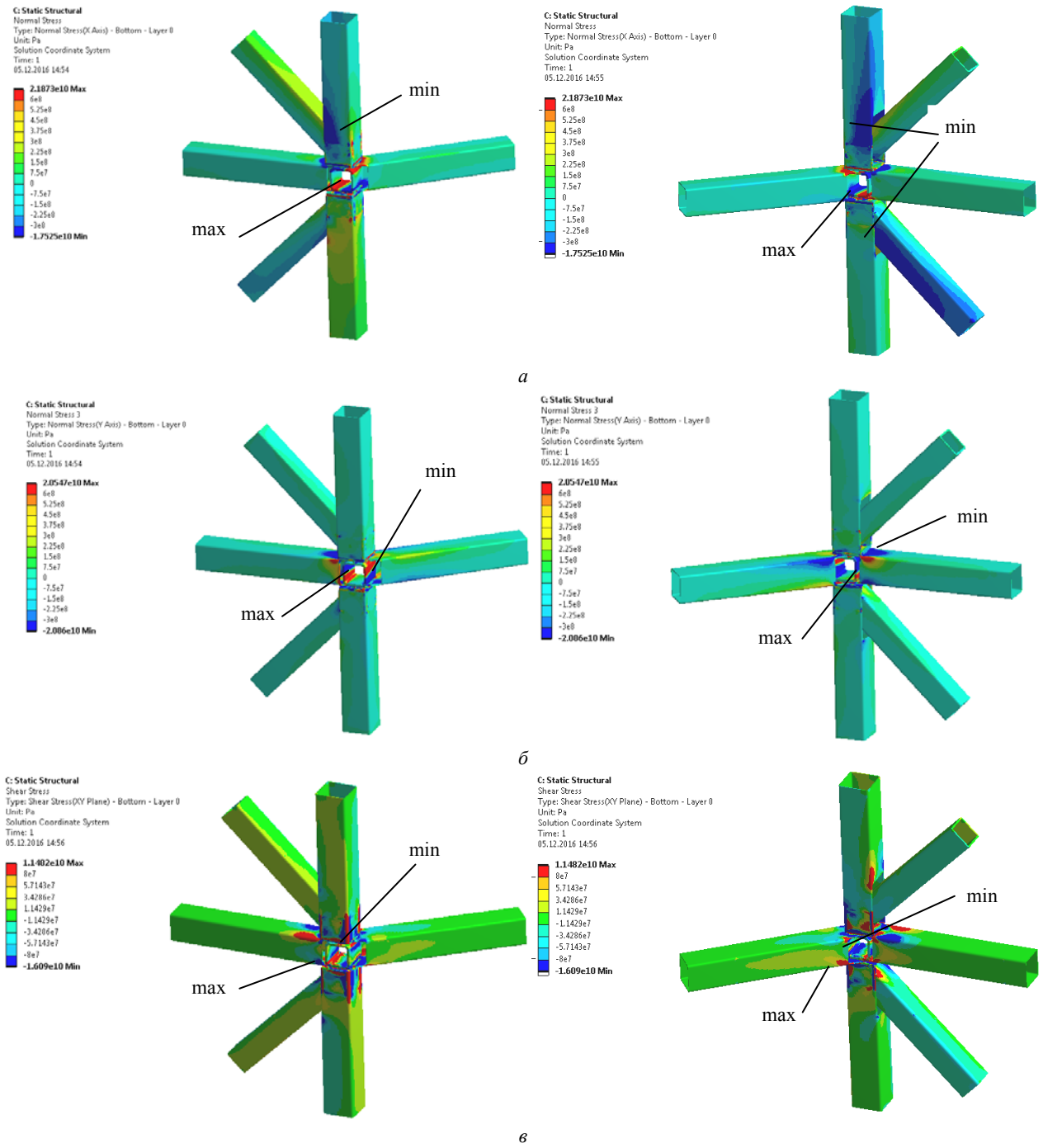


Рис. 10. Напряжения во втором типе композитного соединительного узла (Па): *а* – нормальные напряжения в направлении вдоль оси укладки; *б* – нормальные напряжения в направлении поперек оси укладки; *в* – сдвиговые напряжения

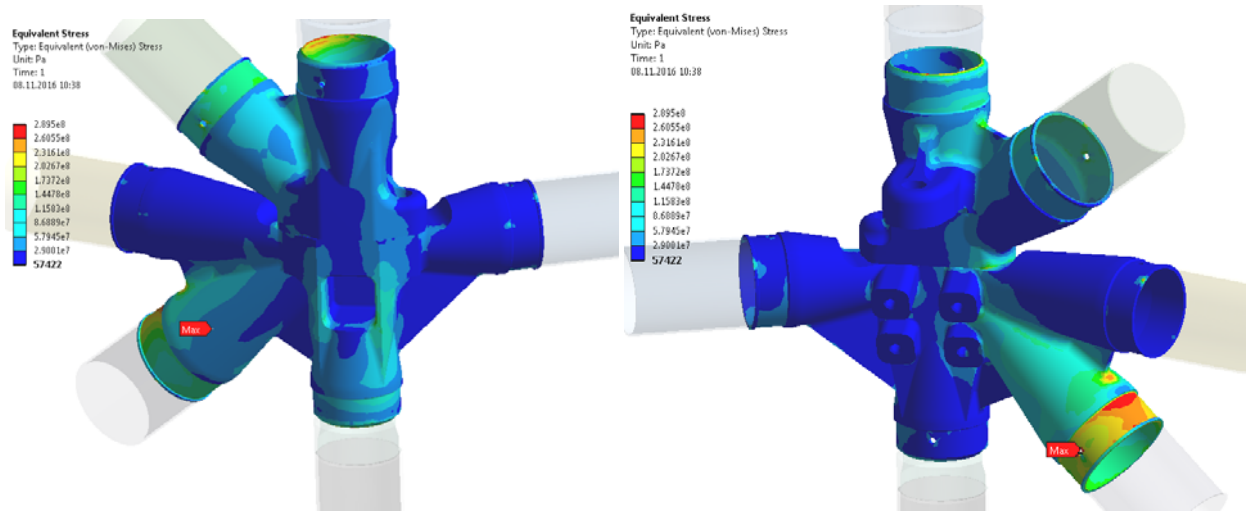


Рис. 11. Эквивалентные напряжения в металлическом соединительном узле (Па)

Во-вторых, при рассмотрении напряженно-деформированного состояния композитного соединительного узла второго типа видно, что максимальные напряжения значительно превышают предел прочности. Однако данные напряжения сосредоточены в достаточно малой области конструкции. В основном это связано с локальным изгибом элементов конструкции, чего можно избежать путем незначительного изменения конструкции, к примеру, путем добавления дополнительных ребер в местах изгиба.

В-третьих, стоит учитывать, что после разрушения матрицы композита возможна дальнейшая работа соединения. Таким образом, реальный запас прочности композитного соединения будет определяться в большей мере нормальными напряжениями, чем сдвиговыми [13–15]. Также стоит учесть, что разрушение композита имеет многостадийный характер. При моделировании разрушения композитного соединительного узла с учетом многостадийного характера разрушения будут получены запасы прочности, превосходящие те, что были получены при линейном расчете.

Таким образом, можно утверждать, что предложенные типы соединительных узлов могут быть использованы при проектировании многосекционных ферменных композитных конструкций.

Заключение. Многосекционные ферменные конструкции являются сложными объектами для проектирования. Использование композитных материалов, несмотря на дополнительные трудности, позволит значительно улучшить их массовые, прочностные и жесткостные характеристики.

Для оптимального проектирования этих конструкций требуется решение ряда задач. Некоторые из них были проанализированы в данной работе.

Первой задачей является создание алгоритма определения оптимального количества секций.

Вторая задача – задача оптимального проектирования стержней и определения оптимального количества групп стержней с одинаковыми характеристиками.

Третья задача заключается в оптимальном проектировании соединительного узла и проработке методов проектирования композитных соединительных узлов.

Исследование прочности композитных соединительных узлов при многостадийном разрушении композита и определение уточненных коэффициентов запаса прочности – это предмет дальнейших исследований.

Библиографические ссылки

1. Shenyan C., Hai H. Optimum Design of a Space Frame and its Application in Satellite Structure // Journal of spacecraft and rockets. 2010. Vol. 47, No. 6.

2. Woo T. Structural Optimization of Large Spacecraft // AIAA J. 1992. P. 92–1227.

3. Jones T. C., Bart-Smith H. Finite Element Modeling and Analysis of Large Pretensioned Space Structures // Journal of spacecraft and rockets. 2007. Vol. 44, No. 1.

4. Проектирование системы энергоснабжения научно-энергетического модуля для российского сегмента Международной космической станции / А. Г. Бидеев [и др.] // Космическая техника и технологии. 2015. № 2 (9). С. 64–74.

5. Баничук Н. В. Введение в оптимизацию конструкций. М. : Наука, 1986. 302 с.

6. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. 272 с. : ил. (Б-ка расчетчика).

7. Алфутов Н. А., Зиновьев П. А., Попов Б. Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1984. 446 с.

8. Композиционные материалы в конструкции летательных аппаратов : сб. ст. / пер. с англ. Г. А. Молодцова ; под ред. проф. А. Л. Абибова. М. : Машиностроение, 1975. 272 с.

9. Композиционные материалы. В 8 т. Т. 7. Анализ и проектирование конструкций. Ч. 1 / под ред. К. Чамиса ; пер. с англ. под ред. Л. Браутмана и Р. Крока. М. : Машиностроение. 1978, 300 с. : ил.

10. Комков М. А., Тарасов В. А. Технология намотки композитных конструкций ракет и средств поражения : учеб. пособие. 2-е изд. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. 431 с. : ил.

11. Механика больших космических конструкций / Н. В. Баничук [и др.]. М. : Факториал, 1997. 302 с. ISBN 5-88688-021-6.

12. Композиционные материалы. В 8 т. Т. 8. Анализ и проектирование конструкций. Ч. 2 / под ред. К. Чамиса ; пер. с англ. под ред. Л. Браутмана и Р. Крока. М. : Машиностроение, 1978. 264 с. : ил.

13. Мэттьюз Ф., Ролингс Р. Композитные материалы. Механика и технология. М. : Техносфера, 2004. 408 с. ISBN 5-94836-032-6.

14. Расчеты машиностроительных конструкций методом конечных элементов : справочник / В. И. Мяченков [и др.] ; под общ. ред. В. И. Мяченкова. М. : Машиностроение, 1989. 520 с. : ил. ISBN 5-217-00401-0.

15. Морозов Е. М., Майземнек А. Ю., Шадский А. С. Ansys в руках инженера: Механика разрушения. 2-е изд., испр. М. : ЛЕНАНД, 2010. 456 с.

References

1. Shenyan C., Hai H. Optimum Design of a Space Frame and its Application in Satellite Structure. *Journal of spacecraft and rockets*. 2010. Vol. 47, No. 6.

2. Woo T. Structural Optimization of Large Spacecraft. *AIAA J.* 1992, P. 92–1227.

3. Thomas C. Jones, Hilary Bart-Smith. Finite Element Modeling and Analysis of Large Pretensioned Space Structures. *Journal of spacecraft and rockets*. 2007, Vol. 44, No. 1.

4. Bideev A. G, Semin A. Yu., Kuznetsov A. V., Akhmedov M. R. [Designing a power supply system of the science and power module for the International Space Station Russian segment]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii.* 2015, No. 2 (9), P. 64–74 (In Russ.).

5. Banitchuk N. V. *Vvedenie v optimizatciyu konstrukcii* [Introduction to structural optimization]. Moscow, Nauka Publ., 1986, 302 p.

6. Vasiliev V. V. *Mechanika konstrukcii iz komposicionnih materialov* [Structural mechanics of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 272 p.

7. Alfutov N. A., Zinoviev P. A., Popov B. G. *Raschet mnogosloinih plastin I obolochek iz composicionnih materialov* [Calculation of plates and shells made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 446 p.

8. *Composicionnie materiali v konstrukcii letatelnih apparatov. Sbornik statei* [Composite materials in aircraft structures. Digest of articles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 272 p.

9. *Kompozitsionnyye materially. T. 7. Analiz I proyektirovaniye konstruktsiy* [Composite materials. Vol 7. Analysis and design of structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 300 p.

10. Komkov M. A., Tarasov V. A. *Tekhnologiya namotki kompozitnykh konstruktsiy raket I sredstv porazheniya* [Winding technique of composite construction of missiles and weapon systems]. Moscow, Izdatelstvo MGTU im. N. E. Baumana Publ., 2015, 431 p.

11. Banitchuk N. B., Karpov I. I., Klimov D. M. et al. *Mechanika bol'shikh kosmicheskikh konstruktsiy* [Mechanics of large space structures]. Moscow, Faktoria Publ., 1997, 302 p.

12. *Kompozitsionnyye materialy. T. 8. Analiz I proyektirovaniye konstruktsiy* [Composite Materials. Vol. 8. Analysis and design of structures]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978, 264 p.

13. Matthews F., Rawlins R. *Kompozitsionnyye materialy. Mekhanika i tekhnologiya* [Composite materials. Mechanics and technology]. Moscow, Tekhnosfera Publ., 2004, 408 p.

14. Myachenkov V. I., Mal'tsev V. P., Mayboroda V. P. et al. *Raschety mashimostroitel'nykh konstruktsit metodom konechnykh elementov* [Calculations of engineering structures using finite element method]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989, 520 p.

15. Morozov E. M., Mayzemnek A. Yu., Shadsky A. S. *Ansys v rukakh inzhenera: Mekhanika razrusheniya* [Ansys in the hands of the engineer: Fracture Mechanics]. Moscow, LENAND Publ., 2010, 456 p.

© Зимин В. Н., Смердов А. А., 2017

УДК 681.5

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 132–139

ПРОГРАММНАЯ ПОДДЕРЖКА ИСПЫТАНИЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ АНТЕНН И ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ КОМПЕНСАЦИИ ВЕСОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

И. В. Ковалев[1], Ю. О. Баданина[2*]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[*]E-mail: secret398@mail.ru

Современные тенденции в развитии космической отрасли направлены на стремительный рост рынка широкополосных услуг связи. Космические аппараты с крупногабаритными трансформируемыми антеннами создали новый виток в конкурентной борьбе за потребителя. Надёжность любого оборудования для применения в составе космических аппаратов определяющим образом зависит от качества их наземной экспериментальной отработки. Для обеспечения высокого качества наземной экспериментальной отработки требуется создание технологии, метрологического обеспечения, специализированного технологического оборудования – высокоточной активной автоматизированной многоканальной системы компенсации весовой составляющей.

Разработана структура платформы автоматизации, соответствующая принятому технологическому процессу проведения испытаний. Выполнена постановка задачи и выделены основные функции подготовки и проведения испытаний, которые требуют программной поддержки. Для этого построена имитационная модель функционирования программного обеспечения системы компенсации весовой составляющей. Внедрены программные инструменты мониторинга, позволяющие проводить тестирование физических характеристик крупногабаритной трансформируемой антенны и анализ логики ее функционирования при постоянном контроле, представляющей информацию о реальном состоянии оборудования.

Разработанное программное обеспечение внедрено в программно-аппаратный комплекс, предназначенный для выполнения испытаний крупногабаритной трансформируемой антенны на системе компенсации весовой составляющей. Использование программного обеспечения расширяет возможности исследования крупногабаритной трансформируемой антенны и повышает качество и надежность проводимых испытаний.

Ключевые слова: космический аппарат, крупногабаритный рефлектор, автоматизация, система компенсации весовой составляющей, многоканальная система, программное обеспечение, человеко-машинный интерфейс.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 132–139

SOFTWARE SUPPORT FOR TESTING OF LARGE SPACECRAFT REFLECTOR AND EVALUATION OF THE OPERATION PARAMETERS OF COMPONENT WEIGHT COMPENSATION SYSTEM

I. V. Kovalev[1], J. O. Badanina[2*]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]JSC “Information satellite system” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[*]E-mail: secret398@mail.ru

Modern trends in the development of space industry focused on rapid market growth in broadband services. Spacecraft with transformable large-sized reflectors created a new round in the competition for the consumer. The reliability of any equipment for use in the spacecraft decisively depends on the quality of their experimental testing ground. To ensure high quality terrestrial experimental testing requires the creation of technologies, metrological maintenance, specialized equipment – an automated high-precision active component of a multichannel system weight compensate.

The structure of the platform automation, consistent workflow testing, has been developed.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 thefunctioning of the system software component of the weight compensation. Developed software subsystems provide the visibility building complex sequences of test procedures, as well as the convenience and accuracy of the results display. Implemented software monitoring tools allow testing of the physical characteristics of large antennas and convertible analysis of its functioning logic with constant monitoring to provide information on the real state of the equipment.

The developed software is implemented in the hardware and software system for performing testing of large transformable antenna system weight component of compensation. Using the software extends the capabilities of the large study convertible antenna and improves the quality and reliability of the tests carried out.

Keywords: spacecraft, bulky reflector, automation, system weight component compensation controller, software, human-machine interface.

Введение. Современные тенденции в развитии крупногабаритных трансформируемых рефлекторов (КТР) антенн космических аппаратов (КА) охватывают расширение рабочего диапазона частот, снижение удельного веса и возрастание общих габаритов их конструкций.

В области гражданского космоса в настоящее время в мире отмечается стремительный рост рынка широкополосных услуг связи. Крупногабаритные антенные системы обеспечивают прямой доступ персональных потребителей к информационным ресурсам КА, минуя наземных операторов. Стоимость информационных услуг непрерывно снижается за счет эксплуатации энергетически более мощных платформ. Совершенствуются и формируются новые рынки услуг мобильной связи, радиовещания, доступа в Интернет, в будущем возможно появление персонального телевидения и др. [1–3].

Появление на рынке КА, имеющих КТР, увеличивает конкурентоспособность космических систем связи, приводя к глобализации рынка информационных услуг, создавая рыночные преимущества тем странам, которые владеют необходимыми спутниковыми технологиями широкополосного мультимедийного вещания.

По состоянию на 2015 г. на орбите находятся более 40 КТР гражданского и двойного назначения (табл. 1). В настоящие время в США, Европе, Японии, Индии разрабатываются новые системы [4].

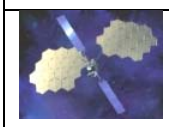
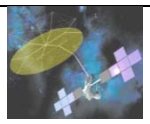
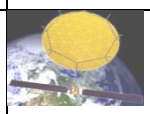
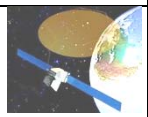
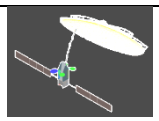
В области оборонного применения КТР, как ключевой элемент, обеспечат создание технических средств для систем связи, а также космического наблюдения, позволяющих проводить непрерывный мониторинг наземных станций спутниковой связи, радиорелейных и тропосферных линий связи, излучения телеметрических передатчиков баллистических ракет и КА и т. д.

Специализированные и военные системы связи работают на частотах ультракоротких волн (УКВ). С использованием КТР можно предоставить услуги на мобильные терминалы. Для достижения высоких значений КУ необходимо применение больших развертываемых рефлекторов с диаметром апертуры более 10 м. Более эффективное управление сетью множественного доступа позволяет оптимизировать использование полосы частот УКВ и общую пропускную способность системы [5–7].

Для недавно освоенных диапазонов дециметровых и сантиметровых волн возникла потребность в создании больших КТР диаметром 18–24 м. Для предоставления услуг подвижной спутниковой связи выделены отдельные полосы частот, наиболее распространенными из которых являются полосы L- и S-диапазона (подвижная спутниковая служба).

Таблица 1

Характеристики запущенных спутников

	Kiku-8	Eutelsat 10A	TerreStar-1	Skyterra-1	MEXSAT	XICS (План)
Космический аппарат						
Запуск	12.2006	04.2009	07.2009	11.2010	12.2012	02.2018
Зона обслуживания	Япония	Европа	Северная Америка	Северная Америка	Мексика	Япония и прилегающая зона
Платформа	ETS-VIII (JAXA)	Spacebus-4000 (TAS)	LS1300 (SS/L)	702HP GMS (Boeing)	702HP GMS (Boeing)	NextarGhp (NEC)
Диаметр рефлектора	13 м (NTSpace)	12 м (Harris)	18 м (Harris)	22 м (Harris)	22 м (Harris)	30 м (NTSpace)
Пользовательский терминал	Специальные терминалы					Обычные сотовые телефоны

Мировым лидером по производству КТР является фирма HarrisCorporation (рис. 1).

Постановка задачи. Приведенная выше информация указывает на существенное отставание отечественных разработок в области создания КТР, поэтому требуются радикальные меры по мобилизации ресурсов на данное направление космической деятельности [8–10].

Создаваемые КТР предназначены для решения следующих задач:

– выбор оптимальных вариантов конструкций, обеспечивающих достижение заданных технических характеристик;

– отработка методик изготовления металлического трикотажного сетеполотна, оптимизированного для L- и S-диапазонов;

– отработка методик изготовления высокомодульных размеростабильных шнуров для формообразующей структуры рефлекторов;

– отработка математических моделей, применяемых при разработке КТР;

– отработка методик проведения тепловых и механических испытаний, применяемых при разработке КТР;

– отработка методик измерения и подтверждения точности геометрии КТР и их составных частей как на земле, так и на орбите;

– отработка методик испытательного оборудования для развертывания КТР.

Основные технические требования к рефлектору диаметром 24 м приведены в табл. 2.

Для решения задачи отработки и оценки параметров надёжности функционирования высокотехнологичных КТР и их составных частей как в наземных условиях, так и при воздействии вакуума и экстремальных температур требуется создание технологии, метрологического обеспечения, специализированного технологического оборудования – высокоточной активной автоматизированной многоканальной системы компенсации весовой составляющей (СКВС). Ввиду исключительной сложности конструкции КТР необходимо до запуска антенны в космос смоделировать и проверить на земле в цеховых условиях ее работоспособность, чтобы исключить нештатные ситуации на орбите. Все эти ситуации надо «выловить» на земле, а для этого мы должны КТР обезвесить [7; 8; 11; 12].

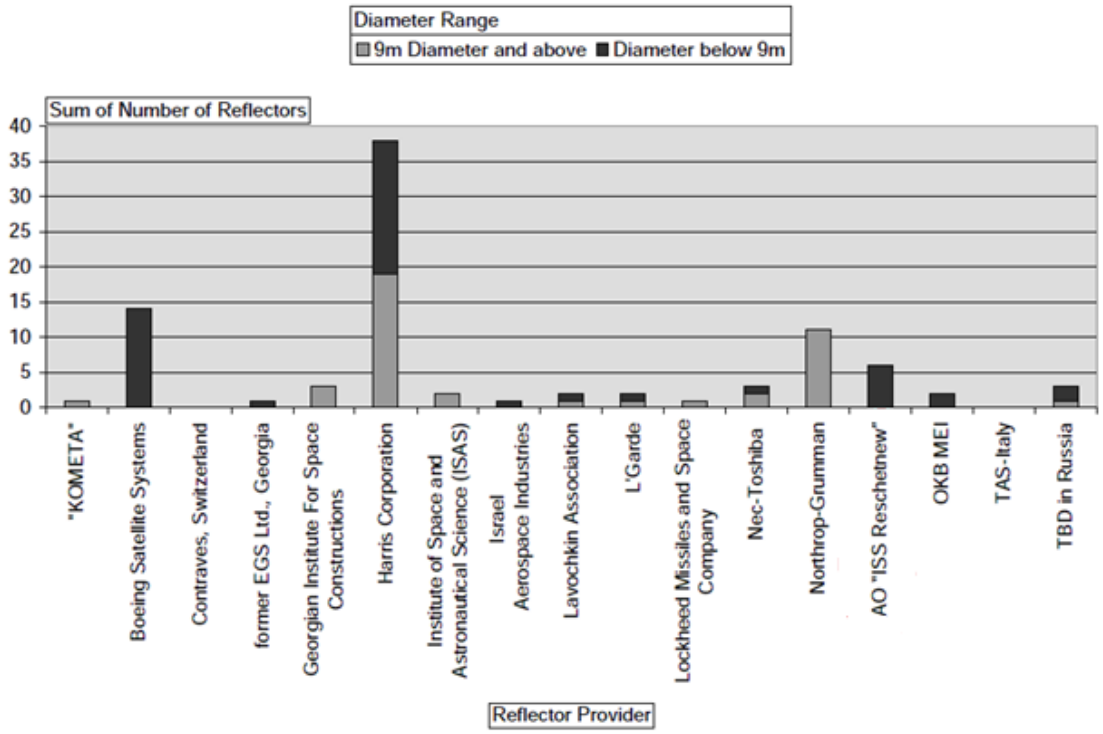


Рис. 1. Гистограмма по производству КТР

Таблица 2

Технические требования к рефлектору диаметром 24 м

Диаметр рефлектора	До 24 м
Диапазон рабочих частот	0,5–1,5 ГГц (окончательный выбор диапазона частот осуществляется по результатам разработки и защиты эскизного проекта)
Масса рефлектора, приведенная к площади поверхности	$m/S < 0{,}42$ кг/м^2 (уточняется на этапе эскизного проекта) для рефлектора диаметром до 24 м, где m – масса рефлектора, S – площадь поверхности рефлектора
Погрешность формы радиоотражающей поверхности	Среднее квадратическое отклонение (СКО) от теоретической формы < 0,02–0,03λ, где λ – длина волны на максимальной частоте рабочего диапазона частот

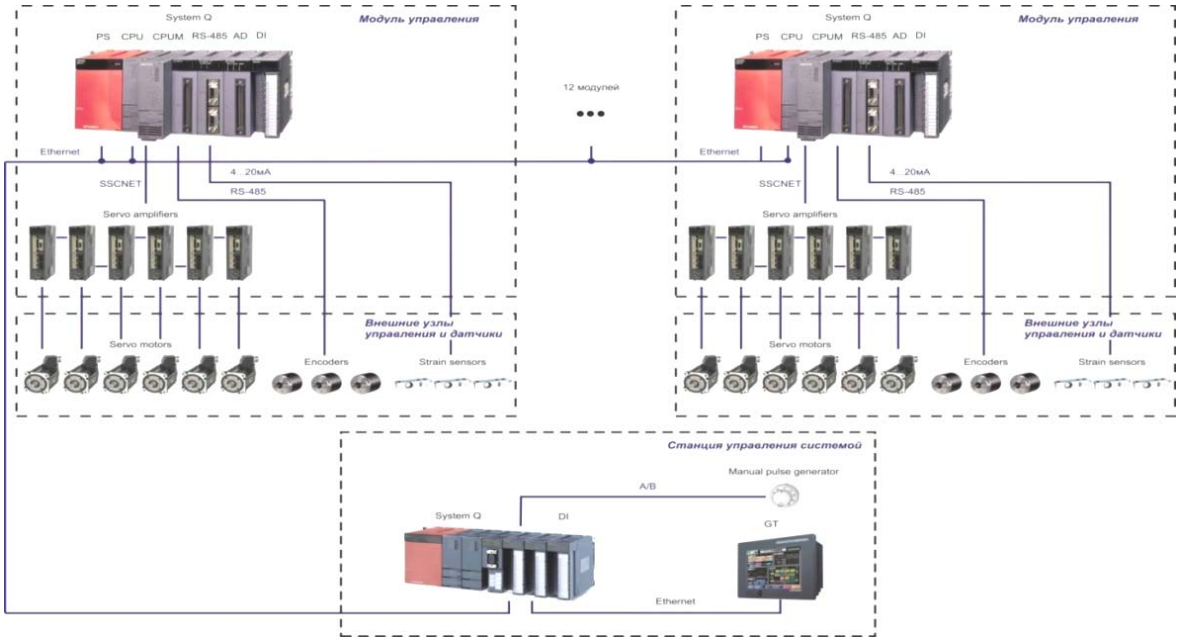


Рис. 2. Структура платформы автоматизации

Многоканальная система компенсации весовой составляющей. Проведенный анализ отечественных и зарубежных разработок показал, что наиболее эффективным решением реализации СКВС является интеллектуальная следящая система на основе платформы автоматизации MELSEC System Q MitsubishiElectric. Структурная схема автоматизации представлена на рис. 2 [13].

Платформа MitsubishiSystem Q основана на прогрессивной многопроцессорной технологии: одна система будет иметь несколько процессоров – процессор программируемого логического контроллера (ПЛК), процессор управления движением, процессор управляющей программы на основе SCADA-системы с возможностью полной интеграции запросов по управлению и обмену данными на единой платформе [13–16].

Процессорный модуль управления движением управляет и синхронизирует подключенные к нему сервоусилители, серводвигатели и набор необходимых сенсоров, интегрированных в систему управления для функции непрерывной визуализации и слежения за позициями центров масс звеньев спиц. Каждый модуль системы включает в себя отдельный блок управления, состоящий из ПЛК, модуля управления движением, модуля аналоговых входов, модуля цифровых входов, модуля выходов, источника питания и сервоусилителей, расположенных на базовом шасси. Все модули соединены с базовой управляющей станцией средствами Ethernet. Базовая управляющая станция состоит из ПЛК, модуля MES-интерфейса, коммутационного модуля Ethernet и персонального компьютера с операционной системой для контроллеров позиционирования и SCADA-системы [16–18].

По результатам испытаний в наземных условиях подтверждается:

– работоспособность КТР в течение срока активного существования КА в условиях космического пространства;

– надежность КТР;

– точность КТР;

– конкурентоспособность.

Необходимо разработать программное обеспечение с учетом заявленных требований, поскольку управление традиционными ручными способами неэффективно, трудоемко, несет большое негативное влияние человеческого фактора, зависит от скорости реакции оператора, занимает много времени и неконкурентоспособно [17; 19].

Программное обеспечение для подготовки и проведения испытаний раскрытия антенны на системе компенсации весовой составляющей. Поставлена задача создания программного обеспечения для СКВС, которая внедренана АО «ИСС» и предназначена для компенсации собственных весов подвижных элементов крупногабаритной конструкции при сборочных операциях и в процессе отработки их функционирования [7].

Проведенные исследования существующих методов и технологических подходов к проведению испытаний сложных технических систем позволили построить собственные программные решения.

Архитектура программного обеспечения разработана таким образом, что все опции управления могут быть сконфигурированы и оптимально согласованы с размерами под конкретный тип КТР, а впоследствии, при изменении условий и задач производства, расширены или переконфигурированы. Масштабируемость позволяет реализовать универсальность разработанного программного обеспечения СКВС [20].

Для исключения влияния человеческого фактора и различного рода ошибок при испытаниях разработан интеллектуальный человеко-машинный интерфейс (рис. 3) для тестирования, отладки, работы, с возможностью задания режима работы с непрерывным ведением протокола результатов испытаний и постоянным контролем аварийных ситуаций, режима исследования и калибровки.

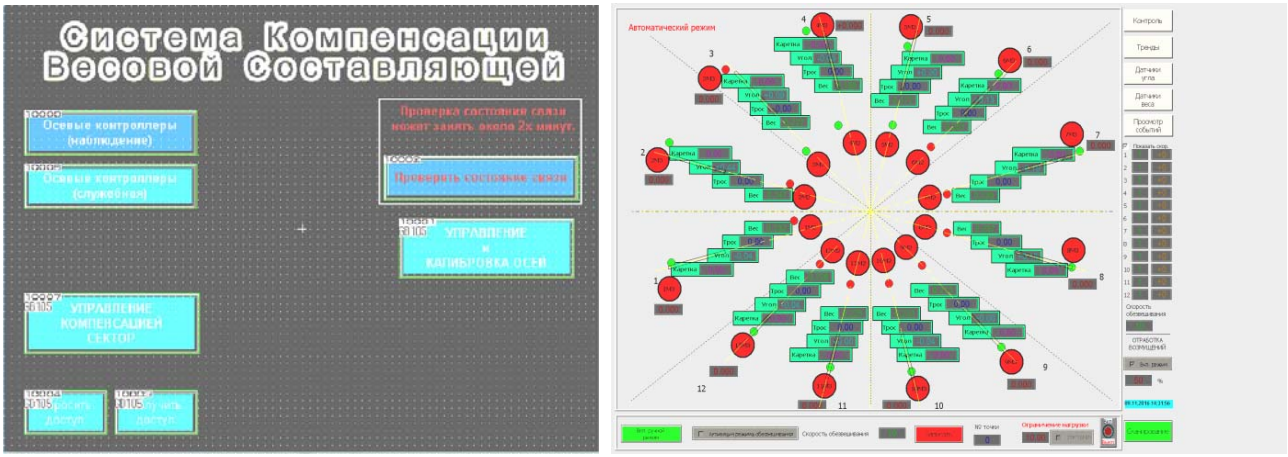


Рис. 3. Интеллектуальный человеко-машинный интерфейс

Проведение имитационных экспериментов позволило выделить основные задачи и режимы работы, которые требуют программной поддержки в процессе подготовки и проведения испытаний КТР с использованием СКВС. Программное обеспечение должно осуществлять поддержку решения следующих задач:

– формирование базы команд и алгоритма работы системы;

– задание алгоритма работы и параметров: величины требуемого натяжения гибких связей, необходимой скорости (законы изменения скорости) серводвигателей, отслеживающих вертикальное положение гибкой связи, контрольную величину усилия гибкой связи по всей траектории раскрытия спиц антенны;

– учет влияния заранее непрогнозируемых динамических процессов;

– настройка законов регулирования и динамических параметров разгона/торможения, необходимых для плавного трогания/останова, отработки сигналов с датчиков измерения угла и весоизмерительных ячеек;

– выполнение передачи команд и приема;

– анализ отработки команд;

– ведение протокола результатов испытаний;

– контроль аварийных ситуаций.

Пример графического представления имитационной модели функционирования программного обеспечения СКВС показан рис. 4.

Выполнена программная реализация, позволяющая решать все указанные задачи и осуществлять информационную и программно-инструментальную поддержку подготовки и проведения испытаний КТР с использованием СКВС.

Программное обеспечение реализовано в интегрированной среде разработки, состоящей из комплекса программных средств: GX Works3 для программирования и обслуживания MELSEC iQ-R, GT Works3 – программное обеспечение для разработки экранов, MT Works2 – среда разработки контроллеров управления движением. Программное обеспечение разработано на высокоуровневых графических языках: LAD стандарта IEC 61131-3 и FBD стандарта IEC 61131-3 [21], также входит в стандарт IEC-61499 [22]. Применена технология LD-программирования – неформализуемый процесс разработки закона логического управления объектом, основанный на глубоком понимании технического задания, анализе возможных вариантов и выборе оптимального решения в соответствии с заданным критерием [18].

Программное обеспечение обеспечивает работу системы в следующих режимах:

– режим сборки;

– настройка, калибровка и диагностика;

– режим испытаний (компенсации) автоматический/ручной;

– режим удержания;

– режим отработки возмущений, выбора закона регулирования;

– протокол результата испытаний;

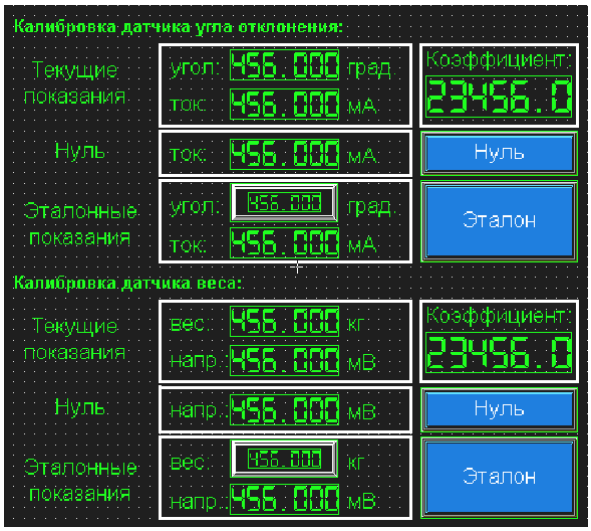
– просмотр событий и аварийных сообщений;

– архив.

Для каждого испытания отдельно могут быть настроены собственные параметры, соответствующие типу КТР, откалиброваны и протарированы датчики веса и угла, выбран алгоритм работы, произведена передача и анализ введённых данных. На этом подготовка испытаний завершается. Далее заданная последовательность команд передается в подсистему выполнения испытаний. Пример настройки для четырех спиц антенны показан на рис. 5.

Программное обеспечение ведет контроль и регулировку параметров имитации согласно заданным условиям и отображает в реальном времени их текущие значения и результаты анализа. Разработанная схема визуализации, включающая условные обозначения и цветовую индикацию, позволяет оператору, проводящему испытания, наблюдать за ходом испытания и определять корректность отработки СКВС. Окно мониторинга непрерывно обновляется, отображая текущее состояние испытательных действий. Оператор может остановить процесс испытаний для внешнего осмотра КТР, изменять или вносить коррективы в заданные параметры, выполнять моделирование процесса раскрытия, возобновлять процесс испытаний.

Вся хронология действий оператора, протокол событий и аварийные сообщения сохраняются в архиве и доступны для просмотра и анализа.



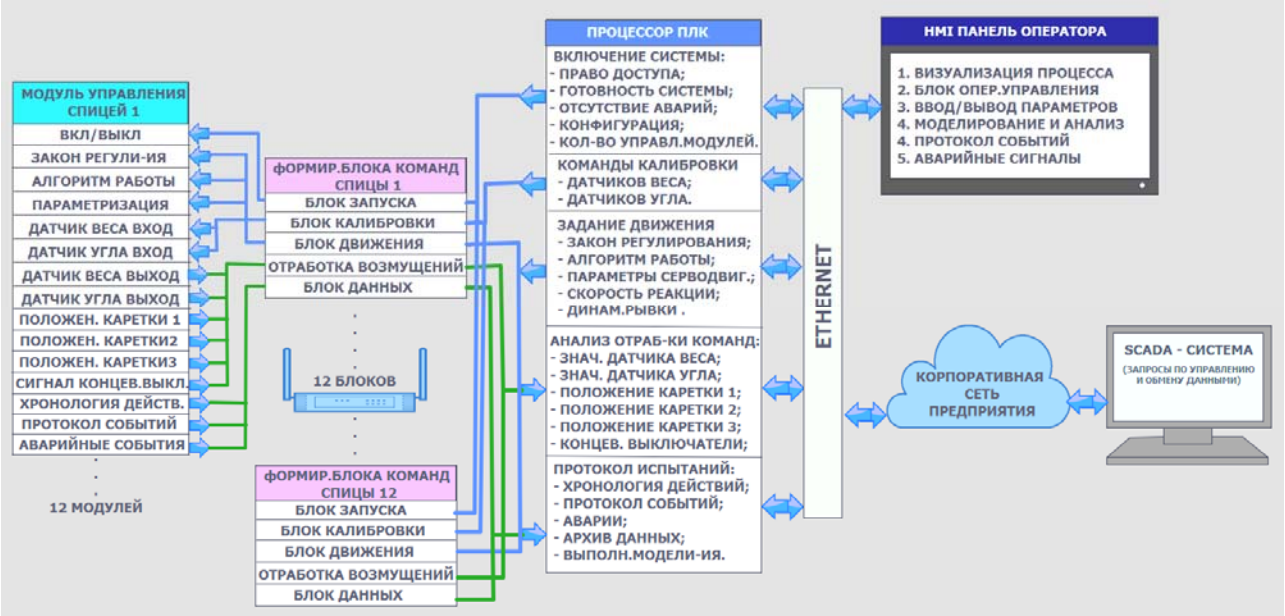


Рис. 4. Имитационная модель функционирования программного обеспечения СКВС

Рис. 5. Пример настройки для четырех спиц антенны

Заключение. Разработанное программное обеспечение внедрено в программно-аппаратный комплекс, предназначенный для выполнения испытаний КТР с использованием СКВС. Использование программного обеспечения расширяет возможности исследования КТР и повышает качество и надежность проводимых испытаний.

Внедрение программных инструментов мониторинга позволяет проводить тестирование физических характеристик КТР и методов анализа логики ее функционирования при постоянном контроле, представляющей информацию о реальном состоянии оборудования. Разработанные программные подсистемы обеспечивают наглядность построения сложных последовательностей испытательных процедур, а также удобство и корректность отображения результатов.

Реализованный подход дает возможность использовать программное обеспечение как инструмент исследователя КТР, а также для выполнения автоматизированных испытаний КТР с использованием СКВС.

Благодарности. Работа подготовлена в рамках выполнения проекта по государственному заданию № 2.2867.2017/ПЧ.

Acknowledgements. The work was prepared as part of the project to the state task № 2.2867.2017 / PCH.

Библиографические ссылки

1. Суайнерд Г., Старк Д. Разработка систем космических аппаратов : пер. с англ. / под ред. П. Фортескью. М. : Альпина Паблишер, 2015. 765 с.

2. Проектирование надежных спутников связи / В. Г. Афанасьев [и др.] ; под ред. М. Ф. Решетнева. Томск : МГП «РАСКО», 1993. 221 с. Сер. «Космическая связь».

3. Тестоедов Н. А. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия / Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2008. 152 с.

4. Александровская Л. Н., Круглов В. И., Кузнецов А. Г. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. М. : Логос, 2003. 736 с.

5. Гурьянов А. Дополнительные возможности в сквозной автоматизации // Control Engineering Россия. 2016. № 6(66). С. 30–35.

6. О динамике крупногабаритного разворачивающегося рефлектора / В. И. Гуляев [и др.] // Прикладная механика. 2003. № 39. 9. С. 109–115.

7. Хеджепет Д. М. Конструкции для точных дистанционно раскрываемых антенн. Заключительный отчет / Подготовлено Национальным аэрокосмическим и исследовательским центром Langley по контракту № NASA-18567. 1989.

8. Ковалев И. В., Кикоть Ю. О. Мобильная система имитации невесомости для крупногабаритных космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2014. Вып. 4(56). С. 173–178.

9. Пат. 1828261 A 1 SU G 01 M 19/00. Устройство обезвешивания элементов / Ануприенко Г. Е., Карпачев Ю. А., Кухоцкий Л. М., Мишнеев А. А., Павлюк В. Н., Рудых Ю. Н., Савенко Ю. Н. (RU). 20.09.1996.

10. Пат. 5848899A. Method and device for simulating weightlessness / Howard Ian P. (US). 15.12.1998.

11. Пат. 233970 C 2 G 61 M 19/00 B 64 П 7/00. Устройство имитации невесомости механизмов с гибкой конструкцией элементов / Дроздов А. А., Агашкин С. В., Михнев М. М., Ушаков А. Р. (RU). 27.09.2008.

12. Голдобин Н. Н. Методика оценки формы радиоотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 1(47). С. 106–111.

13. Ковалев И. В., Баданина Ю. О. Платформа автоматизации системы компенсации весовой составляющей для крупногабаритных рефлекторов космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17(1). С. 131–136.

14. Дебда Д. Е., Пятибратов Г. Я. Проблемы создания комбинированных систем компенсации силы тяжести объектов обезвешивания. Новочеркасск : ЮРГТУ, 2000. 32 с. Деп. в ВИНИТИ 16.02.2000, № 396-В00.

15. Подураев Ю. В. Мехатроника: основы, методы, применение. М. : Машиностроение, 2007. 256 с.

16. Платформа Mitsubishi Electric MELSEC System Q и её компоненты [Электронный ресурс]. URL: http//mitsubishielecric.ru (дата обращения: 01.02.2017).

17. Дорф Р., Бишоп Р. Современные системы управления / пер. с англ. Б. И. Копылова. М. : Лаборатория базовых знаний, 2002. 832 с.

18. Программное обеспечение GXIECDeveloper и MX OPCServer [Электронный ресурс]. URL: http//mitsubishielecric.com (дата обращения: 01.02.2017).

19. Романов А. В., Тестоедов Н. А. Основы проектирования информационно-управляющих и механических систем космических аппаратов / под ред. д-ра техн. наук, проф. В. Д. Атамасова. СПб. : АНО ЛА «Профессионал», 2015. С. 240.

20. 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.

21. IEC 61131-3(2013). Микроконтроллеры программируемые. Ч. 3. Языки программирования. 2013. 224 с.

22. IEC-61499(2005). Распределенные системы управления и автоматизации. 2005. 244 с.

References

1. Suajnerd G., Stark D. *Razrabotka system kosmicheskikh apparatov* [Development of spacecraft systems]. Ed. P. Fortesk'ju. Moscow, Al'pina Pabl., 2015, 765 p.

2. Afanas'ev V. G. et al. *Proektirovanie nadezhnykh sputnikov svyazi* [Design Communications the reliable satellites]. Tomsk, PACKO Publ., 1993, 221 p.

3. Testoedov N. A. *Eksperimental'naya otrabotka kosmicheskikh apparatov na mekhanicheskie vozdeystviya* [Experimental otrabotka kosmicheskih devices on the mechanical impact]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2008, 152 p.

4. 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.

5. Gur'janov A. [More features through automation]. *Control Engineering Rossiya.* 2016, No. 6(66), P. 30–35 (In Russ.).

6. Gulyaev V. I., Gaydaychuk V. V., Cherniavsky A. G., Lenin L. [On the dynamics of the unfolding of large-sized reflector]. *Prikladnaya mekhanika.* 2003, Vol. 39.9, P. 109–115 (Russ.).

7. John M. Hedzhepet. *Konstruktsii dlya tochnykh distantsionno raskryvaemykh antenn. Zaklyuchitel'nyy otchet. Podgotovleno Natsional'nym aerokosmicheskim iissledovatel'skim tsentrom Langley po kontraktu № NASA-18567* [Design for precise remote antennas disclosed. Final Report. Prepared by the National Aerospace Research Center and Langley contract № NASA-18567]. 1989.

8. Kovalev I. V., Kikot J. O. [Mobile system simulate weightlessness for large spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2014, No. 4 (56), P. 173–178 (In Russ.).

9. Anuprienko G. E., Karpachev Y. A., Kuhotsky L. M., Mishneev A. A., Pavlyuk V. N., Rudykh Yu. N., Savenko Y. N. *Ustroystvo obezveshivaniya elementov* [The device of elements weightlessness]. Patent RF, No. 1828261 A1 G01M19 SU / 00, 1996.

10. Ian P. Howard. Method and device for simulating weightlessness. Patent RF, No. 5848899A, 1998.

11. Drozdov A. A., Agashkin S. V., Mikhnev M. M., Ushakov A. R. *Ustroystvo imitatsii nevesomosti mekhanizmov s gibkoy konstruktsiey elementov* [The device simulating weightlessness with Flexible design elements]. Patent RF, No. 233970 G61M19 C2/00 V64P7/00, 2008.

12. Goldobin N. N. [Methodology to evaluate the shape of the reflecting surface of bulky radio convertible reflector spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2013, Vol. 1 (47), P. 106–111 (In Russ.).

13. Kovalev I. V., Badanina Ju. O. [Platform weight compensation system Automation component for bulky reflectors spacecraft]. *Vestnik SibGAU.* 2016, Vol. 17(1), P. 131–136 (In Russ.).

14. Debda D. E., Pyatibratov G. Y. *Problemy sozdaniya kombinirovannykh system kompensatsii sily tyazhesti ob''ektov obezveshivaniya* [Problems of creation of the combined compensation systems gravity of weightlessness objects]. Novocherkassk, SRSTU Publ., 2000, 32 p.

15. Poduraev Y. V. *Mekhatronika: osnovy, metody, primenenie* [Mechatronics: fundamentals, methods, applications]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2007, 256 p.

16. *Platforma Mitsubishi Electric MELSEC System Q I ee komponenty* [Platform Mitsubishi Electric MELSEC System Q and its components]. Available at: http // mitsubishielecric.ru (accessed 03.02.2016).

17. Dorf R., Bishop R. *Sovremennye sistemy upravleniya* [Modern control systems]. Moscow, Laboratoriya bazovykh znaniy Publ., 2002, 832 p.

18. *Programmnoe obespechenie GX IEC Developer iMKh OPC Server* [Software GX IEC Developer and MX OPC Server]. Available at: http // mitsubishielecric.com (accessed 03.02.2016).

19. Romanov A. V., Testoedov N. A. *Osnovy proektirovaniya informatsionno-upravlyayushchikh i mekhanicheskikh system kosmicheskikh apparatov* [Basics of designing information control and mechanical systems of spacecraft]. Ed. V. D. Atamasova. St. Petersburg, LA ANO "Professional" Publ., 2015, 240 p.

20. Zimin V. N. et al. [The calculation of the disclosure of large space structures transformable]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf.* [Reshetnev Readings: Materials XVII Internat. scientific. Conf.] (Nov 12–14. 2013, Krasnoyarsk). Krasnoyarsk, 2013, P. 68–69 (In Russ.).

21. *IEC 61131-3(2013): Mikrokontrollery programmiruemye. Chast' 3: Yazyki programmirovaniya* [IEC 61131-3 (2013): programmable microcontrollers. Part 3: Programming languages]. 2013, 224 p.

22. *IEC-61499(2005): Raspredelennye system yupravlenija i avtomatizatsii* [IEC-61499 (2005) : The distributed control and automation systems]. 2005, 244 p.

© Ковалев И. В., Баданина Ю. О., 2017

УДК 621.3.088.7

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 140–148

О СТАТИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ ОДНОГО КЛАССА ЗАРЯДНО-РАЗРЯДНЫХ УСТРОЙСТВ ДЛЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРОВ БОЛЬШОЙ ЁМКОСТИ

Е. А. Мизрах*, Д. К. Лобанов, Е. А. Копылов, Р. В. Балакирев, А. С. Федченко

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

Перезаряжаемые накопители энергии являются одними из основных компонентов систем электропитания космических аппаратов. Характеристики таких накопителей существенно влияют на продолжительность жизненного цикла космического аппарата на орбите. В последние годы разработчики систем электропитания широко применяют литий-ионные аккумуляторы в качестве перезаряжаемых накопителей энергии. Это обусловлено тем, что удельные энергетические характеристики литий-ионных аккумуляторов заметно выше, чем у аккумуляторов других типов при аналогичном количестве циклов заряда-разряда. Для верификации заданных для аккумулятора требований изготовитель батареи проводит ряд квалификационных испытаний, в частности, специально разработанные ресурсные испытания, которые позволяют оценить предельное количество циклов заряда-разряда аккумулятора. Проведение таких испытаний занимает несколько месяцев (точный срок зависит от конкретной модели аккумулятора), что отрицательно сказывается на общей длительности и стоимости разработки космического аппарата в целом.

Проведение ресурсных испытаний по принципам проведения динамических стрессовых тестов даёт возможность существенно сократить общее время разработки и производства аккумуляторных батарей, что, в свою очередь, позволяет снизить стоимость проектирования и отработки энергосистем космических аппаратов. Динамические стрессовые тесты представляют собой вид нагрузочных испытаний, которые позволяют оценить, способен ли аккумулятор обеспечить потребителя требуемой мощностью во всех ожидаемых режимах работы. Основные принципы динамических стрессовых тестов: заряд и разряд аккумулятора токами большой величины и разряд аккумулятора постоянной мощностью согласно специальной программе.

Проведение стрессовых испытаний требует наличия специальных зарядно-разрядных устройств, позволяющих проводить полный цикл электрических испытаний аккумуляторов, включая ресурсные испытания. Обеспечение требуемой точности измерения и стабилизации определённых атрибутов режимов эксплуатации литий-ионных аккумуляторов является одной из проблем, которые возникают при разработке таких зарядно-разрядных устройств. Наибольший интерес представляют следующие атрибуты: токи заряда и разряда, мощности разряда, напряжения аккумулятора.

Анализ зарядно-разрядного устройства как системы автоматического управления даёт возможность оценить статическую ошибку стабилизации рассматриваемых атрибутов разрабатываемого устройства. Кроме того, использование цифрового интегратора в системе управления зарядно-разрядного устройства позволяет обеспечить заданную величину статической погрешности стабилизации требуемых атрибутов в различных режимах испытаний.

Ключевые слова: ресурсные испытания, литий-ионный аккумулятор, зарядно-разрядное устройство, погрешность измерения, статические ошибки стабилизации, динамический стрессовый тест.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 140–148

ON THE STATIC ACCURACY OF CHARGE-DISCHARGE UNITS OF ONE CLASS INTENDED FOR ELECTRICAL TESTS OF HIGH CAPACITY LI-ION BATTERIES

E. A. Mizrah*, D. K. Lobanov, E. A. Kopylov, R. V. Balakirev, A. S. Fedchenko

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

Rechargeable energy storages are one of the basic components of spacecraft power systems. Characteristics of such energy storages significantly effect on the duration of the spacecraft life cycle in the orbit. In recent years, designers of spacecraft power systems frequently use Li-ion batteries as rechargeable energy storage. This is due to the fact that

the inherent energy characteristics of Li-ion batteries are distinctly higher than that of other types of batteries with a similar cycle life. To verify whether a battery satisfies the stated requirements, battery manufacturer performs a series of qualification tests, in particular, the specially designed cyclic tests, which allow estimating the battery cycle life. These tests can take several months (the exact duration depends on the battery model), which negatively affects the overall spacecraft production duration and cost.

Performing of the cycle testing according to the principles of Dynamic Stress Test can significantly reduce the overall time of development and production of batteries, which in turn allows reducing the cost of designing and testing of the spacecraft power systems. Dynamic Stress Test is a type of loading testing that allows verifying whether the battery can deliver the specified power to the consumer under all anticipated operating conditions. Basic principles of Dynamic Stress Test are charging and discharging of the battery by currents of large magnitude, and discharging of the battery at constant power, according to special program.

Performing of Dynamic Stress Test requires special charge-discharge units that allow performing a full cycle of electrical tests of batteries, including cyclic testing. Providing the required accuracy of measurement and stabilization of certain attributes of Li-ion battery operating modes is one of the problems that arise during the development of such charge-discharge units. The following attributes are of particular interest: charge and discharge currents, discharge powers, battery voltages.

The analysis of the charge-discharge unit as a control system allows evaluating the steady-state stabilization error of the required attributes of the developed device. Moreover, using a digital integrator in the control system of the charge-discharge unit allows providing specified values of steady-state stabilization error of required attributes in different test modes.

Keywords: cycle testing, Li-ion battery, charge-discharge unit, measurement error, steady-state stabilization errors, dynamic stress test.

Введение. Литий-ионные аккумуляторы широко используются в системах электропитания космических аппаратов. Характеристики литий-ионных аккумуляторов во многом влияют на время и во многом определяют срок активного функционирования космических аппаратов на орбите. При разработке и производстве литий-ионных аккумуляторов на заводе-изготовителе выполняют электрические испытания аккумуляторов, в частности, для оценки сроков эксплуатации аккумулятора проводятся ресурсные испытания. Эти испытания аккумуляторов включают в себя многократное циклическое воспроизведение режимов заряда/разряда с целью снижения полной емкости аккумуляторов и мощности до установленного минимального значения.

Сокращение сроков ресурсных испытаний позволяет существенно ускорить и удешевить проектирование и отработку энергосистемы космического аппарата. Для уменьшения сроков ресурсных испытаний разработаны методики ресурсных испытаний литий-ионных аккумуляторов, основанных на методике стрессовых испытаний [1–3]. Эта методика подразумевает увеличение токов заряда/разряда вплоть до максимальных значений токов испытываемого аккумулятора, включая режимы разряда постоянной мощностью. Заряд аккумуляторов обычно производят по методике производителя, а разряд – по методикам стрессовых испытаний.

В отечественной практике и за рубежом широко применяются зарядно-разрядные устройства (ЗРУ) отдельных литий-ионных аккумуляторных батарей [4–8], но эти устройства не могут использоваться для испытаний, в том числе и ресурсных, нескольких гальванически развязанных аккумуляторов, имеющих относительно небольшие напряжения и большие ёмкости. Существуют также устройства, позволяющие проводить испытания составных литий-ионных батарей [9; 10]. К недостаткам перечисленных выше устройств можно отнести:

– недостаточно большой входной ток преобразователя: для испытаний аккумуляторов номинальной емкостью более 90 А·ч требуется ток более 100 А, для обеспечения которого потребуется использовать несколько параллельно подключённых устройств;

– отсутствие возможности разряда аккумуляторов до отрицательного напряжения (переполюсовки), что не позволяет исследовать работу аккумуляторных элементов в аварийных режимах.

Описание зарядно-разрядного устройства. Автоматизированное ЗРУ [11; 12] (рис. 1) позволяет проводить полный цикл электрических испытаний.

Источник бесперебойного питания (ИБП) предотвращает прерывание испытаний в случае аварийного отключения питающей сети переменного тока. Смена режимов заряда и разряда батареи происходит за счёт смены позиции ключей К1–К4 и за счёт работы управляемого стабилизатора напряжения (УСН). УСН позволяет обеспечивать стабильность работы режимов заряда и разряда. Избыточная энергия, потреблённая ЗРУ, рассеивается на нагрузочном устройстве (НУ).

Необходимость регулирования тока в широких пределах (0–160 А), необходимость в гальванической развязке между ключами К1–К4 и НУ и сложность высокочастотного трансформатора создают необходимость использования двух дополнительных импульсных стабилизаторов тока (ИСТ) и напряжения (ИСН). ИСТ стабилизирует свой входной ток, ИСН стабилизирует выходное напряжение ИСТ. ИСТ состоит из импульсного регулятора тока, основанного на повышающем преобразователе. ИСН состоит из импульсного регулятора напряжения, основанного на мостовом понижающем преобразователе [13; 14].

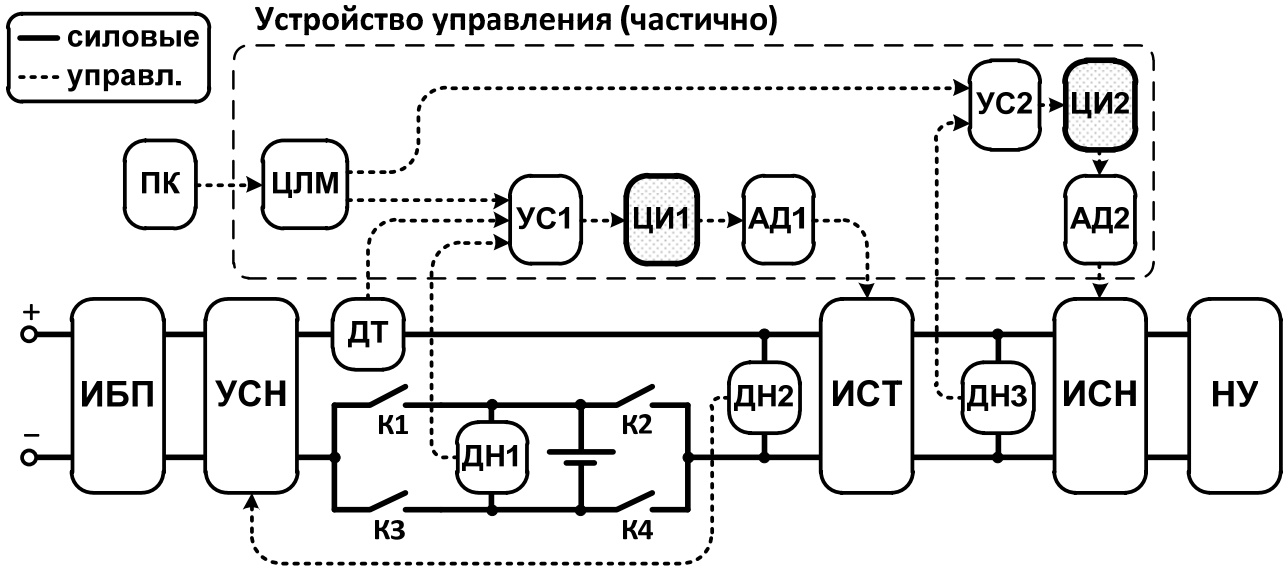


Рис. 1. Структурная схема зарядно-разрядного устройства

Для обеспечения высоких токов при низких напряжениях аккумулятора необходимо поддерживать выходное напряжение ИСН на относительно высоком уровне. По этой причине стабилизация входного напряжения ИСТ осуществляется УСН (датчик напряжения ДН2 формирует сигнал обратной связи для УСН). Таким образом, независимо от напряжения аккумулятора и режима работы (заряд и разряд батареи) УСН стабилизирует входное напряжение ИСТ на уровне 4 В. Более того, стабилизация входного напряжения ИСТ позволяет разряжать аккумулятор до смены полярности.

Устройство управления (УУ), в соответствии с предварительно записанными установками и измеренными значениями токов и напряжений аккумуляторов, выдаёт сигналы управления для ключей К1–К4 (связи, по которым передаются сигналы управления от УУ к ключам, не показаны на структурной схеме), формирует управляющие сигналы для ИСТ и ИСН и обеспечивает безопасное завершение испытаний в случае, если уровень заряда батарей ИБП мал и если напряжение в сети переменного тока отсутствует. УУ включает в себя цифровой логический модуль, который подключён к персональному компьютеру (ПК) и который формирует уставки, суммирующиеся в узлах суммирования (УС) сигналов управления ИСТ и ИСН и складывающиеся с сигналами с датчиков напряжения (ДН1, ДН3) и тока (ДТ). Сигналы управления для ИСТ и ИСН фильтруются цифровыми интеграторами (ЦИ) (более подробное их описание будет дано ниже) и усиливаются на аналоговых драйверах (АД).

ЗРУ выполняет следующие функции:

– стабилизация и регулирование токов заряда и разряда;

– стабилизация и регулирование мощности разряда;

– воспроизведение электрических и временных режимов работы батареи;

– автоматическая диагностика состояния ЗРУ;

– защита от аварийных режимов работы.

В документе [15] даны рекомендации по определению рабочих характеристик, проведению ресурсных испытаний литий-ионных аккумуляторов, а также погрешности измерений параметров аккумуляторов, которые составляют:

а) ±0,1 % для напряжений;

б) ±1 % для токов;

в) ±0,1 % для временных характеристик.

В то же время, [15] не устанавливает требования к погрешности обеспечения требуемых значений токов заряда и разряда и мощности разряда. В соответствии с принятой в системах автоматического управления практикой примем погрешности стабилизации атрибутов равными погрешностям измерения:

а) ±1 % для токов;

б) ±0,1 % для временных характеристик;

в) ±1,1 % для мощности.

Обеспечение требуемой погрешности измерения токов достигается использованием прецизионных датчиков тока и калибровкой датчиков тока. Калибровка датчиков тока производится с периодичностью, установленной в программе испытаний аккумулятора, и автоматически перед началом работы. Калибровка позволяет избавиться от статистической составляющей погрешности датчика тока.

Измерение напряжений аккумуляторов и датчиков тока производится с помощью специализированного измерительного комплекса на основе модулей National Instruments. Так как требуется гальваническая развязка каналов измерения, используются модули NI PXIe-4300 [16]. Они обеспечивают измерение по 8 каналам одновременно и имеют собственную приведенную погрешность измерения модулей не более 0,0245 %.

Стабилизация и регулирование атрибутов реализована на основе цифровой обработки сигналов в однокристальном компьютере. Погрешность стабилизации состоит из суммы погрешностей:

– погрешности измерения токов и напряжений (рассмотрены выше);

– погрешности, обусловленной разрядностью аналого-цифрового преобразователя (АЦП);

– погрешности источника опорного напряжения;

– погрешности контура стабилизации атрибута.

Требования к погрешностям АЦП и прецизионного источника опорного напряжения обеспечены выбором соответствующих электронных компонентов. Зарядно-разрядное устройство, рассмотренное авторами в [11; 12], содержит импульсный стабилизатор входного тока и импульсный стабилизатор выходного напряжения ИСТ.

Математическая модель. Математическая модель силовой части ЗРУ основана на структурной схеме (см. рис. 1) и эквивалентной электрической схеме (рис. 2). Эта модель позволяет анализировать статическую точность стабилизации ЗРУ.

Изменение величин напряжений и токов в цепях в установившемся режиме пренебрежительно мало, что позволяет не учитывать параметры реактивных элементов в математической модели (индуктивности и емкости). Линеаризованная система уравнений в установившемся режиме (1) описывает взаимосвязи между токами и напряжениями в цепи, показанной на рис. 2:

$$\begin{cases} V_S = V_{CVS} + E_B, \\ v_{IN1} = V_S - i_{IN1}(R_{CVS} + R_B), \\ i_{IN1} = I_{IN1}D_I + I_{IN1}d_i + i_{in1}D_I + i_{IN2}, \\ v_{IN2} = v_{IN1} - i_{IN1}R_{L1} + V_{IN2}D_I + v_{in2}D_I + V_{IN2}d_i, \\ i_{IN2} = (I_{LU}D_V + i_{lu}D_V + I_{LU}d_v)n, \\ v_{LU} = (V_{IN2}D_V + v_{in2}D_V + V_{IN2}d_v)n - i_{LU}R_{L2}, \\ i_{LU} = v_{LU}G_{LU}, \end{cases} \quad (1)$$

где V_S – напряжение источника; V_{CVS} – постоянное напряжение на выходе УСН; E_B – постоянное напряжение на клеммах аккумулятора; v_{IN1} – входное напряжение ИСТ, $i_{IN1} = I_{IN1} + i_{in1}$ – полное значение входного тока ИСТ; I_{IN1} – точка линеаризации i_{IN1}; i_{in1} – отклонение значения i_{IN1}; R_{CVS} – сопротивление УСН; R_B – сопротивление аккумулятора; $d_I = D_I + d_i$ – полное значение коэффициента заполнения ИСТ; D_I – точка линеаризации d_I; d_i – отклонение значения d_I; $v_{IN2} = V_{IN2} + v_{in2}$ – полное значение входного напряжения ИСН; V_{IN2} – точка линеаризации v_{IN2}; v_{in2} – отклонение значения v_{IN2}; R_{L1} – сопротивление L_1; i_{IN2} – входной ток ИСН; $i_{LU} = I_{LU} + i_{lu}$ – полное значение тока НУ; I_{LU} – точка линеаризации i_{LU}; i_{lu} – отклонение значения i_{LU}; $d_V = D_V + d_v$ – полное значение коэффициента заполнения ИСН; D_V – точка линеаризации d_V; d_v – отклонение значения d_V; n – коэффициент трансформации T; v_{LU} – напряжение НУ; R_{L2} – сопротивление L_2; G_{LU} – проводимость НУ.

Система уравнений (2) описывает систему управления ЗРУ. Совместно с (1) она формирует математическую модель ЗРУ. Функциональная схема ЗРУ в установившемся режиме (рис. 3) состоит из систем (1) и (2):

$$\begin{cases} d_I = (V_{REFI} - i_{IN1}K_{CS})K_I K_{PWMI}, \\ d_V = (v_{IN2}K_{VS} - V_{REFV})K_V K_{PWMV}, \end{cases} \quad (2)$$

где V_{REFI} – уставка тока ИСТ; K_{CS} – коэффициент датчика тока; K_I – коэффициент усиления контура управления ИСТ; K_{PWMI} – коэффициент широтно-импульсного модулятора (ШИМ) ИСТ; V_{REFV} – уставка напряжения ИСН; K_{VS} – коэффициент датчика напряжения; K_V – коэффициент усиления контура управления ИСН; K_{PWMV} – коэффициент ШИМ ИСН.

Выражения для тока и напряжения со смещением, которое появилось в результате наличия установившейся ошибки, были получены из систем (1) и (2):

$$i_{IN1} = f(V_S, V_{REFI}, V_{REFV}, K_I, K_V), \quad (3)$$

$$v_{IN2} = f(V_S, V_{REFI}, V_{REFV}, K_I, K_V). \quad (4)$$

Передаточные функции контуров управления ИСТ и ИСН в установившемся режиме будут представлять собой коэффициенты разомкнутых контуров (РК) ИСТ K_{OLI} и ИСН K_{OLV} соответственно, которые представляют собой функции следующих переменных:

$$K_{OLI} = f(V_S, V_{REFI}, V_{REFV}, K_I, K_V), \quad (5)$$

$$K_{OLV} = f(V_S, V_{REFI}, V_{REFV}, K_I, K_V). \quad (6)$$

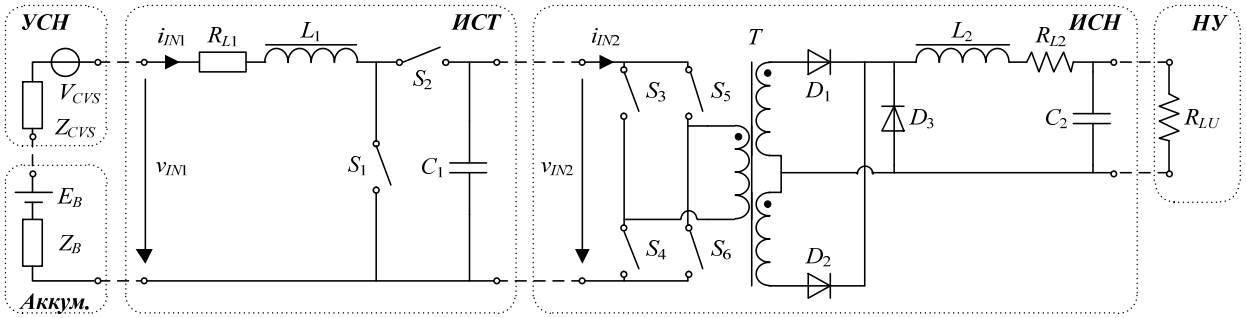


Рис. 2. Эквивалентная электрическая схема силовой части ЗРУ

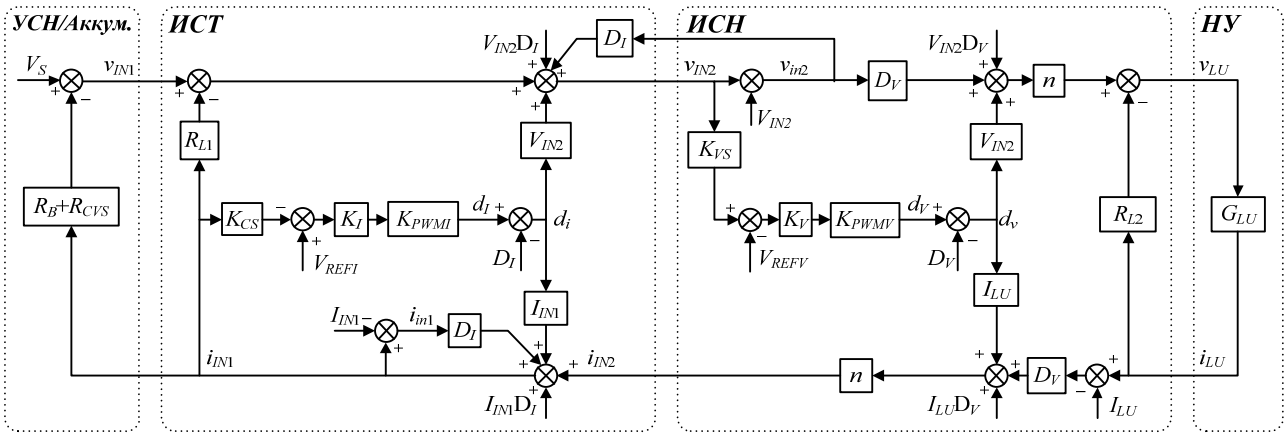


Рис. 3. Функциональная схема линеаризованной модели ЗРУ в установившемся режиме

Поскольку входной ток ЗРУ изменяется в широких пределах, вплоть до нулевых значений, то применение для оценки точности относительной погрешности может дать большие ошибки при малых токах. Более удобным для задач оценки является применение приведенных погрешностей δ_M [17; 18]. Для оценки погрешности стабилизации входного тока ИСТ используется приведенная методическая ошибка δ_{MI} по току, которая определяется как

$$\delta_{MI} = \left| \frac{I_{IN1} - i_{IN1}}{I_{IN1\max}} \right|, \qquad (7)$$

где $i_{IN1} = I_{IN1} + i_{in1}$ – полное значение входного тока ИСТ; I_{IN1} – точка линеаризации i_{IN1}; $I_{IN1\max}$ – максимальный ток ЗРУ ($I_{IN1\max}$ = 160 А).

Приведённая погрешность стабилизации входного тока ЗРУ δ_{MI} при проектировании была задана равной 0,5 %.

Аналогично для оценки погрешности стабилизации напряжения на входе ИСН используется приведённая методическая ошибка δ_{MV} по напряжению:

$$\delta_{MV} = \left| \frac{V_{IN2} - v_{IN2}}{V_{IN2\max}} \right|, \qquad (8)$$

где $v_{IN2} = V_{IN2} + v_{in2}$ – полное значение входного напряжения ИСН; V_{IN2} – точка линеаризации v_{IN2}; $V_{IN2\max}$ – максимальное входное напряжение ИСН.

Результаты расчётов и экспериментов. Исследование влияния различных режимов работы ЗРУ на приведённую ошибку по входному току позволяет определить параметры устройства, обеспечивающие требуемую точность стабилизации входного тока ЗРУ. Режимы работы ЗРУ определяются различными значениями следующих величин: величины входного тока I_{IN1}, величины входного напряжения V_S, величин коэффициентов передачи РК ИСТ K_{OLI} и ИСН K_{OLV}.

Уравнения (3)–(8) позволяют получить неявные зависимости приведённых ошибок ИСТ δ_{MI} и ИСН δ_{MV} от коэффициентов передачи РК ИСТ K_{OLI} и ИСН K_{OLV} (рис. 4–9).

Рис. 4 и 5 иллюстрируют тот факт, что с увеличением коэффициента передачи РК ИСТ K_{OLI} величина δ_{MI} уменьшается независимо от действия различных дестабилизирующих факторов.

График на рис. 6 иллюстрирует тот факт, что приведённая ошибка по входному току ИСТ δ_{MI} остаётся практически неизменной с увеличением коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} и уменьшается в увеличением коэффициента передачи РК ИСТ K_{OLI}.

Величина коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} определяет погрешность стабилизации ИСН δ_{MV}. Экспериментально установлено, что для нормального функционирования ЗРУ величина приведённой ошибки стабилизации входного напряжения ИСН δ_{MV} должна составлять 3–5 % во всём диапазоне входных токов и напряжений. Рис. 7–9 показывают, что для обеспечения этого требования коэффициент передачи ИСН K_{OLV} должен быть достаточно большой величины.

Графики на рис. 7 и 8 иллюстрируют тот факт, что приведённая ошибка ИСН δ_{MV} уменьшается с увеличением коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} и не зависит от входного напряжения V_S.

График на рис. 9 иллюстрирует тот факт, что приведённая погрешность ИСН δ_{MV} значительно зависит от коэффициента передачи РК K_{OLI} и входного тока I_{IN1}, что накладывает ограничения на минимальную величину коэффициента передачи РК ИСТ K_{OLI}.

Из результатов математического моделирования можно заключить, что коэффициенты передачи РК ИСТ K_{OLI} и ИСН K_{OLV} взаимосвязаны. Методически целесообразно сначала выбрать коэффициент передачи РК ИСН K_{OLV}, а затем выбрать коэффициент передачи РК ИСТ K_{OLI} достаточно большой величины.

В рассматриваемом ЗРУ требуемая точность стабилизации атрибутов достигается обеспечением астатических свойств в ИСТ путём введения цифрового интегратора контура управления ИСТ [19].

Разностное уравнение цифрового интегратора имеет вид

$$E_g[n] = k \cdot E_g[n] + E_g[n-1], \qquad (9)$$

где n – безразмерное время; k – коэффициент интегрирования.

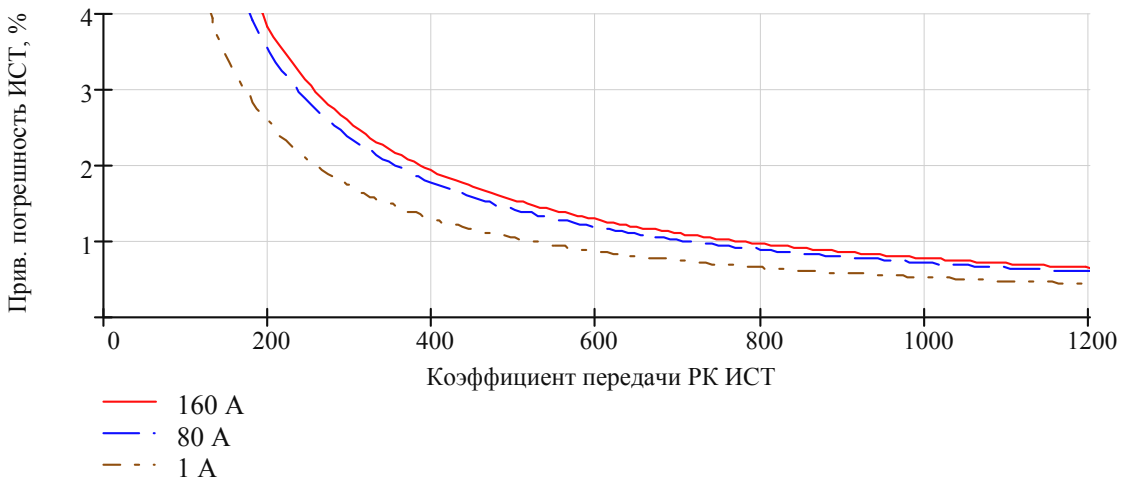


Рис. 4. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСТ δ_{MI} от коэффициента передачи РК ИСТ K_{OLI} при разных значениях входного тока I_{IN1}

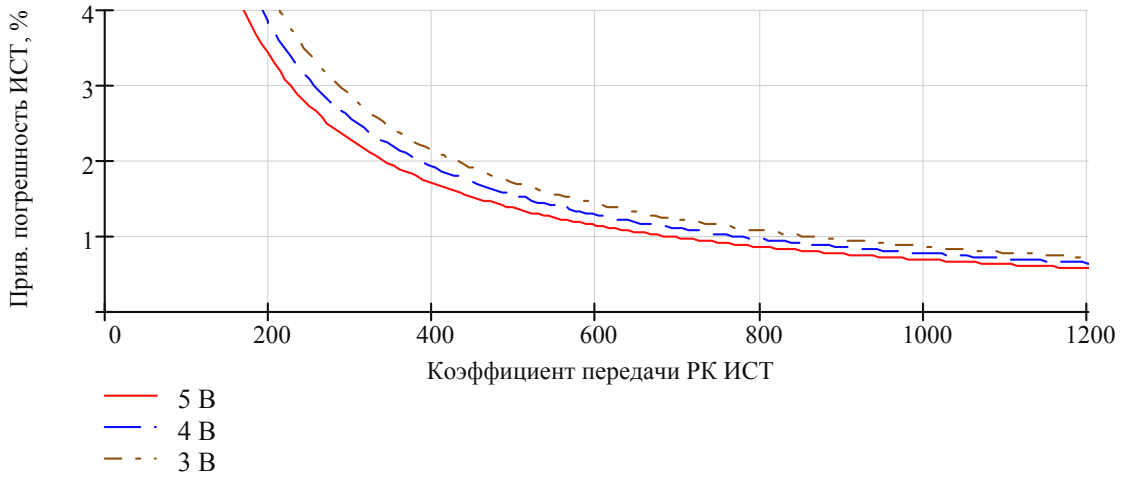


Рис. 5. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСТ δ_{MI} от коэффициента передачи РК ИСТ K_{OLI} при разных значениях входного напряжения V_S

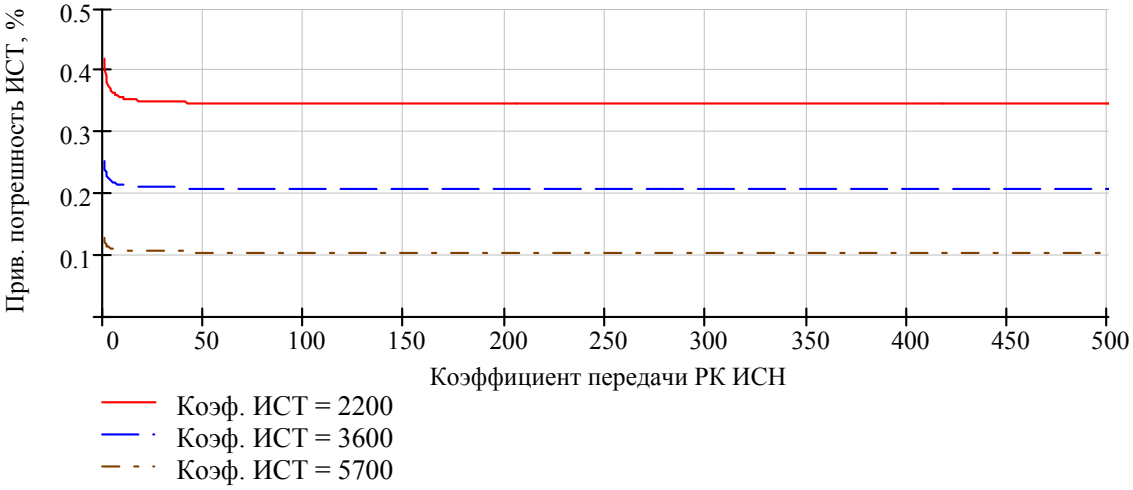


Рис. 6. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСТ δ_{MI} от коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} при разных значениях коэффициента передачи РК K_{OLI}

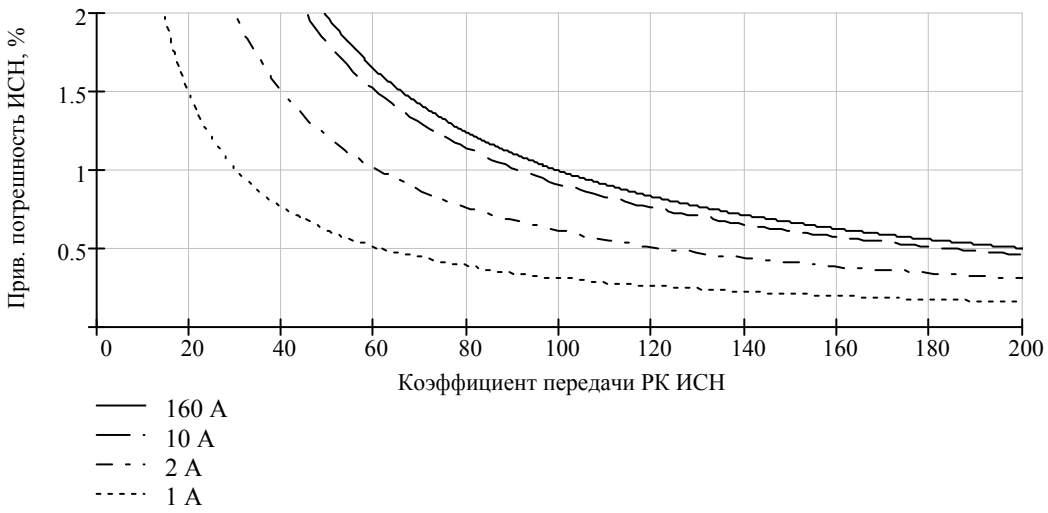


Рис. 7. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСН δ_{MV} от коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} при разных значениях входного тока I_{IN1}

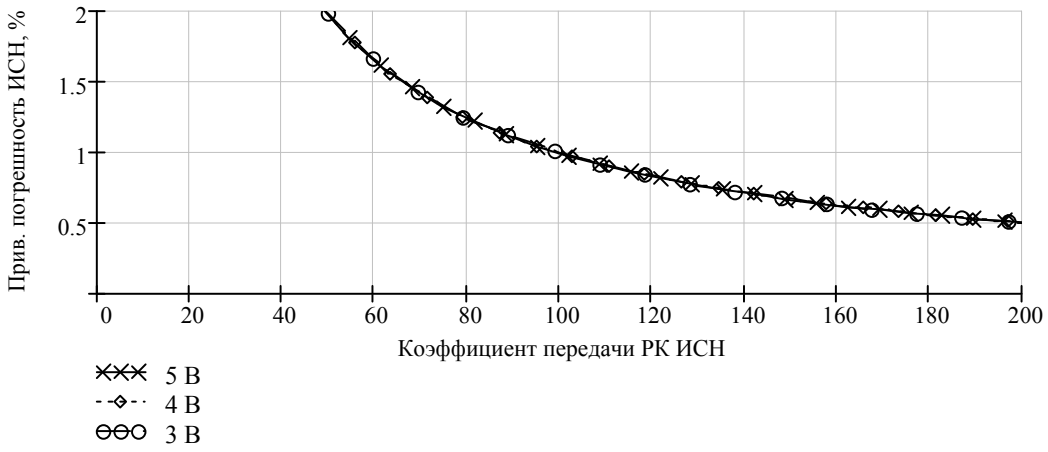


Рис. 8. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСН δ_{MV} от коэффициента передачи РК ИСН K_{OLV} при разных значениях входного напряжения V_S

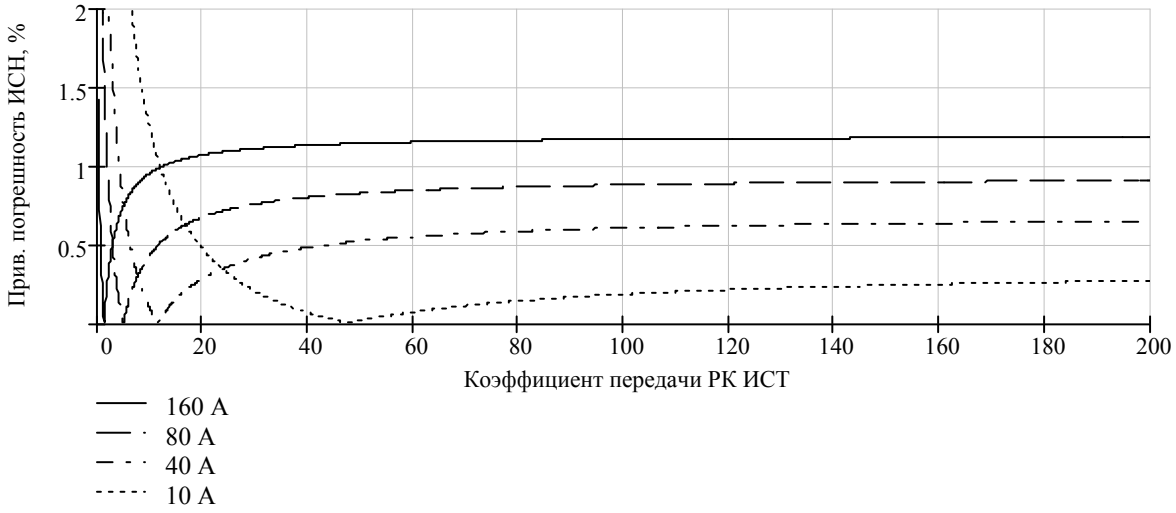


Рис. 9. Неявная зависимость приведённой погрешности ИСН δ_{MV} и коэффициента передачи РК ИСН K_{OLI} для различных значений входного тока I_{IN1}

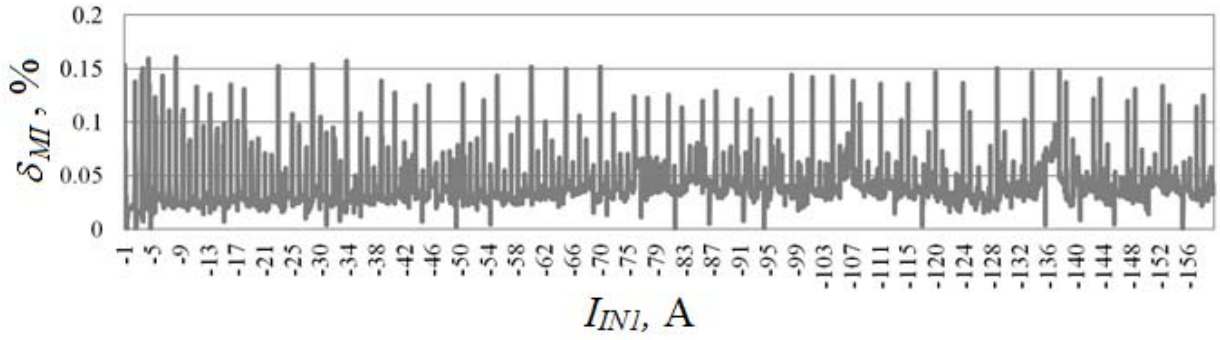


Рис. 10. Экспериментально полученная зависимость приведённой ошибки ИСТ δ_{MI} от входного тока I_{IN1}

Для иллюстрации правильности разработанного подхода к выбору параметров ЗРУ были проведены экспериментальные исследования погрешности при испытаниях литий-ионного аккумулятора ЛИГП-85 [20] (рис. 10).

Результаты эксперимента подтверждают, что величина приведённой погрешности стабилизации входного тока ИСТ не превышает 0,2 %, что согласуется с выбранными при разработке условиями (δ_{MI} = 0,5 %).

Заключение. Предложенный подход к выбору параметров ЗРУ обеспечивает заданную точность стабилизации требуемых атрибутов режимов эксплуатации литий-ионных аккумуляторов. Из результатов математического моделирования следует, что коэффициенты разомкнутых контуров ИСТ K_{OLI} и ИСН K_{OLV} взаимосвязаны. По этой причине методически целесообразно вначале выбрать величину коэффициента разомкнутого контура ИСН K_{OLV}, а затем выбрать коэффициент разомкнутого контура ИСТ K_{OLI} достаточно большой величины. Требуемая точность стабилизации атрибутов была достигнута обеспечением астатических свойств в ИСТ путём введения цифрового интегратора в контур его управления.

Благодарности. Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации (соглашение о предоставлении субсидии № 14.577.21.0082, уникальный идентификатор RFMEFI57714X008) и АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

Acknowledgements. This study was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (Government Contract 14.577.21.0082, unique identifier RFMEFI57714X008) and JSC “Information satellite system” name after academician M. F. Reshetnev”.

Библиографические ссылки

1. A comparative study of three model-based algorithms for estimating state-of-charge of lithium-ion batteries under a new combined dynamic loading profile / F. Y. Yang [et al.] // Applied Energy. 2016. Vol. 164. P. 387–399. DOI: 10.1016/j.apenergy.2015.11.072.

2. Hussein A. A. Capacity Fade Estimation in Electric Vehicle Li-Ion Batteries Using Artificial Neural Networks // IEEE Trans. on Industry Applications. 2015. Vol. 51. P. 2321–2330. DOI: 10.1109/TIA.2014.2365152.

3. State of charge estimation of lithium-ion batteries using the open-circuit voltage at various ambient temperatures / Y. Xing [et al.] // Applied Energy. 2014. Vol. 113. P. 106–115. DOI: 10.1016/j.apenergy.2013.07.008.

4. Пат. 7576545 B2 США, МПК^7 G 01 N 27/416. Lithium-ion battery prognostic testing and process / Sight H. N. № US 11/550,566 ; заявл. 18.10.2006 ; опубл. 18.08.2009.

5. Пат. 6300763 B1 США, МПК^7 H 01 M 10/44, G 01 R 31/36. Method of calculating dynamic state-of-charge within a battery / Kwok W. Y. № US 09/722,858 ; заявл. 27.11.2000 ; опубл. 09.10.2001.

6. Пат. 7576545 B2 США, МПК^7 G 01 R 31/36, H 01 M 10/48, H 02 J 7/00. Method and apparatus for determining the state of charge of a lithium-ion battery / Sight H. N. № US 09/721,003 ; заявл. 22.11.2000 ; опубл. 01.07.2003.

7. Пат. 4949046 A США, МПК^7 G 01 R 31/36, H 02 J 7/00. Battery state of charge indicator / Sayfang G. R. № US 07/210,166 ; заявл. 21.06.1988 ; опубл. 14.08.1990.

8. Пат. 20050269993 A1 США, МПК^7 H 02 J 7/00, G 01 R 31/36. Method and apparatus for determining the available of energy of a lithium ion battery / Palanisamy T. [et al.] № US 10/860,308 ; заявл. 04.06.2004 ; опубл. 08.12.2005.

9. Chroma Systems Solutions, Inc. 17011 Programmable Charge/Discharge Tester [Электронный ресурс]. URL: http://www.chromausa.com/product/17011-programmable-chargedischarge-tester/ (дата обращения: 01.02.2017).

10. Cadex Electronics Inc. C8000 BATTERY TESTING SYSTEM [Электронный ресурс]. URL: http://www.cadex.com/en/products/c8000-battery-testing-system/ (дата обращения: 01.02.2017).

11. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics / E. A. Kopylov [et al.] // IOP Conf. Series : Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 122. DOI: 10.1088/1757-899X/122/1/012015.

12. Static accuracy of the automated stand for lithiumion batteries testing / A. S. Fedchenko [et al.] // 18th Mediterranean Electrotechnical Conference (MELECON). Lemesos, 2016. DOI: 10.1109/MELCON.2016.7495336.

13. Hybrid-Switching Full-Bridge DC–DC Converter With Minimal Voltage Stress of Bridge Rectifier, Reduced Circulating Losses, and Filter Requirement for Electric Vehicle Battery Chargers / B. Gu [et al.] // IEEE Trans. on Power Electronics. 2013. Vol. 28. P. 1132–1144. DOI: 10.1109/TPEL.2012.2210565.

14. A Zero-Voltage Switching Full-Bridge DC–DC Converter With Capacitive Output Filter for Plug-In Hybrid Electric Vehicle Battery Charging / D. S. Gautam [et al.] // IEEE Trans. on Power Electronics. 2013. Vol. 28. P. 5728–5735. DOI: 10.1109/TPEL.2013.2249671.

15. ГОСТ Р МЭК 62660-1–2014. Аккумуляторы литий-ионные для электрических дорожных транспортных средств. Ч. 1. Определение рабочих характеристик. М. : Стандартинформ, 2015. 34 с.

16. National Instruments Corporation PXIe-4300 [Электронный ресурс]. URL: http://www.ni.com/ru-ru/support/model.pxie-4300.html (дата обращения: 01.02.2017).

17. Мизрах Е. А. Методология оценки точности имитаторов первичных источников электроэнергии космических аппаратов // Вестник СибГАУ. 2001. № 2(8). С. 10–14.

18. Мизрах Е. А. Исследование статической точности имитаторов солнечных батарей // Вестник СибГАУ. 2005. № 4(12). С. 24–27.

19. Selvaraj J., Rahim N. A. Multilevel Inverter For Grid-Connected PV System Employing Digital PI Controller // IEEE Trans. on Industrial Electronics. 2008. Vol. 56. P. 149–158. DOI: 10.1109/TIE.2008.928116.

20. ПАО «Сатурн». ЛИГП-85 [Электронный ресурс]. URL: http://www.saturn.kuban.ru/liab_spec.html (дата обращения: 01.02.2017).

References

1. Yang F. Y., Xing Y., Wang D., Tsui K.-L. A comparative study of three model-based algorithms for estimating state-of-charge of lithium-ion batteries under a new combined dynamic loading profile. *Applied Energy*. 2016, Vol. 164, P. 387–399. DOI: 10.1016/j.apenergy.2015.11.072.

2. Hussein A. A. Capacity Fade Estimation in Electric Vehicle Li-Ion Batteries Using Artificial Neural Networks. *IEEE Trans. on Industry Applications*. 2015, Vol. 51, No. 3, P. 2321–2330. DOI: 10.1109/TIA.2014.2365152.

3. Xing Y., He W., Pecht M., Tsui K. L. State of charge estimation of lithium-ion batteries using the open-circuit voltage at various ambient temperatures. *Applied Energy*. 2014, Vol. 113, P. 106–115. DOI: 10.1016/j.apenergy. 2013.07.008.

4. Sight H. N. *Lithium-ion battery prognostic testing and process*. Patent US, No. 7576545 B2, 2009.

5. Kwok W. Y. *Method of calculating dynamic state-of-charge within a battery*. Patent US, No. 6300763 B1, 2001.

6. Guiheen J. V., Sight H., Palanisamy T. G. Method and apparatus for determining the state of charge of a lithium-ion battery. Patent US, No. 6586130 B1, 2003.

7. Sayfang G. R. Battery state of charge indicator. Patent US, No. 4949046 A, 1990.

8. Palanisamy T., Sight H., Atehortua H., Hoenig S. Method and apparatus for determining the available of energy of a lithium ion battery. Patent US, No. 20050269993 A1, 2005.

9. Chroma Systems Solutions, Inc. *17011 Programmable Charge/Discharge Tester*. Available at: http://www.chromausa.com/product/17011-programmable-chargedischarge-tester/ (accessed 01.02.2017).

10. Cadex Electronics Inc. *C8000 BATTERY TESTING SYSTEM*. Available at: http://www.cadex.com/en/products/c8000-battery-testing-system/ (accessed 01.02.2017).

11. Kopylov E. A., Mizrah E. A., Fedchenko A. S., Lobanov D. K. Study of a lithium-ion battery charge-discharge test unit characteristics. *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*. 2016, Vol. 122. DOI: 10.1088/1757-899X/122/1/012015.

12. Fedchenko A. S., Kopylov E. A., Lobanov D. K., Mizrah E. A. Static accuracy of the automated stand for lithiumion batteries testing. *18th Mediterranean Electrotechnical Conference (MELECON)*, Lemesos, 2016. DOI: 10.1109/MELCON.2016.7495336.

13. Gu B., Lai J.-S., Kees N., Zheng C. Hybrid-Switching Full-Bridge DC–DC Converter With Minimal Voltage Stress of Bridge Rectifier, Reduced Circulating Losses, and Filter Requirement for Electric Vehicle Battery Chargers. *IEEE Trans. on Power Electronics*. 2013, Vol. 28, No. 3, P. 1132–1144. Doi: 10.1109/TPEL.2012.2210565.

14. Gautam D. S., Musavi F., Eberle W., Dunford W. G. A Zero-Voltage Switching Full-Bridge DC–DC Converter With Capacitive Output Filter for Plug-In Hybrid Electric Vehicle Battery Charging. *IEEE Trans. on Power Electronics*. 2013, Vol. 28, No. 12, P. 5728–5735. DOI: 10.1109/TPEL.2013.2249671.

15. *GOST R MEK* 62660-1–2014. *Akkumulyatory litiy-ionnye dlya elektricheskikh dorozhnykh transportnykh sredstv. Chast' 1. Opredelenie rabochikh kharakteristik.* [IEC 62660-1:2010. Secondary lithium-ion cells for the propulsion of electric road vehicles. Part 1. Performance testing]. Moscow, Standartinform Publ., 2015. 34 p.

16. National Instruments Corporation *PXIe-4300*. Available at: http://www.ni.com/ru-ru/support/model.pxie-4300.html (accessed 01.02.2017).

17. Mizrah E. A. [Method for assessing the accuracy of spacecraft primary energy source simulators]. *Vestnik SibGAU*. 2001, Vol. 8, No. 2, P. 10–14 (In Russ.).

18. Mizrah E. A. [The analysis of static accuracy of solar batteries simulators]. *Vestnik SibGAU*. 2005, Vol. 12, No. 4, P. 24–27 (In Russ.).

19. Selvaraj J., Rahim N. A. Multilevel Inverter For Grid-Connected PV System Employing Digital PI Controller. *IEEE Trans. on Industrial Electronics*. 2008, Vol. 56, No. 1, P. 149–158. DOI: 10.1109/TIE.2008.928116.

20. JSC "Saturn" *LISP-85*. Available at: http://www.saturn.kuban.ru/liab_spec.html (accessed 01.02.2017).

© Мизрах Е. А., Лобанов Д. К., Копылов Е. А., Балакирев Р. В., Федченко А. С., 2017

УДК 681.36:58.362

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 149–159

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПТУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ПРИЕМОЧНОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

В. А. Смирнов, Д. В. Смирнов

ЗАО «Научно-производственный центр «Аквамарин»
Российская Федерация, 195196, г. Санкт-Петербург, ул. Таллинская, 7
E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru

Рассмотрены результаты разработки концептуальной модели интеллектуальной системы поддержки принятия решений (ИСППР) для приемочного контроля (ПК) бортовых автоматизированных систем управления (БАСУ) летательным аппаратом (ЛА). Целью настоящей работы является формирование основных требований, принципов построения и разработка концептуальной модели ИСППР ПК сложных технических объектов для обеспечения своевременной и достоверной оценки состояния объекта контроля с минимальным исчерпанием ресурса. В качестве методов исследования использовались методы системного анализа, технического контроля и диагностики, принятия решений и искусственного интеллекта. На этапе идентификации проблемной области рассмотрены ее основные особенности, сформулированы проблемы, определены задачи контроля, требующие обеспечения информационной поддержки лица, принимающего решения (ЛПР), при их выполнении. В качестве показателя эффективности ИСППР предложено использовать количественный показатель ценности информации. Сформулированы требования к информации, которой ИСППР обеспечивает ЛПР, приведена структура исходных данных и знаний, используемых при разработке ИСППР. Приведены основные принципы и требования к разработке и построению ИСППР.

На этапе концептуализации описаны интеллектуальные способности ЛПР и экспертов, положенные в основу архитектуры. Предложено формальное описание ИСППР и ее функций, приведена концептуальная модель системы. Рассмотрены предлагаемые подходы к моделированию функциональных модулей базы знаний (БЗ), основанные на методах теории искусственного интеллекта.

Предложенная модель ИСППР, отличающаяся целевым интеллектуально-методическим обеспечением ПК, дает возможность автоматизировать процесс контроля БАСУ и принимать более обоснованные управляющие решения по его результатам. Рассмотренная концепция построения ИСППР имеет перспективы успешного применения на других предприятиях ракетно-космической отрасли при создании систем поддержки принятия решений для целого ряда прикладных и исследовательских задач.

Ключевые слова: бортовая автоматизированная система управления, приемочный контроль, интеллектуальная система поддержки принятия решений, прогнозирование.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 149–159

DEVELOPMENT OF A CONCEPTUAL MODEL OF THE SYSTEM OF DECISION SUPPORT FOR ACCEPTANCE CONTROL OF ONBOARD EQUIPMENT

V. A. Smirnov, D. V. Smirnov

JSC “The Scientific and Production Center “Akvamarin”
7, Tallinskaya Str., Saint-Petersburg, 195196, Russian Federation
E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru

The results of development of conceptual model of intelligent decision support system (IDSS) are considered for acceptance control (AC) of onboard automated control system (OACS) of the aircraft. The aim of this work is the formation of the main requirements, principles of construction and development of a conceptual model of IDSS for AC of complex technical objects to ensure timely and accurate assessment of the condition of object of control with a minimum of resource depletion. As research methods we used methods of system analysis, technical control and diagnosis, decision-making and artificial intelligence. At the stage of identification of problem areas its main features have been considered, the problem has been formulated, objectives control requiring information support of decision-makers (DM) in implementing them have been set. As an index of efficiency of IDSS it offers to use the quantitative index of value of information. The information requirements, which IDSS provides the DM, given the structure of the

source data and knowledge used in the development of IDSS, have been formulated. Basic principles over and requirements are brought to development and construction of IDSS.

At the stage of conceptualization the intellectual ability of DM and experts in the underlying architecture are described. The formal specification of IDSS and its functions offers, a conceptual model over of the system is brought. The offered approaches to simulation of the functional modules of the knowledge base based on methods of the theory of an artificial intelligence are considered.

The proposed model of IDSS, target different intellectual and methodological basis for acceptance control, gives the ability to automate the control process of OACS and make more informed management decisions on its results. In the paper the concept of construction of IDSS has potential for successful application in other enterprises of rocket-space industry to create systems of decision support for a range of applied and research tasks is considered.

Keywords: onboard automated control system, acceptance control, intelligent decision support system, prognostication.

Введение. Происходящие в последнее время события, связанные с неудачными запусками космических аппаратов, участившиеся отказы в период предстартовой подготовки, а также опыт применения ракетной техники в боевых условиях свидетельствуют о наличии определенных проблем в проектировании, производстве и эксплуатации авиационной и ракетно-космической техники. Данное обстоятельство заставляет внимательно проанализировать весь жизненный цикл (ЖЦ) изделий, включая теоретические основы проектирования технологии ПК аппаратуры ракетной техники. ПК как завершающий этап производственного процесса является основным фактором, влияющим на качество функционирования, полноту выполнения назначенных функций, снижение вероятности и тяжести последствий отказов такого рода объектов ответственного назначения, применяемых в сложных условиях эксплуатации.

Одной из причин увеличения количества параметрических отказов, влияющих на качество функционирования ЛА и полноту выполняемых им назначенных функций, является недостаточный технический ресурс критичных элементов ЛА. Отсюда следует обоснованное требование к ужесточению ПК, к повышению точности и достоверности его результатов и своевременности принятия управляющих решений.

Бортовая система управления относится к группе аппаратуры изделий одноразового использования, входящей в класс бортовой аппаратуры ЛА, и отрабатывается на безотказность в ограниченном временном отрезке, который и составляет ограниченный ресурс или ограниченную наработку. Необходимость сохранения ресурса при проведении производственных и эксплуатационных контрольно-испытательных мероприятий и более глубокой оценки технического состояния изделия требует совершенствования технологии ПК путем дополнения круга решаемых ею задач и использования ИСППР. Это позволит исключить принятие ошибочных решений по результатам контроля с максимальным устранением человеческого фактора из этого процесса. Проведенное исследование лежит в русле дальнейшего развития и совершенствования теории и практики технологии приборостроения применительно к задачам контроля, прогнозирования и диагностирования сложной приборной аппаратуры с ограниченным ресурсом на примере БАСУ, что подчеркивает актуальность работы.

В данной работе предметом исследования является разработка оригинальной концептуальной модели ИСППР, характеризующейся целевыми интеллектуальными компонентами БЗ и осуществляющей эффективную поддержку решений сложных задач контроля.

Целью работы является формирование основных требований, принципов построения и разработка концептуальной модели ИСППР ПК сложных технических объектов для обеспечения своевременной и достоверной оценки состояния объекта контроля с минимальным исчерпанием ресурса.

Идентификация проблемной области. Использование интеллектуальных информационных технологий в реальной практике подразумевает учет специфики проблемной области, которая имеет следующие особенности:

– высокая структурная сложность, определяющая сложный характер взаимосвязей узлов и подсистем объекта контроля и множество возможных состояний при функционировании;

– отсутствие достаточно полного математического описания реакций и состояний технической системы в зависимости от различных событий;

– одновременное использование разнородной и значительной по объему информации при ограниченном времени на принятие решений;

– традиционные методы сбора, обработки, передачи, накопления и регистрации информации, необходимой для оперативного управления процессом контроля, не позволяют оперативно управлять производством, эксплуатацией, техническим обслуживанием и ремонтом БАСУ, что ведет к значительным временным потерям;

– ключевым источником наиболее достоверной информации в процессе контроля при наличии неопределенностей в результатах проверок и выборе возможных альтернативных решений являются высококвалифицированные специалисты.

Можно выделить следующие основные проблемы, требующие решения на современном этапе развития теории и практики ПК БАСУ:

1) сокращение выработки ресурса объекта при проведении контроля и диагностирования в процессе восстановления путем минимизации времени нахождения изделия во включенном состоянии на основе выработанных рекомендаций и обоснованной процедуры диагностирования при неполном обнаружении неисправностей;

2) повышение объективности и достоверности принимаемых решений при наличии неопределенностей в задачах контроля и ограниченного времени на анализ проблемных ситуаций путем максимального исключения человеческого фактора из процесса принятия решений при проведении всех видов контрольных мероприятий;

3) повышение точности и глубины оценок технического состояния изделия на основе качественно новых моделей, алгоритмов обработки результатов измерений и контроля, решающих правил распознавания и прогнозирования с целью выявления на ранней стадии развития признаков предотказного состояния изделия, что позволит определить место, вид и причину потенциальных отказов и сформировать рекомендации для принятия обоснованных решений по их предотвращению как для производителей, так и для эксплуатирующих организаций.

Решение такого рода проблем в рамках традиционных подходов вызывает непреодолимые трудности, связанные с необходимостью учета ряда факторов:

– неполноты, неоднозначности и противоречивости исходной информации (данных и знаний) и правил, используемых для ее преобразования;

– большой размерности пространства решения;

– нечеткости информации, имеющей качественный характер в виде интуитивных, приближенных оценок и эмпирических правил;

– необходимости применения как известных закономерностей, так и стратегий здравого смысла или логического вывода и разнообразных эвристических процедур;

– динамики изменяющихся данных и знаний.

Проблемы, имеющие такие характеристики, относятся к классу трудноформализуемых и слабоструктурированных проблем и требуют поддержки их решения средствами интеллектуальных технологий.

Целью разработки ИСППР является обеспечение информационной поддержки ЛПР при выполнении следующих задач контроля:

– определение технического состояния объекта контроля и его более глубокая оценка на основе качественных оценок значений критических параметров по критериям близости к границам полей допусков и аномальности поведения в пределах границ полей допусков;

– определение места и причин возникновения дефекта для анализа и разработки программы исследования отказа, позволяющей минимизировать расходование технического ресурса изделия при контроле и диагностировании на специализированных стендах контроля и диагностики при восстановлении изделия;

– прогнозирование технического состояния в будущий момент времени на основе прогнозных оценок дрейфа критических параметров;

– сбор и хранение исходных данных для анализа влияния конструкции, технологии производства и условий эксплуатации на качество функционирования БАСУ.

Поступление ЛПР недостающей информации от ИСППР позволит уменьшить информационную энтропию, характеризующую количество неопределенности в информации, внутреннюю неупорядоченность информационной системы ПК, и изменит степень неосведомленности ЛПР о состоянии системы.

В качестве показателя эффективности ИСППР предлагается использовать количественный показатель ценности информации [1], который, согласно прагматическому подходу к определению меры информации [2], определяется приращением вероятности достижения той цели, для чего данная информация используется. Целевым показателем, характеризующим качество выполнения ПК, предлагается использовать $P_{бс}$ – вероятность безошибочного и своевременного выполнения ПК. Ценность информации, которой ИСППР обеспечивает ЛПР, обусловливается комплексом основных потребительских показателей ее качества. Самая ценная информация, учитывающая особенности ее использования при ПК, должна быть достоверной, полной, доступной, своевременной, репрезентативной, актуальной и понятной (ясной) [1].

В качестве исходных данных и знаний при разработке ИСППР предлагается использовать информацию об изделии, процессах и ресурсах, полученную на различных этапах ЖЦ изделия. Структура такого рода информации в существующем информационном обмене в рамках ЖЦ приведена на рис. 1.

В качестве основных принципов, используемых при построении ИСППР, можно выделить следующие:

1. Принцип преемственности. Он заключается в обязательном учете в проектном решении ранее накопленного опыта, а также сохранении всех полезных для дальнейшего использования ресурсов и технических средств.

2. Принцип развития. Он состоит в том, что ИСППР разрабатывается с учетом возможности постоянного наращивания своего программно-математического обеспечения, ориентированного на расширение и обновление функциональных возможностей, состава задач и информационной базы. Расширение функциональности ИСППР предусматривается за счет обеспечения возможности включения новых программных модулей, совместимых с уже имеющимися модулями.

3. Модульный принцип построения программных средств, обеспечивающий возможность их замены, изменения с целью совершенствования ИСППР или ее адаптации к новым условиям. Модульная структура программного обеспечения позволяет вести поэтапное внедрение прикладных программ, гарантируя возможность автономного их применения, что ускоряет процесс внедрения.

4. Принцип гибкости, который заключается в возможности ИСППР поддерживать разные парадигмы представления знаний и решений задач, легкости модификации программ, наращивания БЗ, в возможности автоматизации процесса приобретения новых знаний.

5. Принцип конкуренции при выборе вычислительной технологии, который заключается в возможности обеспечить сравнительный анализ результатов обработки информации с использованием различных моделей представления знаний.

6. Принцип приближенной формализации нечеткой и неполной информации в вычислительной среде, позволяющий реализовать сложные модели представления и обработки нечеткой и неполной системы знаний.

7. Принцип стандартизации и унификации. Стандартизация предполагает, что разработку и развитие ИСППР следует осуществлять с ориентацией на информационное взаимодействие с другими системами в соответствии с правилами и протоколами национальных и международных стандартов. Необходимо предусмотреть аппаратную, программную, лингвистическую и информационную совместимость. Унификация состоит в следовании правилу единообразия в методах, средствах, содержании и формах представления информации при разработке программного обеспечения.

8. Принцип адекватности, требующий использования адекватных реальным условиям проведения ПК моделей и методов, которые описывают объекты или выполняемые операции.

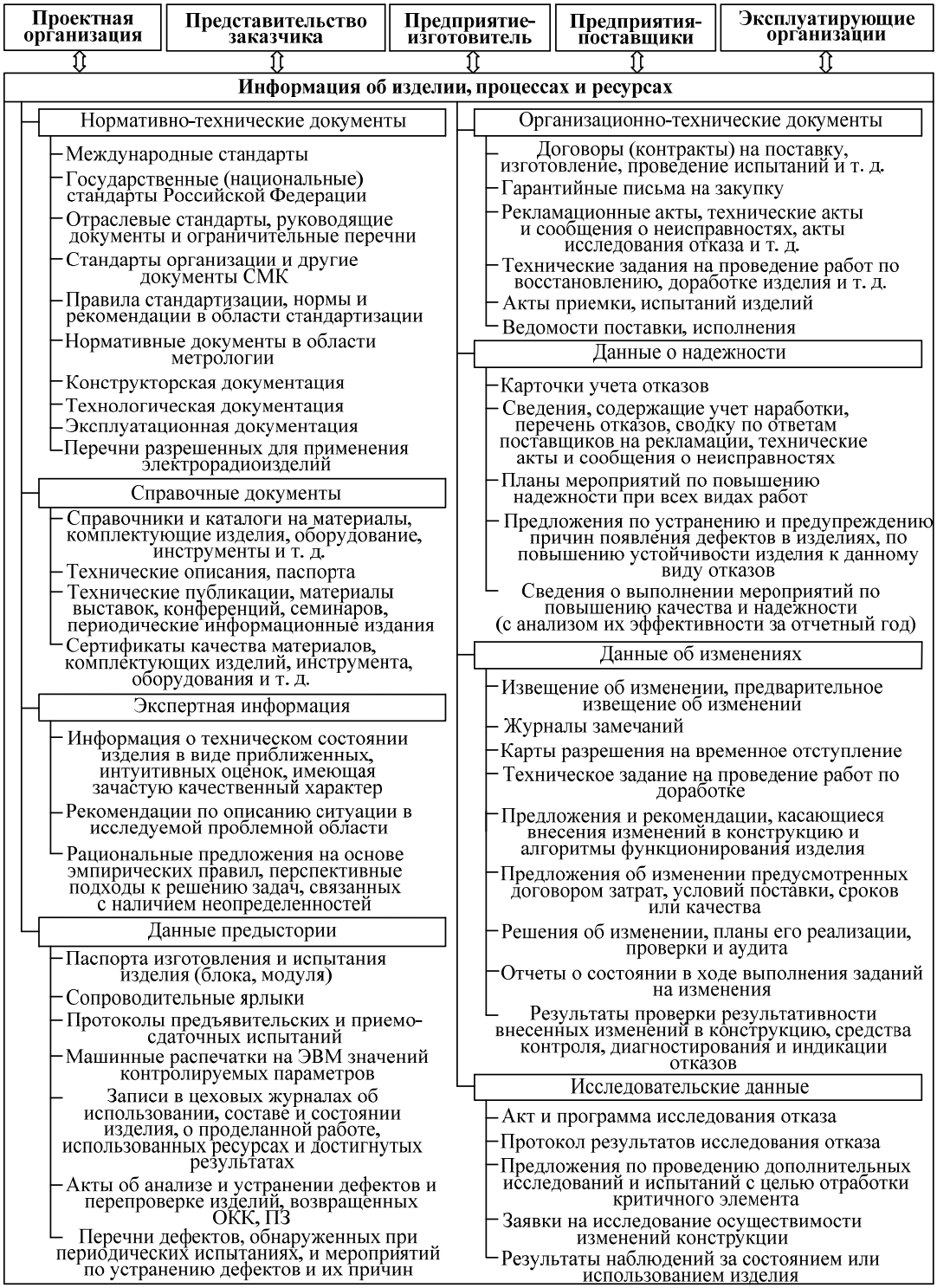


Рис. 1. Структура информации об изделии, процессах и ресурсах в существующем информационном обмене в рамках ЖЦ изделия

На основе анализа потребностей потенциальных пользователей и в соответствии с заявленными принципами построения ИСППР можно сформулировать набор следующих требований. ИСППР должна:

– иметь возможность интеграции с комплексом контрольно-проверочной аппаратуры (ККПА) БАСУ;

– иметь возможность сбора, хранения и накопления информации о проблемной области в базе данных (БД) и БЗ по трем направлениям: декларативной информации, экспертной информации, представляющей собой формализованные знания высококвалифицированных специалистов, и библиотеки прецедентов (БП) – информации о проблемных ситуациях, которые уже имели место в прошлом;

– основываться на применении адекватных и технически осуществимых формальных моделей для решения поставленных задач; процесс решения задач, отличающихся многокритериальностью, недостаточностью, нечеткостью и недостоверностью информации для принятия решения, должен обеспечиваться возможностью представления и обработки разнотипных знаний, данных и моделей, а также развития соответствующих БД, БЗ и моделей;

– должна обеспечиваться возможность информационного взаимодействия в рамках ЖЦ выпускаемого изделия;

– иметь возможность многоуровневой организации раздельного доступа к БД и БЗ при работе с ИСППР специалистам разных уровней ответственности.

Решение вопросов, связанных с извлечением и приобретением знаний как коммуникативными, так и текстологическими методами, их представлением и манипулированием, требует привлечения представителей следующих специальностей:

– экспертов в проблемной области, поставляющих знания в ИСППР и оценивающих правильность получаемых результатов;

– инженера по знаниям, обладающего необходимым комплексом знаний в предметной области, создаваемой ИСППР, практическими навыками и опытом приобретения, извлечения и представления знаний;

– программистов, разрабатывающих программное обеспечение ИСППР и осуществляющих его сопряжение со средой, в которой оно будет использоваться.

Следует заметить, что современный уровень развития информационных технологий [3; 4] и практика применения методов теории искусственного интеллекта [5–10] свидетельствуют о реалистичности построения ИСППР, соответствующей сложности решаемых задач и удовлетворяющей заявленным выше принципам и требованиям.

Концептуальная модель ИСППР. Под понятием «поддержка принятия решений» понимается совокупность процедур (обработка данных измерений, их анализ, формирование списка альтернатив, выбор лучшего решения и т. д.), обеспечивающих ЛПР необходимой информацией и рекомендациями, облегчающими процесс принятия решений. ИСППР представляет собой программно-аппаратный комплекс, использующий и интегрирующий элементы технологий искусственного интеллекта и информационных систем для обработки значительных объемов объективной и субъективной информации [11; 12]. В основу архитектуры ИСППР положены следующие интеллектуальные способности ЛПР и высококвалифицированных специалистов:

1) выявлять скрытые закономерности в эмпирических данных, позволяющих связывать различные факты одного события, относить объект к одному из заранее известных классов, прогнозировать будущие значения величин на основании их фактических значений, разбивать совокупность объектов на однородные группы и осуществлять поиск существующих структур в данных;

2) принимать обоснованные решения, т. е. осуществлять поиск, сбор, представление информации о проблемной области в удобном для анализа виде, разработку альтернатив и выбор рационального варианта решения, доведение его до исполнителей, контроль и внесение необходимых корректив;

3) приобретать и сохранять знания, умения, стратегии, навыки и приемы;

4) обучаться, формировать новый опыт решения задачи в результате использования накопленного опыта решения аналогичных задач;

5) адаптироваться к изменяющимся условиям в процессе решения задачи: корректировать очередную попытку решения задачи и осуществлять поиск новых методов ее решения;

6) обмениваться информацией;

7) обрабатывать нечеткую, противоречивую, недостаточную или избыточную информацию;

8) использовать рассуждения при решении задач, относительную важность различных элементов в ситуации, планировать поведение и выявлять причинно-следственные взаимосвязи между факторами, действующими на объект, и переходом этого объекта в те или иные состояния.

Формально ИСППР может быть представлена с помощью кортежа

$$\text{ISPPR} = \langle I, IO, D, MD, Z, MZ, R \rangle,$$

где $I = \{I_1, I_2, I_3\}$ – подсистема ввода результатов измерений от ККПА; I_1 – модуль приема текущих данных; I_2 – модуль предварительной обработки принятых данных; I_3 – модуль представления вводимых данных в формате БД; $IO = \{IO_1, IO_2, IO_3\}$ – подсистема информационного обмена с пользователями и внешними системами; IO_1 – модуль взаимодействия с внешними информационными системами; $IO_2 = \{IO_{21}, IO_{22}\}$ – модуль взаимодействия с пользователями; IO_{21} – компонент представления вводимых знаний в формате БЗ; IO_{22} – диалоговый компонент, включающий визуализацию и документирование информации в форме, необходимой пользователю; IO_{23} – компонент адаптации и модификации знаний, а также адаптации к изменениям в информационных потребностях пользователей, к изменениям условий решения задачи; IO_3 – модуль организации раздельного доступа к БД и БЗ; $D = \{D_1, D_2, D_3\}$ – подсистема хранения данных; D_1 – рабочая память для хранения текущих данных измерений, исходных и промежуточных данных решаемой в текущий момент задачи; D_2 – модуль

накопления и хранения данных об изделии; D_3 – модуль накопления и хранения справочно-диагностической информации; MD – подсистема управления данными; $Z = \{Z_1, Z_2, Z_3, Z_4\}$ – подсистема хранения знаний; Z_1 – множество моделей, реализующих функцию определения технического состояния объекта контроля; Z_2 – множество моделей, реализующих функцию определения места и причин возникновения дефекта; Z_3 – множество моделей, реализующих функцию прогнозирования дрейфа критических параметров; Z_4 – множество процедур выполнения всех необходимых системе вычислений и преобразований; MZ – подсистема управления знаниями; R – подсистема решения задач.

На основе сформулированных принципов и требований и в условиях отсутствия прямых аналогов подобной системы, ограничивающих возможность использования каких-либо типовых проектных решений и прикладных систем, была разработана концептуальная модель ИСППР, представленная на рис. 2. Концептуальная модель ИСППР представляет собой совокупность обобщенных функциональных компонентов, принципов их взаимодействия между собой, с ККПА, пользователями и внешней средой и определяет смысловую структуру разрабатываемой системы.

ИСППР предусматривает выполнение следующих основных функций:

– ввод информации, источниками которой являются ККПА (данные измерений), PDM-системы (данные и знания аналогичных ИСППР), ЛПР (данные условий решения задачи), инженер по знаниям (новые и скорректированные данные и знания), программист (разработанное или скорректированное программное обеспечение);

– предварительная обработка информации для преобразования к виду, пригодному для использования;

– хранение поступившей информации в БД и БЗ по разработанному формату;

– обработка информации (сортировка, выборка, арифметическая и логическая обработка) для решения функциональных задач;

– оценка контролируемых параметров и технического состояния объекта контроля;

– диагностирование отказов объекта контроля;

– прогнозирование технического состояния объекта контроля;

– формирование отчета о результатах интеллектуального анализа данных;

– поиск информации по различным признакам;

– вывод и графическая визуализация аналитической (рекомендаций для формирования решений) и справочной информации для представления пользователям или передачи в информационную систему предприятия;

– настройка и адаптация решателя, структуры и параметров БД и БЗ к конкретным условиям функционирования;

– регламентация прав доступа к информации и защиты данных.

Далее рассмотрим предлагаемые подходы к моделированию функциональных модулей БЗ.

При оценке значения параметра, находящегося внутри поля допуска, в основе рассуждений высококвалифицированных специалистов лежит оперирование с нечеткими, размытыми границами между качественными состояниями параметра, имеющего лингвистическую оценку «годен», например между «удовлетворительно велико» и «опасно велико». Для разработки метода оценки критических параметров по критерию близости к границам полей допусков предлагается использовать нечетко-множественный подход к построению математической модели параметра.

Для критических параметров рассматриваемой БАСУ можно использовать непрерывную математическую модель параметра со стандартными формами функций принадлежности, графически представленными на рис. 3, где $x_{опт}$ – оптимальное значение параметра x; $x_{мин}$ и $x_{макс}$ – минимальное и максимальное значения параметра x, являющиеся границами областей гарантированной неработоспособности, характеризуемой интервалами $[0, x_{мин}]$ и $[x_{макс}, x_{пред}]$.

Нечеткую переменную «годен» описывает стандартная функция принадлежности $\mu_г(x)$ класса t, «негоден меньше» – $\mu_{нм}(x)$ класса L, «негоден больше» – $\mu_{нб}(x)$ класса γ. Интервалы $]x_{мин}, x_{д.мин}[$ и $]x_{д.макс}, x_{макс}[$ характеризуют области негарантированной работоспособности, а интервал $[x_{д.мин}, x_{д.макс}]$ – область гарантированной работоспособности.

Для определения границ между подклассами класса оценки параметра «годен», например «опасно мало» и «удовлетворительно мало», необходимо произвести дискретизацию нечеткой переменной и вычислить значения границ подклассов по формуле:

$$\mu_г(x; x_{мин}, x_{опт}, x_{макс}) = \begin{cases} 0, & x \le x_{мин}, \\ \dfrac{x - x_{мин}}{x_{опт} - x_{мин}}, & x_{мин} \le x \le x_{опт}, \\ \dfrac{x_{макс} - x}{x_{макс} - x_{опт}}, & x_{опт} \le x \le x_{макс}, \\ 0, & x \ge x_{макс}. \end{cases}$$

Дискретизацию нечеткой переменной на четкие множества можно производить на основе заданных экспертом значений α, которые называются α-уровнями и являются количественной характеристикой степени выраженности свойства «годен» отдельными значениями контролируемого параметра и равны заданному уровню уверенности эксперта в такой характеристике. Для идентификации значений критических параметров в соответствии с классификационными признаками предлагается использовать продукционную систему правил. Результатом идентификации является отнесение контролируемого параметра в зависимости от его численного значения к определенной области из классифицированного множества возможных качественных оценок параметра работоспособной системы и присвоение ему соответствующей качественной оценки, выраженной на естественном языке и сохраняющей семантическую достоверность экспертных оценок, например «опасно мало», «удовлетворительно мало».

Для классификации по критерию аномальности поведения значений критических параметров в пределах границ полей допусков необходимо задать числовые значения $\Delta x_{\text{доп.макс}}$ и $\Delta x_{\text{доп.мин}}$, используя знания опытных специалистов-экспертов. Значение Δx представляет собой разность между максимальным и минимальным значением параметра из всех значений, полученных в ходе предъявительских испытаний, проведения технологического прогона и приемочного контроля. Значения $\Delta x_{\text{доп.макс}}$ и $\Delta x_{\text{доп.мин}}$ позволяют определить границы областей, соответствующих подклассам классификатора.

Для идентификации значений критических параметров предлагается использовать набор продукционных правил логического вывода. Результатом идентификации будет являться набор качественных оценок критических параметров, например «допустимая аномальность» или «отсутствие аномальности».

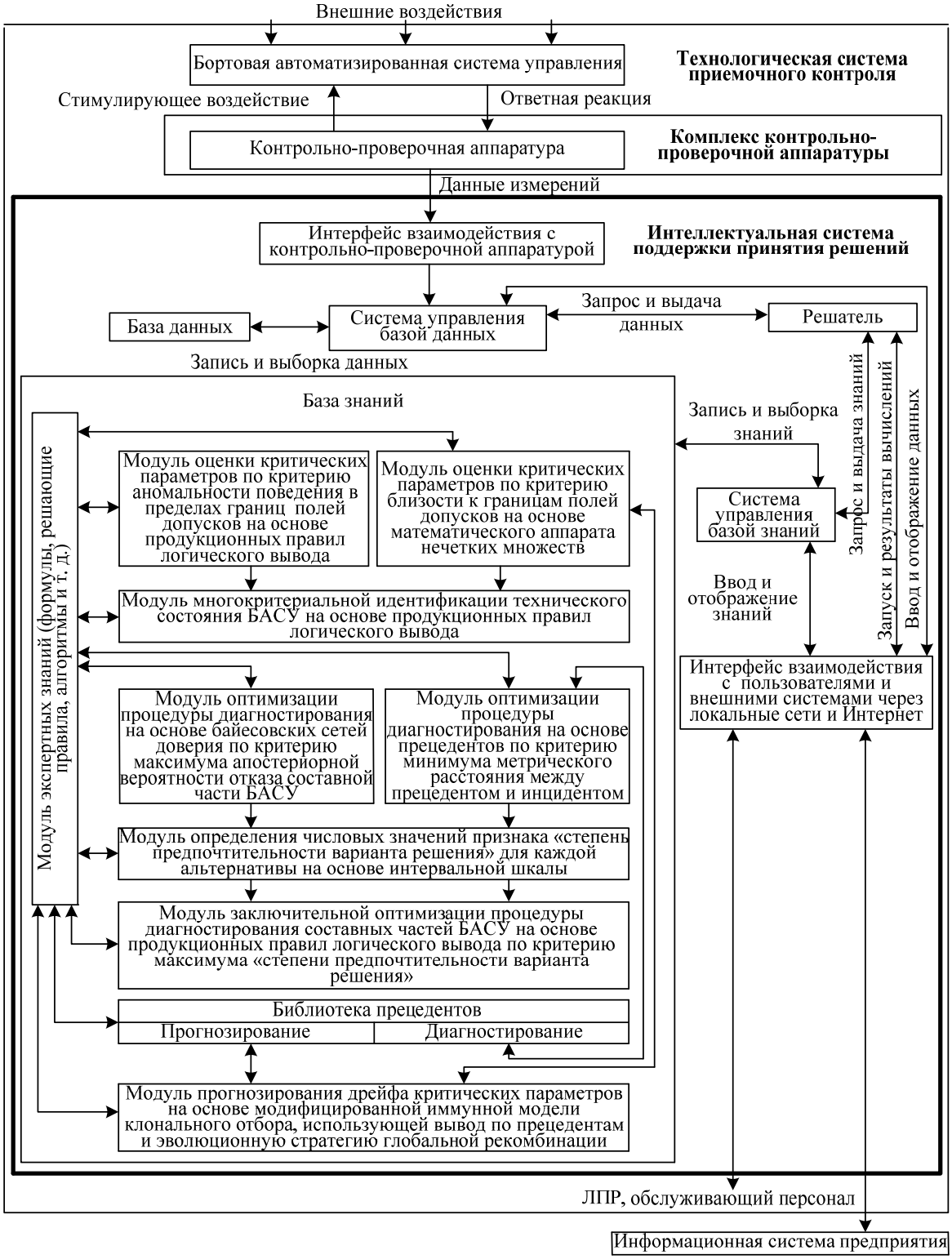


Рис. 2. Концептуальная модель ИСППР

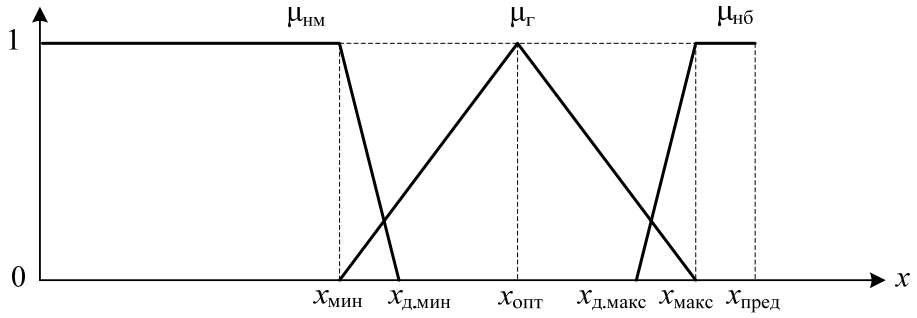


Рис. 3. Функции принадлежности нечетких переменных $\mu_{нм}$ («не годен меньше»), $\mu_г$ («годен»), $\mu_{нб}$ («не годен больше»)

Модули, решающие задачу оптимизации процедуры диагностирования при наличии неопределенностей в результатах контроля, предлагается разрабатывать на основе байесовского и прецедентного подходов к моделированию рассуждений, опыта и знаний высококвалифицированных специалистов.

При поиске причин и места отказа БАСУ специалисты анализируют наблюдаемые проявления инцидента, проводят вероятностные рассуждения на основе знания из опыта вероятностных закономерностей между нарушениями в работе объекта контроля и причинами, их вызвавшими. Однако они не могут с полной уверенностью сказать, какая составная часть изделия вызвала тот или иной неудовлетворительный результат параметрического контроля. В процессе рассуждений выражаются качественные оценки, имеющие вероятностный и нечеткий характер, например, «скорее всего», «маловероятно» и т. д. Для моделирования вероятностных рассуждений предлагается использовать математический аппарат байесовских сетей доверия. Основой для принятия решений в условиях неопределенности на основе байесовских сетей является байесовский (апостериорный) вывод, базирующийся на фундаментальных положениях и результатах теории вероятности: формуле Байеса, формуле полной вероятности, правиле обобщенной суммы или правиле суммирования, формуле вероятности совместного наступления событий и цепном правиле.

Результатом оптимизации процедуры диагностирования составных частей БАСУ будет ранжированная последовательность вычисленных вероятностей неработоспособных состояний составных частей БАСУ в направлении убывания их значений, что и является оптимальным решением [13].

Другим из естественных способов рассуждений, который применяют высококвалифицированные специалисты на первых порах, сталкиваясь с новой задачей поиска неисправностей, состоит в следующем: они анализируют проблемную ситуацию, вспоминают, какие решения принимались ранее в подобных случаях. При необходимости эти решения адаптируются в соответствии с текущей ситуацией. Интуитивно понятно, что правильнее начинать с какого-то приблизительного решения в условиях отсутствия четкого варианта действий. Для моделирования таких рассуждений предлагается использовать один из методов интеллектуального анализа данных (Data Mining) – метод моделирования рассуждений на основе прецедентов (П) (Case-Based Reasoning – CBR). В основе поиска, формирования и вывода решения в виде ранжированного списка П предлагается использовать трехуровневую модель поиска похожих П и метод ближайшего соседа [14; 15]. Выполнив классификацию параметров, позволяющую объединить их в подмножества, соответствующие заданной глубине поиска, для вычисления метрического расстояния на каждом иерархическом уровне поиска можно использовать модифицированные формулы Хэмминга:

$$d_1\left(X_1, X_{1t}\right) = \sum_{i=1}^{k} wx_{1i}\left|x_{1i} - x_{1ti}\right|,$$

$$d_2\left(X_2, X_{2t}\right) = \sum_{i=1}^{m} wx_{2i}\left|x_{2i} - x_{2ti}\right|,$$

$$d_3\left(X_3, X_{3t}\right) = \sum_{i=1}^{j} wx_{3i}\left|x_{3i} - x_{3ti}\right|,$$

где X_1 (X_2, X_3) – множество параметров БАСУ, описывающее данный П в булевском формате, соответствующее 1-му (2-му, 3-му) уровню глубины поиска; X_{1t}, X_{2t}, X_{3t} – множество параметров БАСУ, характеризующих инцидент, т. е. текущее состояние отказа; wx_{1i} (wx_{2i}, wx_{3i}) – весовые коэффициенты множества WX_1 (WX_2 WX_3), учитывающие относительную ценность каждого параметра, входящего в X_1 (X_2, X_3). Значение весового коэффициента измеряется в интервале от 0 до 1 и назначается экспертом.

Синергетическая комбинация рассмотренных подходов к оптимизации процедуры диагностирования, представляющих разные концепции обработки знаний, позволит эффективно использовать их преимущества и в то же время преодолевать некоторые недостатки. Для заключительной оптимизации процедуры диагностирования составных частей БАСУ предлагается использовать интервальную шкалу для определения числового значения признака «степень предпочтительности варианта решения», систему продукционных правил и процедуру ранжирования числовых значений признака «степень предпочтительности варианта решения», полученных для каждого альтернативного решения, в направлении убывания их значений.

Для решения задачи прогнозирования дрейфа контролируемых параметров БАСУ предлагается применить комбинацию активно развивающихся подходов, а именно, метода моделирования рассуждений на основе П, иммунной модели клональной селекции [7; 16; 17] и метода аппроксимации кубическими сплайнами. Идея предлагаемого подхода заключается в получении прогнозной модели на основе трендовых зависимостей дрейфа параметров, используя данные значений параметров, сохраненные в виде прецедентов в БП. Выбор, адаптация и генерация П для решения текущей задачи прогнозирования осуществляется алгоритмом клональной селекции, имитирующим принципы работы, и конкретные особенности функционирования иммунной системы человека, а также природные оптимизационные механизмы наследственности, изменчивости и отбора, происходящие при эволюции живых организмов. Для получения трендовых зависимостей и расчета пропущенных значений временных рядов предлагается использовать метод аппроксимации экспериментальных данных о значениях контролируемых параметров БАСУ, зафиксированных в определенные моменты времени t в процессе различных контрольных испытаний кубическими сплайнами.

Кубический сплайн дефекта 1 с узлами, совпадающими с узлами табличной функции $f(t)$, которая устанавливает связь между значением параметра x и временем t, описывается уравнением

$$Spl(t) = \begin{cases} Spl_1(t), & t \in [t_0, t_1], \\ Spl_2(t) & t \in [t_1, t_2], \\ \ldots \\ Spl_i(t) & t \in [t_{i-1}, t_i], \\ \ldots \\ Spl_n(t) & t \in [t_{n-1}, t_n]. \end{cases}$$

Кусочные функции сплайна представляют собой полиномы третьей степени:

$$Spl_i(t) = a_i + b_i \cdot (t - t_i) + c_i \cdot (t - t_i)^2 + d_i \cdot (t - t_i)^3,$$

где a_i, b_i, c_i, d_i – коэффициенты полиномов, $i = 1, \ldots, n$; n – номер кусочной функции сплайна. Эти аналитические зависимости кодируются в структуре антитела.

Для вычисления значения функции аффинности детекторной части клонов антител по отношению к антигену предлагается использовать формулу

$$Aff(Ag, Ab_i) = \frac{1}{1 + D(Ag,\ Ab_i)},$$

где $D(Ag, Ab_i)$ – евклидово расстояние между i-м клоном антитела Ab_i и антигеном Ag:

$$D(Ag, Ab_i) = \sqrt{\sum_{j=1}^{k} (ag_j - ab_{ij})^2},$$

где ag_j – ab_{ij} – известные значения временного ряда в структуре антигена и детекторной части клона антитела; j – длина выборки.

Для повышения эффективности работы иммунного алгоритма клональной селекции предлагается использовать оператор, реализующий эволюционную стратегию глобальной промежуточной рекомбинации. В результате рекомбинации параметры генетической структуры потомка формируется следующим образом:

– значения критического параметра определяются на основе средних значений родителей по формуле

$$\overline{ab_i} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{k}^{n} ab_{ik},$$

где $\overline{ab_i}$ – значение i-го параметра (значение параметра временного ряда) потомка; n – количество клонов антител в промежуточной популяции;

– аналитические зависимости между двумя соседними значениями полученного временного ряда получаются путем аппроксимации кубическим сплайном.

Также предлагается применить в алгоритме операцию скрещивания, использующую принцип технологии конструирования вакцин и позволяющую формировать комплексы «антиген–антитело».

Задача прогнозирования технического состояния в будущий момент времени на основе прогнозных оценок дрейфа критических параметров решается путем комплексного применения методов и моделей, заложенных в функциональных модулях БЗ.

Отметим, что рассмотренные выше подходы к решению задач приемочного контроля позволяют получать приближенные решения с удовлетворительной точностью, поскольку точное решение найти или невозможно, или ресурсоемко.

В рассматриваемой системе предусмотрен интерфейс взаимодействия с пользователями и внешними системами. Он включает коммуникационные механизмы для связи и обмена информацией в рамках ЖЦ выпускаемого изделия, а также между аналогичными ИСППР. Наличие таких информационных связей дает основу для индивидуального сопровождения каждого изделия в процессе его ЖЦ, обмена накопленным опытом, позволяющим эффективно совершенствовать БЗ, а также своевременно принимать корректирующие решения.

Заключение. Разработанная концептуальная модель ИСППР, отличающаяся целевым интеллектуально-методическим обеспечением ПК, дает возможность автоматизировать процесс контроля БАСУ и принимать более обоснованные управляющие решения по его результатам. Это, в свою очередь, позволит получить достоверную оценку технического состояния изделия, минимизировать расходование ресурса изделия при поиске дефектов, повысить характеристики надежности БАСУ, уменьшить трудовые, материальные и финансовые затраты. Предложенная модель имеет перспективы успешного применения на других предприятиях ракетно-космической отрасли при создании систем поддержки принятия решений для целого ряда прикладных и исследовательских задач.

Библиографические ссылки

1. Смирнов В. А. Способ оценки эффективности системы поддержки принятия решений с позиции ее

информационных свойств в задачах контроля сложных систем // Морской вестник. 2016. № 1S (12). С. 34–37.

2. Корогодин В. И., Корогодина В. Л. Информация как основа жизни. Дубна : Издательский центр «Феникс», 2000. 208 с.

3. Карелин В. П. Интеллектуальные информационные технологии и системы для поддержки принятия решений // Вестник ТИУиЭ. 2011. № 2(14). С. 79–84.

4. Блинков Е. В., Шишаев А. М., Назаров В. П. Применение CALS-технологий в условиях разработки и постановки на производство изделий ракетно-космической техники // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2014. Т. 1, № 10. С. 42–43.

5. Варшавский П. Р., Еремеев А. П. Поиск решения на основе структурной аналогии для интеллектуальных систем поддержки принятия решений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2005. № 1. С. 97–109.

6. Фефелов А. А. Использование байесовских сетей для решения задачи поиска места и типа отказа сложной технической системы // Автоматика. Автоматизация. Электротехнические комплексы и системы. 2007. № 2(20). С. 87–93.

7. Кораблев Н. М., Иващенко Г. С. Гибридный метод краткосрочного прогнозирования временных рядов на основе модели клонального отбора // Нейроинформатика : науч.-техн. конф. с междунар. участием : сб. науч. тр. М., 2014. Т. 1. С. 79–89.

8. Николайчук О. А., Юрин А. Ю. Прототип интеллектуальной системы для исследования технического состояния механических систем // Искусственный интеллект. 2006. № 4. С. 459–468.

9. Нечаев Ю. И., Дегтярев А. Б., Сиек Ю. Л. Принятие решений в интеллектуальных системах реального времени с использованием концепции мягких вычислений // Искусственный интеллект. 2000. № 3. С. 525–533.

10. Варшавский П. Р., Еремеев А. П. Реализация методов поиска решения на основе аналогий и прецедентов в системах поддержки принятия решений // Вестник МЭИ. 2006. № 2. С. 77–87.

11. Матюшин М. М., Саркисян Х. В. Построение оценочной функции для поддержки принятия оперативных решений при контроле параметров состояния космического аппарата [Электронный ресурс] // Наука и образование : электрон. науч.-техн. изд. 2011. С. 1–15. URL: http://technomag.neicon.ru/doc/174749.html (дата обращения: 12.11.2016).

12. Лазарсон Э. В. Формализация знаний и интеллектуальная поддержка принятия решений в задачах выбора // Интеллектуальные системы в производстве. 2006. № 2(8). С. 4–14.

13. Смирнов В. А. Поиск неисправностей в бортовых системах управления в процессе приемочного контроля // Информационно-управляющие системы. 2013. № 2. С. 24–28.

14. Смирнов В. А. Прецедентный подход к построению моделей процесса поиска неисправностей при диагностировании сложных технических систем // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт. 2013. № 6. С. 73–78.

15. Ларин В. П., Смирнов В. А. Методика формирования моделей прецедента и библиотеки прецедентов для принятия решений в системе приемочного контроля сложных технических объектов // Известия ГУАП. 2013. № 4. С. 34–40.

16. Дасгупта Д. Искусственные иммунные системы и их применение. М. : Физматлит, 2006. 344 с.

17. Антух А. Э., Карпенко А. П. Глобальная оптимизация на основе гибридизации методов роя частиц, эволюции разума и клональной селекции [Электронный ресурс] // Наука и образование : электрон. науч.-техн. изд. 2012. С. 379–416. URL: http://technomag.bmstu.ru/doc/431723.html (дата обращения: 28.11.2016).

References

1. Smirnov V. A. [Method of evaluating a decision support system from the perspective of its information properties in tasks of controlling complex technical systems]. *Morskoy Vestnik*. 2016, No. 1S (12), P. 34–37 (In Russ.).

2. Korogodin V. I., Korogodina V. L. *Informatsiya kak osnova zhizni* [Information as the basis of life]. Dubna, Feniks Publ., 2000, 208 p.

3. Karelin V. P. [Intellectual information technologies and systems for decision support]. *Vestnik TIUiE*. 2011, No. 2 (14), P. 79–84 (In Russ.).

4. Blinkov E. V., Shishaev A. M., Nazarov V. P. [Use of CALS-technologies in the conditions of development and setting on production of products of the missile and space equipment]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki*. 2014, Vol. 1, No. 10, P. 42–43 (In Russ.).

5. Varshavskiy P. P., Eremeev A. P. [Search solutions based on structural analogy to intelligent systems of decision support]. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*. 2005, No. 1, P. 97–109 (In Russ.).

6. Fefelov A. A. [The use of Bayesian networks to solve the problem of search space and the type of failure of complex engineering systems]. *Avtomatika. Avtomatizatsiya. Elektrotekhnicheskie kompleksy i sistemy*. 2007, No. 2(20), P. 87–93 (In Russ.).

7. Korablev N. M., Ivashchenko G. S. [A hybrid method of short-term time series forecasting based on the model of clonal selection]. *Neyroinformatika: nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya s mezhdunarodnym uchastiem: sbornik nauchnykh trudov*. 2014, Vol. 1, P. 79–89 (In Russ.).

8. Nikolaychuk O. A., Yurin A. Yu. [A prototype of intelligent system for investigation of technical conditions of mechanical systems]. *Iskusstvennyy intellekt*. 2006, No. 4, P. 459–468 (In Russ.).

9. Nechaev Yu. I., Degtyarev A. B., Siek Yu. L. [Decision making in intelligent real-time systems using the concept of soft computing]. *Iskusstvennyy intellect*. 2000, No. 3, P. 525–533 (In Russ.).

10. Varshavskiy P. R., Eremeev A. P. [Implementation of methods of search of decisions on the basis of analogies and precedents in systems of support of decision-making]. *Vestnik MEI*. 2006, No. 2, P. 77–87 (In Russ.).

11. Matyushin M. M., Sarkisyan Kh. V. [The construction of the evaluation function to support operational decisions in the control parameters of the spacecraft state]. *Elektronnoe nauchno-tekhnicheskoe izdanie "Nauka i obrazovanie"*. 2011, P. 1–15 (In Russ.).

Available at: http://technomag.neicon.ru/doc/174749.html (accessed 12.11.2016).

12. Lazarson E. V. [Formalization of knowledge and intellectual support of decision-making in problems of selection]. *Intellektual'nye sistemy v proizvodstve*. 2006, No. 2(8), P. 4–14 (In Russ.).

13. Smirnov V. A. [Malfunction searching in onboard control systems during acceptance control]. *Informatsionno-upravlyayushchie sistemy.* 2013, No. 2, P. 24–28 (In Russ.).

14. Smirnov V. A. [Precedential approach to model building process troubleshooting for diagnosing complex technical systems]. *T-Comm: Telekommunikatsii i transport.* 2013, No. 6, P. 73–78 (In Russ.).

15. Larin V. P., Smirnov V. A. [Technique of formation models precedent and case library for decision-making in the acceptance inspection of complex technical objects]. *Izvestiya GUAP*. 2013, No. 4, P. 34–40 (In Russ.).

16. Dasgupta D. *Iskusstvennye immunnye sistemy i ikh primenenie* [Artificial immune systems and their applications]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006, 344 p.

17. Antukh A. E., Karpenko A. P. [Global optimization based on hybridization methods swarm of particles, the evolution of the mind and clonal selection]. *Elektronnoe nauchno-tekhnicheskoe izdanie "Nauka i obrazovanie"*. 2012, P. 379–416 (In Russ.). Available at: http://technomag.bmstu.ru/doc/431723.html (accessed 28.11.2016).

© Смирнов В. А., Смирнов Д. В., 2017

УДК 629.78

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 160–167

ЭВОЛЮЦИЯ ПРОЕКТА «МОРСКОЙ СТАРТ» КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н. А. Тестоедов[1], В. В. Двирный[1], Г. Г. Крушенко[2, 3*], Г. В. Двирный[1]

[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
[2]Институт вычислительного моделирования СО РАН
Российская Федерация, 660036, г. Красноярск, Академгородок, 50
[3]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: genry@icm.krasn.ru

Для выведения космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту желательно производить запуск из зоны, наиболее близкой к экватору, что позволит при запуске ракеты-носителя (РН) максимально использовать скорость вращения Земли. Для решения этой проблемы в 1995 г. в Калифорнии была зарегистрирована компания Sea Launch. Для запусков КА при этом была использована двухступенчатая РН «Зенит». Пусковая установка и технологическое оборудование были смонтированы на доработанной самоходной нефтедобывающей платформе. С 1999 г. до консервации проекта «Морской старт» в 2014 г. с плавучей платформы в экваториальных водах Тихого океана было произведено 36 пусков КА. Однако в 2009 г. Sea Launch столкнулась с финансовыми трудностями, подала заявление о банкротстве и договорилась с РКК «Энергия» о выходе из процедуры банкротства. Появилась информация, что РКК «Энергия» продает космодром российской коммерческой авиакомпании S7 Airlines. Тем не менее, как технические, так и экономические проблемы останутся на прежнем уровне, в связи с чем прорабатывается возможность более экономичного запуска КА с использованием подводных лодок. И такой опыт уже имел место. Так, 7 июля 1998 г. впервые из подводного положения ракетным подводным крейсером Северного флота «Новомосковск» с акватории Баренцева моря с помощью ракеты-носителя «Штиль» были выведены на низкую околоземную орбиту два микроспутника. А 26 мая 2006 г. также из акватории Баренцева моря с АПЛ «Екатеринбург» с помощью РН «Штиль-1Н» был выведен на гелиосинхронную орбиту спутник «Компасс-2». Представленный материал показывает перспективность пуска КА из любой точки Мирового океана на различные орбиты с помощью подводных лодок, что является более надежным и экономичным, чем пуски с применением проекта, использующего тандем из пусковой платформы и сборочно-командного судна. Сопоставление габаритов пусковых шахт подводных лодок, по крайней мере тех, с которых уже производились пуски, и массово-габаритных характеристик КА различного назначения подтверждает такую возможность.

Ключевые слова: космический аппарат, «Морской старт», подводная лодка.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 160–167

THE EVOLUTION OF THE PROJECT “SEA LAUNCH” OF SPACECRAFT

N. A. Testoedov[1], V. V. Dvirnyi[1], G. G. Krushenko[2,3*], G. V. Dvirnyi[1]

[1]JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems»
52, Lenin Str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
[2]Institute Computational Modeling SB RAS
50, Akademgorodok, Krasnoyarsk, 660036, Russian Federation
[3]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: genry@icm.krasn.ru

For launching a spacecraft to the geostationary orbit, it is desirable to start from the area closest to the equator that will allow the launch of vehicle to maximize the speed of rotation of the Earth. To resolve this problem in 1995 in California the Sea Launch Company was registered. For launches of satellites a two-stage rocket “Zenit” was used. Launcher and the technological equipment were mounted on a modified self-propelled oil platform. From 1999 to the

conservation of the project "Sea launch" in 2014, with a floating platform in the Equatorial waters of the Pacific ocean 36 launches of spacecraft were made. However, in 2009 Sea Launch ran into financial difficulties and filed for bankruptcy, and the company agreed with the RSC "Energia" on the exit from bankruptcy. And it was reported that RSC Energia sold commercial spaceport to the Russian airline, S7 Airlines. However, both technical and economic problems will remain at the same level. Therefore the possibility of more cost-effective launch of the SPACECRAFT using submarines was studied. Such experience has already taken place. On July 7, 1998 for the first time from a submerged position with missile submarine cruiser of the Northern fleet project "Novomoskovsk" with the waters of the Barents sea with the help of the carrier rocket two micro-satellites were launched into low earth orbit. And on May 26, 2006, also from the waters of the Barents sea from the nuclear submarine "Yekaterinburg" using rocket "Shtil-1" the satellite "Compass-2" was launched into heliosynchronous the orbit. The material shows promising start of the spacecraft from any point of the World Ocean at different orbit using submarines, which is more reliable and efficient than launches from the application project that uses the combination of a launch platform and Assembly-command ship. A comparison of the dimensions of the silos of the submarines, at least, those which have already been carried out launches and mass-overall characteristics of the spacecraft for various purposes, confirms this possibility.

Kewords: spacecraft, "Sea launch", submarine.

Введение. Выведение космических аппаратов (КА) на заданную орбиту производится по следующей общей схеме: вначале КА выводится на опорную орбиту, а затем – через переходную – на рабочую орбиту [1]. При запуске КА на геостационарную орбиту с космодрома Байконур используется круговая опорная орбита высотой 200 км и наклонением 51°, что продиктовано наличием доступности зон отчуждения (площадь акватории, выделенная с целью обеспечения безопасности людей и судов, на которую предусмотрено падение отработанных ступеней ракет-носителей и в аварийных ситуациях). Для последующего вывода КА на геостационарную орбиту требуются значительные затраты рабочего тела (разогретый поток продуктов горения) разгонного блока, что, соответственно, уменьшает массу выводимой полезной нагрузки. Поэтому для выведения КА на геостационарную орбиту желательно производить его запуск из зоны, наиболее близкой к экватору [2], что позволит при запуске ракеты-носителя (РН) максимально использовать скорость вращения Земли и делает энергетически целесообразным размещение космодромов в экваториальной зоне. Однако в силу экономических и геополитических причин строительство и эксплуатация стационарных космодромов связано с целым рядом проблем, и поэтому альтернативным вариантом является создание плавающих пусковых установок, технологическое обслуживание которых может проводиться в условиях стационарной технической базы, расположенной в удобном месте, а для осуществления запуска пусковая установка перемещается в зону экватора [3].

Плавучий надводный «Морской старт». Для решения этой проблемы в 1993 г. были начаты переговоры о создании международного коммерческого плавучего космодрома «Морской старт» [4], в результате которых в 1995 г. в Калифорнии была зарегистрирована компания Sea Launch, ставшая оператором этого проекта. 40 % ее акций принадлежало компании Boeing, 25 % – российской государственной РКК «Энергия», 20 % – норвежской компании Aker, 15 % – украинским КБ «Южное» и ПО «Южмаш». При этом в качестве ракеты-прототипа была использована двухступенчатая РН «Зенит» разработки ГП «КБ «Южное» (Украина). На доработанную ракету был дополнительно установлен разгонный блок (РБ) ДМ-SL ракетно-космической корпорации «Энергия» (Россия) и блок полезного груза с обтекателем фирмы «Боинг» (США). Пусковая установка (ПУ) РН «Зенит» и технологическое оборудование Конструкторского бюро транспортного машиностроения (Россия), необходимые для подготовки и пуска, смонтированы на доработанной самоходной платформе «Одиссей» на норвежском судостроительном предприятии Kvaerner (в настоящее время – Aker Solutions).

История создания пусковой платформы «Морской старт» начинается с японской нефтедобывающей морской платформы Ocean Odyssey, на которой 22 сентября 1988 г. во время добычи нефти в Северном море возник сильный пожар, после чего платформа была частично демонтирована и больше не использовалась. В августе 1993 г. РКК «Энергия» при проведении рекогносцировочных работ на своей базе в Приморске обнаружила на Выборгском судостроительном заводе платформу Odyssey, которая ремонтировалась там после пожара. В 1996–1999 гг. производилось переоборудование и полная пересборка платформы. Вначале работы проводились на норвежской верфи Kvaerner, а потом её пригнали обратно на Выборгский судостроительный завод, на котором весь спектр работ и был завершён. [5]. Таким образом, морской сегмент пускового комплекса состоит из двух судов – плавучей самоходной стартовой платформы «Одиссей» с длиной ходовой части 137 м, шириной 80 м, водоизмещением на ходу 27,5 тыс. т, а в полузатопленном положении (перед стартом ракеты) – 46 тыс. т (рис. 1), и сборочно-командного судна длиной 203 м, шириной 33 метра и водоизмещением около 30 тыс. т (рис. 2), на котором производится сборка ракеты-носителя и КА, сборка и заправка разгонного блока, и на котором располагается центр управления запуском [6].

Полностью собранная РН с разгонным блоком и блоком полезного груза получила название «Ракета космического назначения», или РКН «Зенит-3SL». Ее стартовый вес составляет около 470 тс, длина – около 60 м [3].

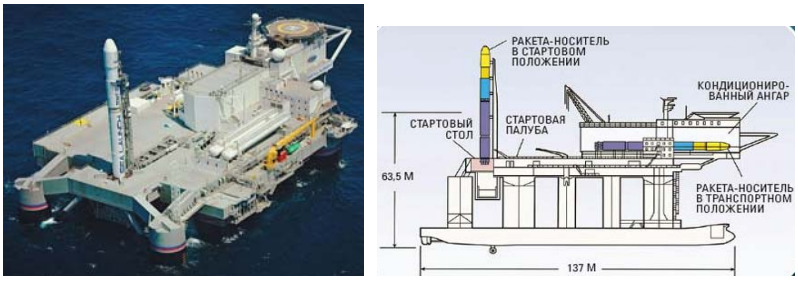


Рис. 1. Стартовая платформа проекта «Морской старт». На верхней палубе размещена капитанская рубка, на нижней палубе – оборудование для заправки двигателя ракеты-носителя горючим и система термостатирования [6]

а *б*

Рис. 2. Сборочно-командное судно, на котором производится сборка ракеты-носителя и космического аппарата, сборка и заправка разгонного блока и располагается центр управления запуском: *а* – фотография; *б* – схема (разрез) [6]

Ракетно-космический комплекс «Морской старт» предназначен [7] для запуска КА различного назначения на околоземные орбиты, включая высокие круговые, эллиптические, без ограничений по наклонению орбиты, геостационарную орбиту и отлетные траектории. Основные преимущества комплекса «Морской старт» перед наземными космодромами заключаются в возможности запусков с экватора, что позволяет максимально использовать эффект вращения Земли, а следовательно, повышает эффективность средств выведения по выводимой массе при запуске КА на геостационарную орбиту и, соответственно, снижает удельную стоимость их доставки на целевую орбиту, а также позволяет осуществлять запуски с любым азимутом из нейтральных океанских акваторий.

При запуске ракеты в восточном направлении ее скорость увеличивается за счет прибавления окружной скорости космодрома, которая представляет собой скорость его движения вокруг оси Земли благодаря суточному вращению планеты. Чем ближе космодром к экватору, тем больше дистанция между ним и земной осью вращения и тем выше его окружная скорость. В момент отрыва от поверхности Земли ракета имеет скорость, равную скорости вращения вокруг оси Земли той точки, из которой она запущена. Эта скорость складывается с собственной скоростью ракеты. Так как скорость суточного вращения Земли направлена с запада на восток, то именно в этом направлении выгодно запускать ракеты. У точек Земли, расположенных на разных широтах, скорость суточного вращения равна нулю на полюсах и достигает максимального значения в области экватора. Поэтому ракеты наиболее выгодно запускать из области экватора. При запуске ракеты с экватора (по сравнению с Байконуром) масса выводимой на геостационарную орбиту полезной нагрузки может быть увеличена на 25–30 % при том же расходе топлива [8].

Следует отметить, что мысли об использовании ракетного принципа в космосе высказывались Циолковским ещё в 1883 г., однако строгая теория реактивного движения была изложена им в 1896 г., а опубликована в 1903 г. [9]. В этой работе приведена формула (она получила название формулы Циолковского), устанавливающая зависимость между скоростью ракеты в любой момент, удельным импульсом топлива и массой ракеты в начальный и конечный моменты времени. По формуле определяется максимальная скорость, которую может получить одноступенчатая ракета в идеальном случае, когда ее полет происходит не только вне пределов атмосферы, но и вне поля тяготения Земли. Обычно эта формула записывается в виде [10]

$$V_{\max} = u \ln \mathrm{M}_0/\mathrm{M}_\mathrm{K} = u \ln(1 + \mathrm{M}_\mathrm{T}/\mathrm{M}_\mathrm{K}),$$

где u – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла реактивного двигателя; M_0 – начальная (стартовая) масса ракеты; M_K – конечная (без топлива) масса ракеты после завершения работы двигателя на активном участке траектории; M_T – масса выгоревшего топлива. С помощью формул можно оценить возможности ракеты, которые обусловлены, в первую очередь, удельным импульсом ее реактивного двигателя и общим совершенством конструкции, определяющим оптимальное соотношение начальной и конечной масс.

При этом массу M_KA выводимого на рабочую орбиту КА можно определить, преобразовав формулу Циолковского в следующий вид:

$$\mathrm{M}_\mathrm{KA} = \mathrm{M}_\mathrm{ПГ} \cdot \exp\left[-\frac{V_\mathrm{ХАР}}{V_\mathrm{И}}\right] - \mathrm{M}_\mathrm{СУХ},$$

где $M_{ПГ}$ – масса полезного груза, выводимого ракетой космического назначения на заданную опорную орбиту; $V_И$ = 2500–3200 м/с – скорость истечения на срезе сопла РН; $V_{ХАР}$ – величина характеристической скорости, организуемой разгонным блоком для проведения манёвров, определяется суммированием составляющих ΔV_1, ΔV_2, ΔV_3; $M_{СУХ}$ – масса РБ после выработки рабочих запасов окислителя и горючего, величина одинаковая для старта с экватора и Байконура.

При несовпадении плоскостей опорной и рабочей орбит в случае запуска с Байконура необходим пространственный разворот плоскости орбиты на угол Δi за счёт дополнительного приращения скорости ΔV_3 с выдачей РБ импульса коррекции на разворот в апогее орбиты (минимальные затраты на разворот):

$$\Delta V_1 = V_р - V_а,$$

где скорость на рабочей орбите $V_р = V_о \cdot \sqrt{\frac{R_з}{r_р}}$, скорость в апогее переходной орбиты

$$V_а = V_о \cdot \sqrt{\frac{2R_з}{r_р} - \frac{2R_з}{r_{оп} + r_р}},$$

где $R_з$ = 6371 км – радиус Земли; $r_р$ = 42000 км – радиус-вектор рабочей круговой орбиты; $r_{оп}$ = 6371 + + 200 = 8371 км – радиус-вектор опорной круговой орбиты; $V_о$ = 3070 м/с на геостационарной орбите:

$$V_а = 3070\sqrt{\frac{2 \cdot 6371}{42000} - \frac{2 \cdot 6371}{8371 + 4200}} = 712 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_1 = V_р = V_а = 1196 - 712 = 484 \text{ м/с},$$

$\Delta V_2 = V_п - V_{оп}$; $\Delta V_{оп} = V_о \cdot \sqrt{\frac{R_з}{r_{оп}}}$ – скорость на опорной орбите, $\Delta V_{оп} = 3070\sqrt{\frac{6371}{8371}} = 2678$ м/с,

$$V_п = V_о \cdot \sqrt{\frac{2R_з}{r_{оп}} - \frac{2R_з}{r_{оп} + r_р}} =$$

$$= 3070\sqrt{\frac{2 \cdot 6371}{8371} - \frac{2 \cdot 6371}{8371 + 42000}} = 3459 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_2 = V_п - V_{оп} = 3459 - 2678 = 780{,}1 \text{ м/с};$$

$$\Delta V_3 = V_а - \text{tg}\Delta_i = 712 \cdot 1{,}235 = 879{,}32 \text{ м/с};$$

$\Delta i = 51°$ для Байконура; $\Delta i = 0°$ для экватора.

Для Байконура: $V_{ХАР_Б} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 =$
$= 484 + 780{,}1 + 879{,}32 = 2143$ м/с.

Для экватора: $V_{ХАРЭ} = \Delta V_1 + \Delta V_2 =$
$= 484 + 780{,}1 = 1264{,}1$ м/с.

Определяем соотношение масс КА, запускаемых с Байконура $M_{КА_Б}$ и с экватора $M_{КА_Э}$:

$$\frac{M_{КА_Б}}{M_{КА_Э}} = \frac{\exp\left[-\frac{V_{ХАР_Б}}{V_И}\right]}{\exp\left[-\frac{V_{ХАР_Э}}{V_И}\right]} = \frac{\exp\left[-\frac{2143{,}42}{2500}\right]}{\exp\left[-\frac{1264{,}1}{2500}\right]} =$$

$$= \frac{\exp\ -\ 0{,}8574}{\exp\ -\ 0{,}5056} = \frac{0{,}42426}{0{,}60314} \approx 0{,}66.$$

Таким образом, приведенные расчеты показали, что при запуске КА с экватора его масса может быть больше на 34 %, чем при запуске с Байконура. И, что не менее важно, при этом исключается зависимость от политических рисков, упрощается межгосударственное взаимодействие при проведении запусков КА, а также исключается необходимость отчуждения земли, как под космодром с соответствующей зоной безопасности, так и под районы падения отделяемых ступеней ракеты-носителя и створок обтекателя космического аппарата. Запуски с космодрома «Морской старт» производятся из экваториальной зоны в Тихом океане (154° западной долготы, 0° южной широты), расположенной вблизи острова Рождества. Обеспечивается вывод на геопереходную орбиту космических аппаратов с массой до 6,1 т. При реализации проекта отпадает необходимость в развитой наземной инфраструктуре и связанной с ней социально ориентированной сфере, что позволяет резко сократить численность персонала, участвующего в проведении работ, и, следовательно, стоимость эксплуатации. «Морской старт» является единственным в мире космодромом, осуществляющим запуски прямо с экватора. Он же – первый в мире частный международный космодром.

Перед запуском понтоны платформы затапливаются с погружением ее колонн в воду до отметки 21,5 м, и положение стартовой площадки в пространстве максимально стабилизируется и поддерживается системой динамического позиционирования и другими системами контроля и управления, расположенными на командном судне. Затем из ангара платформы вывозится и устанавливается на пусковом столе вертикально с помощью транспортера-подъемника, управление которым, так же, как и всеми последующими действиями, ведется с командного судна, ракета-носитель с укрепленным на ней спутником. Там она опускается на опоры и состыковывается со всеми заправочными коммуникациями. После проверки работоспособности всех электрических систем и космических аппаратов экипаж платформы переходит на командное судно, и все последующие операции запуска ведутся автоматически и управляются с командного судна. В ракету подается горючее и кислород, включается работа двигателя, но ракета остается на месте до набора им нормальной тяги. Чтобы не повредить при этом огнем оборудование пускового стола, его охлаждают в это время мощными потоками воды. Момент своей готовности к полету ракета определяет сама и, освобождаясь от опор, начинает взлет, а опоры под действием собственной силы тяжести возвращаются в исходное положение.

В период с 1999 г. до консервации проекта «Морской старт» в 2014 г. с плавучей платформы в экваториальных водах Тихого океана при помощи ракеты-носителя «Зенит-3SL» российско-украинского производства было произведено 36 пусков КА (больше двух в год) с выведением на соответствующие орбиты КА разных стран различного гражданского назначения. Из них только 4 оказались неудачными по разным несистемным причинам [11].

Однако в 2009 г. Sea Launch столкнулась с финансовыми трудностями и подала заявление о банкротстве [4]. Стоимость ее активов на тот момент составляла до 500 млн долл., а долг достигал 1 млрд долл. В 2010 г. компания договорилась с РКК «Энергия» о выходе из процедуры банкротства. После реорганизации дочернее предприятие РКК «Энергия» Energia Overseas Ltd получило контроль над 95 % акций Sea Launch, остальная доля распределилась между компаниями Boeing (3 %) и Aker (2 %). Запуски планировалось возобновить в 2011 г. В 2014 г. компания Boeing добилась ареста имущества компании и запрета на все сделки из-за долгов остальных акционеров. Она взыскала с РКК «Энергия» 320 млн долл., а с украинских ПО «Южмаш» и КБ «Южное» (были акционерами проекта «Морской старт», но вышли из проекта после банкротства) – 190 млн долл. своих расходов по оплате долгов проекта «Морской старт».

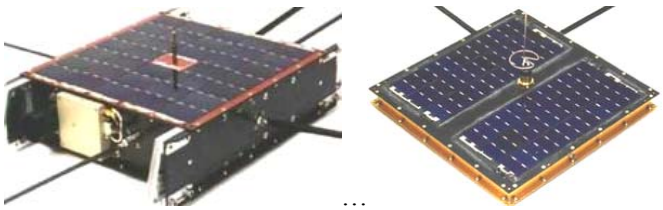
При этом появилась информация [12; 13], что РКК «Энергия» продает космодром коммерческой авиакомпании S7 Airlines (второй по пассажиропотоку российский перевозчик, владеет авиакомпаниями «Сибирь» и «Глобус»). Общая сумма сделки составила около 160 млн долл. США.

При этом роль S7 в российской космической программе отнюдь не будет ограничиваться только одним запуском. В конце сентября 2016 г. было объявлено, что S7 стала владельцем плавучего космодрома «Морской старт». Возобновление запусков с морской платформы «Одиссей» ожидается в 2018 г. Причем базирование платформы может быть организовано в любом порту, включая российские, вместо нынешней базы «Морского старта» порта Лонг-Бич в американской Калифорнии. Причем формально даже российский порт прописки такой стартовой платформы не отменит юридического факта: от момента покупки «Одиссея» и «Си Ланч Коммандера» (обеспечивающего корабля – плавучего ЦУПа и монтажно-испытательного корпуса) этот космодром будет принадлежать уже не российскому государству, а частной российской компании, что позволит во многом обходить как существующие, так и будущие санкции против России. Например, можно будет продолжить использование достаточно удачных украинских ракет «Зенит» для запусков коммерческих нагрузок, что и было озвучено в планах S7 по будущему использованию космодрома «Морской старт».

В дополнение к этой информации следует отметить, что президент России В. Путин на выступлении 12 ноября 2016 г. в Ярославле перед рабочими завода «Автодизель» сообщил, что в космическую отрасль могут прийти частные инвестиции [14]. А 11 ноября, буквально за день до выступления президента, было официально объявлено, что частная авиакомпания S7 в июле 2017 г. произведет первый космический запуск ракеты «Зенит» с первым спутником связи Анголы Angosat. Появление авиакомпании S7 в качестве оператора запуска продиктовано и политическим моментом, в связи с тем, что подготовка пуска могла перерасти в бесконечный процесс согласования с Украиной. В случае же использования S7 как формального посредника РКК «Энергия» сможет избежать согласования с украинской СБУ вопроса прибытия из Днепропетровска специалистов завода-изготовителя для обеспечения старта – в этом случае украинская ракета с ангольским аппаратом формально стартует с казахстанского космодрома по заказу частной российской компании.

Тем не менее, как технические проблемы, связанные с пуском КА с открытого водного пространства, так и экономические проблемы останутся на прежнем уровне, среди них одной из основных технических проблем проекта является необходимость обеспечения безопасного старта, так как под действием ветра и волн стартовая платформа совершает сложное непрерывное движение в пространстве. Эти колебания, а также наличие значительных, по сравнению с наземным стартом, статических перекосов ПУ существенно усложняют обеспечение безопасного старта. К тому же, в отличие от наземного стартового комплекса, когда практически не накладываются ограничения на расположение технологического оборудования, возможности размещения такого оборудования на автономной плавающей платформе значительно ограничены, и это требует применения специальных защитных мер, реализация которых усложнена ограниченными габаритами и грузоподъемностью стартовой платформы [3].

Плавучий подводный «Морской старт». Однако в связи с высокой стоимостью как собственно плавсредств проекта (стартовая платформа и сборочно-командное судно), так и их эксплуатации [15], а также дороговизной расконсервации, прорабатывалась возможность более экономичного запуска КА с использованием подводных лодок. И такой опыт уже имел место (рис. 3). Так, 7 июля 1998 г. впервые из подводного положения ракетным подводным крейсером Северного флота «Новомосковск» с акватории Баренцева моря с помощью ракеты-носителя «Штиль» были выведены на низкую околоземную орбиту (параметры: в апогее – 411 км, в перигее – 829 км, наклонение плоскости орбиты – 78,8°) разработанные Берлинским техническим университетом микроспутники Tubsat-N с массой 8,5 кг и размерами 320×320×104 мм (рис. 3, *а*) и Tubsat-N1 с массой 3,0 кг и размерами 320x320x34 мм (рис. 3, *б*) [16], предназначенные для обеспечения мобильной связи, исследования магнитных полей Земли и подсчета численности северных животных через систему GPS. Главные участники проекта с российской стороны – ГРЦ «КБ имени Макеева», ВМФ, РВСН, Министерство экономики и Российское космическое агентство [17]. Причем, одной из задач пуска стало решение вопроса безопасности эксплуатации и продления гарантийных сроков службы баллистических ракет РСМ-54 («Синева») [18] на флоте. Следует отметить, что это был уже не первый запуск коммерческого спутника: в 1995 г. ракетный подводный крейсер произвел запуск баллистической ракеты по наземному полигону в районе полуострова Камчатка. При этом за 20 мин на расстояние почти 9000 км были доставлены 1260 конвертов с символикой эксперимента Elrabeck, осуществленного в рамках российско-германского проекта «ТКМ-Волна». Помимо доставки почты был выполнен ряд других экспериментов.



а … *б*

Рис. 3. Микроспутники Tubsat-N (*а*) и Tubsat-N1 (*б*), запущенные с АПЛ «Новомосковск» ракетой-носителем «Штиль»

Поэтому в профессиональном плане предстоящая работа у подводников объединения вопросов не вызывала. По решению командования ВМФ и СФ выполнение задачи было поручено одному из лучших экипажей подводных ракетоносцев Северного флота «Новомосковск». Запуск спутника был предусмотрен еще в конце 1997 г.

В 1991 г. в соответствии с программой «Бегемот» [19] корабль впервые в мире совершил уникальную стрельбу из подводного положения полным боекомплектом из шестнадцати баллистических ракет в одном залпе. Затем всю программу, образно говоря, положили под сукно на несколько лет. Вскоре в состав флота вошел «Новомосковск», на который и возложили ответственную задачу. Одновременный старт шестнадцати ракет – это технически сложнейшая задача, связанная с необходимостью удерживания РПКСН в жестких нормативах режима стрельбы и, в первую очередь, на заданной глубине в «стартовом коридоре». Освобожденная от веса сотен тонн выпущенных ракет субмарина, окутанная парогазовым облаком, словно поплавок, стремится вылететь на поверхность. Необходимо обеспечить неизменными глубину, скорость хода, крен, дифферент. Проблема решается безотказной и слаженной работой всех технических средств корабля и экипажа.

В бортовую аппаратуру пришлось ввести новое полетное задание, во многом отличное от штатного режима, установить новые блоки аппаратуры. Разница от штатного пуска состояла в том, что спутник предстояло выводить в пиковую точку орбиты, пока двигателям носителя хватит горючего. Когда стояли под загрузкой изделия со спутником в головной части, на действующем макете ракеты трижды выполняли алгоритм боевого режима, и каждый раз техника работала безотказно. К моменту выполнения стрельбы все элементы задачи были отработаны в мельчайших деталях до автоматизма.

А 26 мая 2006 г. также из акватории Баренцева моря с АПЛ «Екатеринбург» с помощью ракеты-носителя «Штиль-1Н» был выведен на гелиосинхронную орбиту международный исследовательский спутник «Компасс-2» (Complex Orbital Magneto-Plasma Autonomous Small Satellite) массой 86 кг (перигей 400–500 км, апогей 620 км), предназначенный для проведения экспериментов по исследованию возможности обнаружения предвестников землетрясений и следов радиоактивных загрязнений в интересах создания космической системы мониторинга природных и техногенных катастроф «Вулкан» [20].

Известно также [21], что ОАО «Государственный ракетный центр имени Макеева» с 2001 г. проводит запуски экспериментальных аппаратов для отработки перспективных технологий в условиях реального космического полета. Совместно с ВМФ было проведено более десяти запусков исследовательских КА дооборудованными ракетами в конце сроков их эксплуатации. И сегодня возможно выполнение таких задач с помощью ракет Р-29РМ («Штиль») и Р-29Р («Волна»), как отмечается в работе [22], что является следствием высокой адаптивности российских ракет, которая позволяет проводить разнообразные эксперименты в космическом пространстве.

Заключение. Представленный в работе материал показывает, что проект «Морской старт» является перспективным проектом аэрокосмической отрасли в отношении применения средств доставки КА из любой точки Мирового океана на различные орбиты с помощью подводных лодок, что является более надежным и экономичным, чем пуски с применением проекта, использующего тандем из пусковой платформы и сборочно-командного судна. Сопоставление габаритов пусковых шахт подводных лодок, по крайней мере тех, с которых уже производились пуски, и массово-габаритных характеристик КА различного назначения подтверждает такую возможность.

Библиографические ссылки

1. Тестоедов Н. А., Кольга В. В., Семенова Л. А. Проектирование и конструирование баллистических ракет и ракет-носителей / СибГАУ. Красноярск, 2014. 308 с.

2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения / СибГАУ. Красноярск, 2011. 488 с.

3. Результаты анализа динамики старта РКН «Зенит-3SL» с находящейся на плаву морской стартовой платформы / А. В. Дегтярева [и др.] // Проектирование аэрокосмических летательных аппаратов. 2013. № 9. С. 25–31.

4. Пятьдесят лет активного освоения космоса: открытия, достижения, трагедии / Г. Горенко [и др.] // Успехи в химии и химической технологии. 2011. Т. XXV, № 4. С. 104–121.

5. Российский плавучий космодром «Морской старт» [Электронный ресурс]. URL: http://pikabu.ru/story/rossiyskiy_plavuchiy_kosmodrom_quotmorskoy_startquot__dlinnopost_3848110 (дата обращения: 20.12.2016).

6. Алиев В. Космодром поплывет к экватору // Наука и жизнь. 1998. № 3. С. 44–47.

7. Проект «Морской старт». Назначение комплекса [Электронный ресурс]. URL: http://www.energia.ru/ru/launchers/sea-launch/purpose.html (дата обращения: 30.09.2016).

8. Почему ракеты выгоднее запускать с экватора [Электронный ресурс] // Weekend. 2010. 12–14 февр. URL: https://ria.ru/infografika/20100212/208836933.html (дата обращения: 09.12.2016).

9. Циолковский К. Исследование мировых пространств реактивными приборами [Электронный ресурс] // Научное обозрение. 1903. № 5. URL: http://www.epizodsspace.narod.ru/bibl/dorev-knigi/ciolkovskiy/issl-03sovr.html#1 (дата обращения: 15.11.2016).

10. Голованов Л. В. Формула Циолковского // Земля и Вселенная. 2002. № 2. С. 76–85.

11. Проект «Морской старт». Хронология пусков [Электронный ресурс] URL: http://www.energia.ru/ru/launchers/sea-launch/chron-sl.html (дата обращения: 03.10.2016).

12. Стецко Е. «Морской старт» сменит владельца [Электронный ресурс] // Ведомости. 2016. 29 августа. № 4148. URL: http://www.vedomosti.ru.

13. Pyadushkin M. Second chance for Sea Launch // Russia & CIS Observer. 2016. № 1. P. 27–28.

14. Путин предрек частные инвестиции в космос: появится ли у России свой Маск? [Электронный ресурс]. URL: https://cont.ws/post/429153 (дата обращения: 20.12.2016).

15. Центр Хруничева: «Морской старт» экономически недостаточно эффективен [Электронный ресурс]. URL: https://ria.ru/space/20140224/996788964.html (дата обращения: 14.12.2016).

16. Первый в мире запуск спутника с подводной лодки из подводного положения [Электронный ресурс]. URL: http://flot.com/news/dayinhistory/?ELEMENT_ID=148004 (дата обращения: 14.12.2016).

17. Курганов И. Спецрепортаж [Электронный ресурс]. URL: http://www.submarines.narod.ru/report03-4.html (дата обращения: 03.10.2016).

18. Баллистическая ракета подводных лодок Р-29РМ (РСМ-54) [Электронный ресурс]. URL: http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/r29pm/r29pm.shtml (дата обращения: 03.10.2016).

19. Залповый пуск 16-ти ракет из-под воды – операция «Бегемот» [Электронный ресурс]. URL: http://sanyaz.livejournal.com/6942.html (дата обращения: 03.10.2016).

20. Tracking Compass 2 [Электронный ресурс]. URL: http://www.zarya.info/Tracking/Compass-2.php (дата обращения: 03.10.2016).

21. Конверсионные космические пуски морских ракет «Штиль» могут возобновиться – гендиректор ГРЦ им. Макеева [Электронный ресурс]. URL: http://www.militarynews.ru/story.asp?rid=1&nid=360608 (дата обращения: 09.09.2016).

22. Юдин М. С., Шевченко Г. Ю. Использование военных баллистических ракет подводного базирования в качестве ракетоносителей в гражданских целях // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы XII Междунар. науч.-практ. конф. В 2 т. Т. 1 / СибГАУ. Красноярск, 2016. С. 178–179.

References

1. Testoedov N. A., Kol'ga V. V., Semenova L. A. *Proektirovanie i konstruirovanii ballisticheskikh raket i raket-nositeley* [The design and construction of ballistic missiles and carrier rockets]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2014, 308 p.

2. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p.

3. Degtyarev A. V., Degtyareva E. A., Novikov A. V. et al. [The results of the analysis of the dynamics of start space rocket "Zenit-3SL" with the afloat sea launch platform]. *Proektirovanie aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov*. 2013, No. 9, P. 25–31 (In Russ.).

4. Gorenko G., Sazhin V. B., Seldinas I. et al. [Fifty years of active space exploration: discoveries, achievements, tragedy]. *Uspekhi v khimii i khimicheskoy* tekhnologii. 2011, Vol. XXV, No. 4, P. 104–121 (In Russ.).

5. Russian floating cosmodrome Sea Launch. Available at: http://pikabu.ru/story/rossiyskiy_plavuchiy_kosmodrom_quotmorskoy_startquot__dlinnopost_3848110 (accessed 20.12.2016).

6. Aliev V. [The spaceport will float to the equator]. *Nauka i zhizn'*, 1998. No. 3, P. 44–47 (In Russ.).

7. *Proekt "Morskoy start". Naznachenie kompleksa* [The project "Sea start". The purpose of a complex]. Available at: http://www.energia.ru/ru/launchers/sea-launch/purpose.html (accessed 30.09.2016).

8. *Pochemu rakety vygodnee zapuskat' s ekvatora* [Why rockets are cheaper to launch from the equator]. Weekend. 12-14.02.2010. Available at: https://ria.ru/infografika/20100212/208836933.html (accessed 09.12.2016).

9. Tsiolkovskiy K. [Study of outer space rocket appliances]. *Nauchnoe obozrenie.* 1903, No. 5 (In Russ.). Available at: http://www.epizodsspace.narod.ru/bibl/dorev-knigi/ciolkovskiy/issl-03sovr.html#1 (accessed 15.11.2016).

10. Golovanov L. V. [Tsiolkovsky's formula]. *Zemlya i Vselennaya*. 2002, No. 2, P. 76–85 (In Russ.).

11. *Proekt "Morskoy start". Khronologiya puskov* [The project "Sea launch". Chronology of launches]. Available at: http://www.energia.ru/ru/launchers/sea-launch/chron-sl.html (accessed 03.10.2016).

12. Stetsko E. ["Sea launch" will be replaced by the owner]. *Vedomosti.* 29.08.2016. No. 4148 (In Russ.). Available at: http://www.vedomosti.ru (accessed 20.12.2016).

13. Pyadushkin M. Second chance for Sea Launch. *Russia & CIS Observer*. 2016, No. 1, P. 27–28.

14. *Putin predrek chastnye investitsii v kosmos: poyavitsya li u Rossii svoy Mask?* [Putin predicted private investment in space: will Russia your Mack]. Available at: https://cont.ws/post/429153 (accessed 20.12.2016).

15. *Tsentr Khrunicheva: "Morskoy start" ekonomicheski nedostatochno effektiven* [Khrunichev center: "Sea launch" economically not efficient enough]. Available at: https://ria.ru/space/20140224/996788964.html (accessed 14.12.2016).

16. *Pervyy v mire zapusk sputnika s podvodnoy lodki iz podvodnogo polozheniya* [The world's first satellite launch from a submarine from a submerged position]. Available at: http://flot.com/news/dayinhistory/?ELEMENT_ID=148004 (accessed 14.12.2016).

17. Kurganov I. *Spetsreportazh* [Special report]. Available at: http://www.submarines.narod.ru/report03-4.html (accessed 03.10.2016).

18. *Ballisticheskaya raketa podvodnykh lodok R-29RM (RSM-54)* [Ballistic missile submarines R-29PM (RSM-54)]. Available at: http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/r29pm/r29pm.shtml (accessed 03.10.2016).

19. *Zalpovyy pusk 16-ti raket iz-pod vody – operatsiya "Begemot"* [Salvo launch 16 missiles from under water operation "Begemot"]. Available at: http://sanyaz.livejournal.com/6942.html (accessed 03.10.2016).

20. Tracking Compass 2. Available at: http://www.zarya.info/Tracking/Compass-2.php (accessed 03.10.2016).

21. *Konversionnye kosmicheskie puski morskikh raket "Shtil'" mogut vozobnovit'sya – gendirektor "GRTs Makeeva"* [Conversion space marine launches of missiles "Calm" can be renewed – the General Director "GRTS Makeeva"]. Available at: http://www.militarynews.ru/story.asp?rid=1&nid=360608 (accessed: 09.09.2016).

22. Yudin M. S., Shevchenko G. Yu. [The use of military ballistic submarine-based missiles as launch vehicles for civilian purposes]. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavtiki: materialy XII Mezhdunar. nauchno-praktich. konf.* [Actual problems of aviation and Astronautics: materials of the XII Intern. scientific-practical. Conf.] Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2016, Vol. 1, P. 178–179.

© Тестоедов Н. А., Двирный В. В.,
Крушенко Г. Г., Двирный Г. В., 2017

УДК 681.32

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 168–175

МАЖОРИТИРОВАНИЕ НА ОСНОВЕ ТРИСТАБИЛЬНЫХ БУФЕРОВ ДЛЯ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСОВ

С. Ф. Тюрин

Пермский национальный исследовательский политехнический университет
Российская Федерация, 614990, г. Пермь, просп. Комсомольский, 29
E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru

Для аэрокосмических вычислительных комплексов крайне актуальна разработка радиационно стойкой элементной базы. В FPGA Virtex фирмы Xilinx используются мажоритарные элементы на основе буферов с тремя состояниями с целью реализации тройного резервирования (Triple Module Redundancy, TMR) для обеспечения радиационной стойкости. Моделируются мажоритарные элементы (элементы голосования по большинству) на основе буферов с тремя состояниями на выходе. Предложен вариант реализации, соответствующий описанию, приведённому в документации производителя, без детального раскрытия схемного решения.

Ключевые слова: *ПЛИС FPGA, мажоритирование, мажоритар, тристабильный буфер.*

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 168–175

MODELING FAULT TOLERANT ELEMENT FOR AEROSPACE COMPUTER COMPLEXES

S. F. Tyurin

Perm National Research Polytechnic University
29, Komsomol'skiy Av., Perm, 614990, Russian Federation
E-mail: tyurinsergfeo@yandex.ru

For aerospace computer systems it is extremely urgent to develop radiation-resistant components. The methods of ensuring the radiation resistance by creating a special architecture – RHBD (Radiation Hardened by Design) include structural triple redundancy (Triple Modular Redundancy, TMR) or majority voting. Triple Module Redundancy Design Techniques with the majority element of the three-state buffers used when creating projects for the programmable logic Xilinx FPGAs Virtex type to reduce radiation-induced switching of logic elements and memory elements. In this electronic circuit parts used in the majority of schemes mentioned sources and documentation of manufacturers were not disclosed. In this regard, the analysis and modeling of such schemes in order to clarify their feature are of great interest. The buffer circuit requires wired "AND" using Pullup resistor. Running simulations of majority vote circuit based on the tri-state buffer output in system circuit simulation National Instruments Electronics Workbench Group. However, simulations show that the majority circuit given on the description is not workable. Nevertheless, in the in the datasheet states that in Virtex FPGA is used so-called Virtex Horizontal Bus Logic. Implemented majority function, converted on the basis of the distribution law of the Boolean algebra of logic. The paper proposes a scheme based on a two-stage connection buffers, which corresponds to the logic described in the datasheet. This scheme is consistent with one of the circuit in which two buffers are used at the output of each LUT. A variant of implementation, the appropriate description given in the manufacturer's documentation, without disclosing detailed circuit design is offered. In the future, it is advisable to consider redundancy within their buffers.

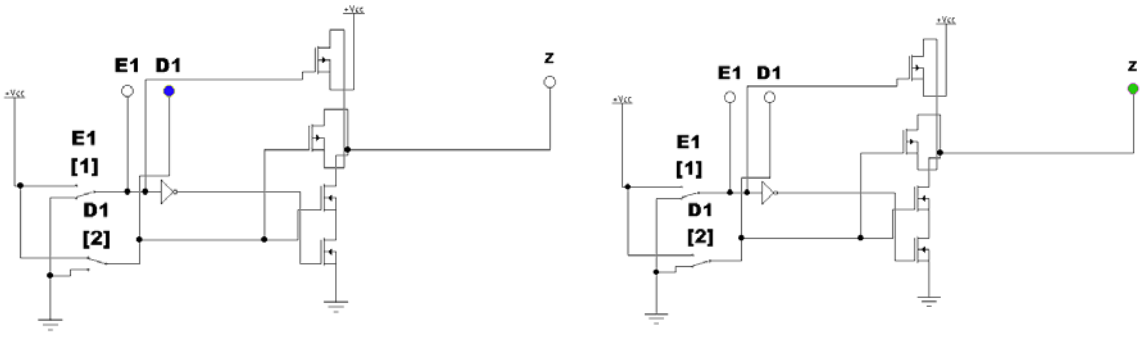
Keywords: FPGA, Triple Module Redundancy, Majority Vote Circuit, 3-State Buffer.

Введение. Надёжность применения [1; 2] цифровой аппаратуры для аэрокосмических вычислительных комплексов определяется в том числе и её радиационной стойкостью [3–5]. Радиационная стойкость – это свойство аппаратуры, комплектующих элементов и материалов выполнять свои функции и сохранять параметры в пределах установленных норм во время или после ионизирующего излучения [1]. Лидером создания радиационно стойких микросхем за рубежом является компания Atmel [4; 5]. Для обеспечения радиационной стойкости применяют дорогостоящие технологии, например, кремний на диэлектрике. Используют отключение питания на период воздействия тяжёлых заряженных частиц, помехоустойчивое кодирование, сохранение нескольких состояний шины данных с некоторым интервалом для последующего голосования по большинству голосов, например, «два из трёх», «три из пяти». Методы обеспечения радиационной

стойкости путём создания специальной архитектуры – RHBD (Radiation Hardened By Design) включают тройное структурное резервирование (Triple Modular Redundancy, TMR) или мажоритирование (голосование по большинству). Мажоритарное резервирование также используется в программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС) – FPGA [6] (Field-Programmable Gate Array) серии VirtexTM фирмы Xilinx [7–9]. При этом схемотехнические детали применяемых мажоритарных схем в указанных источниках и документации фирм-производителей не раскрываются. В связи с этим вызывает интерес анализ и моделирование таких схем с целью выяснения их особенностей.

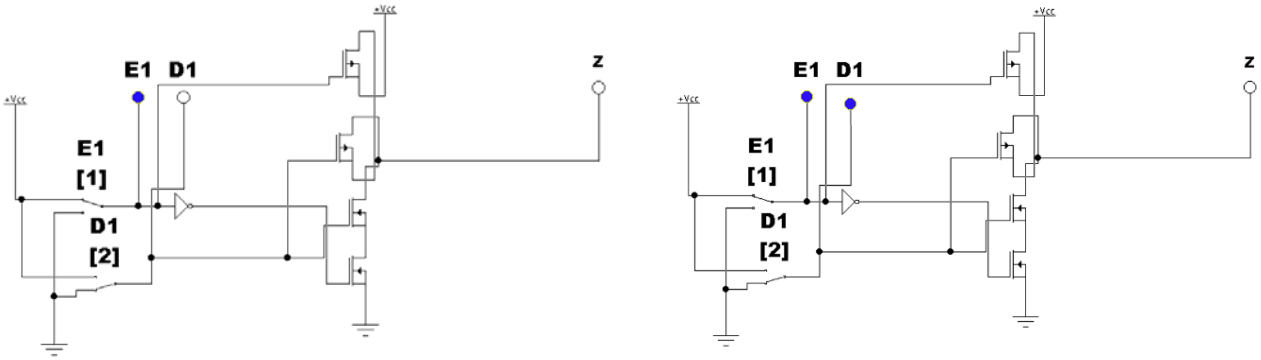
Тристабильные буферы. Вычисление мажоритарной функции по выходам трёх каналов с раздельным питанием A, B, C в ПЛИС типа FPGA может выполняться в так называемых LUT (Look Up Table), которые представляют собой ПЗУ на основе мультиплексора, входы данных которого и фиксируют заданную логическую функцию [5]. В архитектуре VirtexTM фирмы Xilinx [6] описано использование для этих целей внутренних тристабильных буферов (3-State Buffers, BUFT). Рассмотрим модель тристабильного буфера в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group [9] (рис. 1, 2).

Таким образом, на рис. 2 показана реализация третьего состояния (высокоимпедансного состояния) на выходе буфера. Согласно [7–9] мажоритирование реализуется по схеме на основе тристабильных буферов (рис. 3).



а *б*

Рис. 1. Тристабильный буфер на основе инвертора. Разрешение E1 = 0 (активно):
а – передача D1 = 1; *б* – передача D1 = 0



а *б*

Рис. 2. Тристабильный буфер на основе инвертора. Разрешение E1 = 1 (неактивно):
а – попытка передачи D1 = 1; *б* – попытка передачи D1 = 0

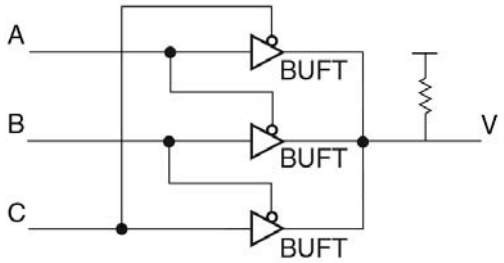
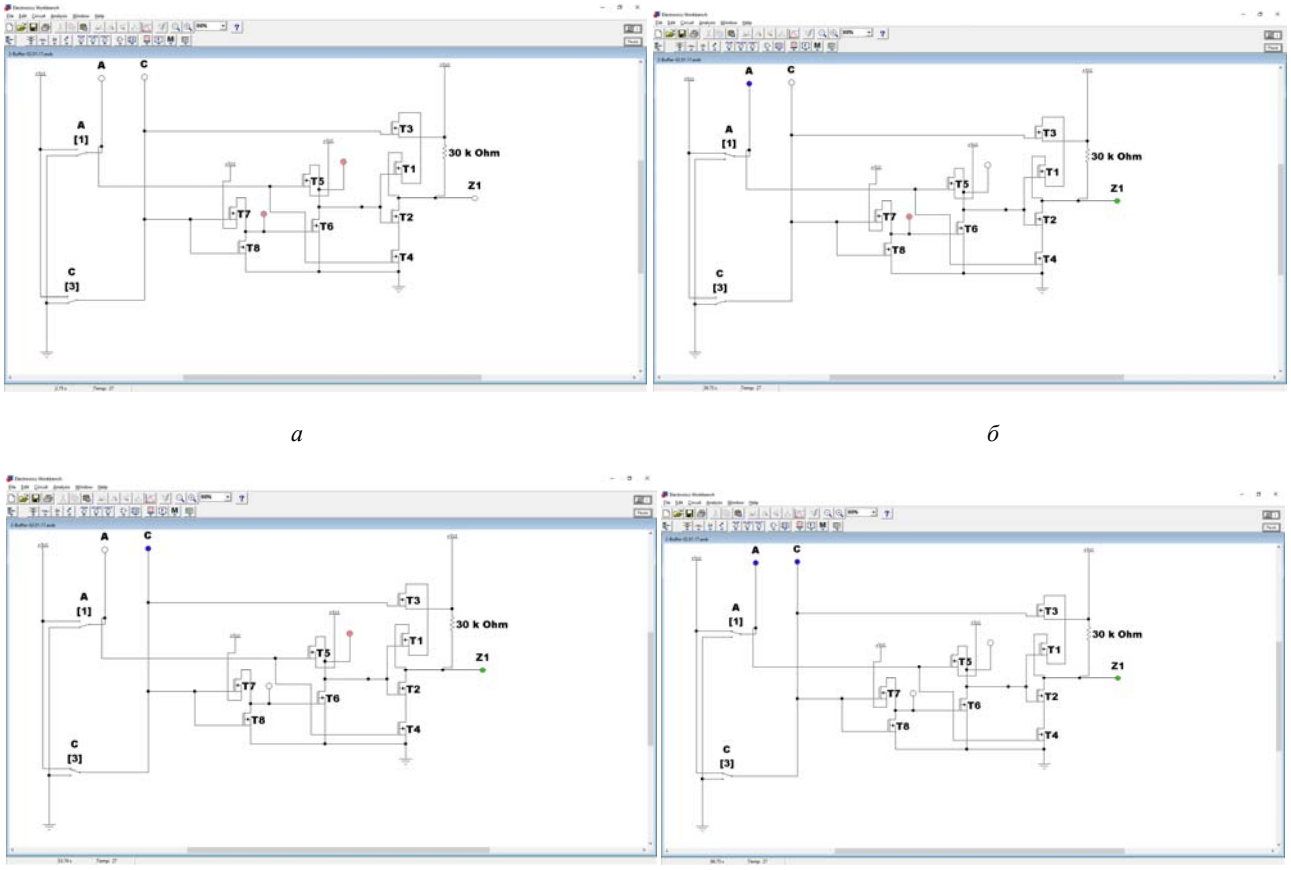


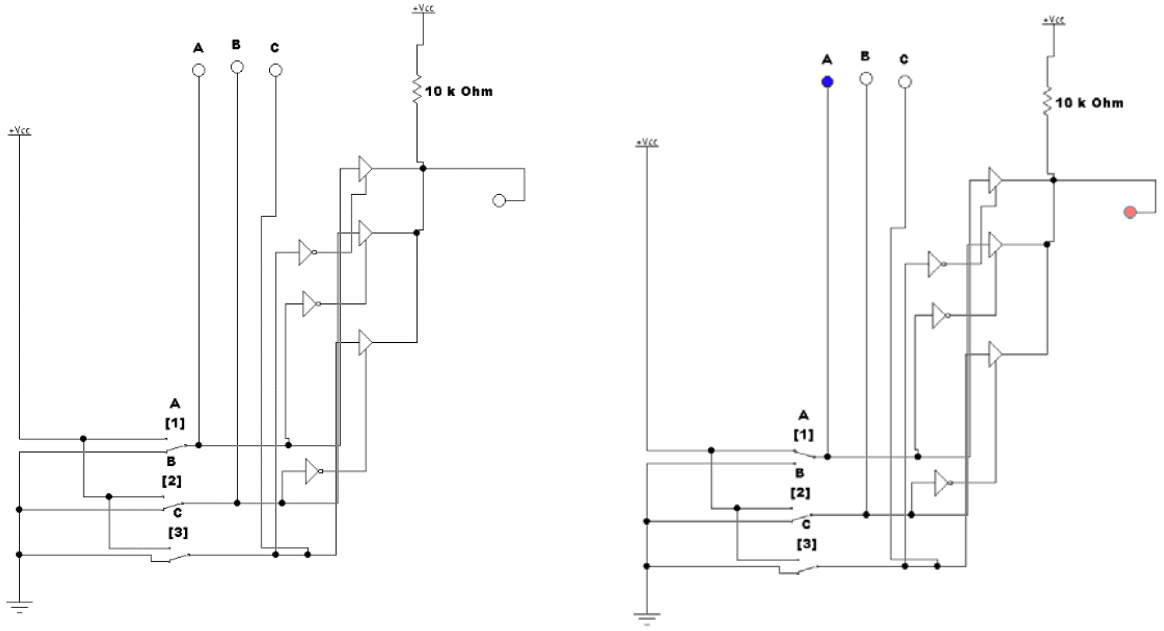
Рис. 3. Мажоритарное устройство (Majority Vote Circuit)
на основе тристабильных буферов



а *б*

в *г*

Рис. 4. Реализация буфера без инверсии данных с резистором Pullup на выходе:
а – выход в состоянии высокого импеданса, попытка передачи 0; *б* – выход в состоянии высокого импеданса, попытка передачи 1; *в* – имеется разрешающий сигнал, передача 1; *г* – имеется разрешающий сигнал, передача 0



а *б*

Рис. 5. Мажоритарный элемент на основе тристабильных буферов:
а – на наборе 000 на выходе 0; *б* – на наборе 100 на выходе 1

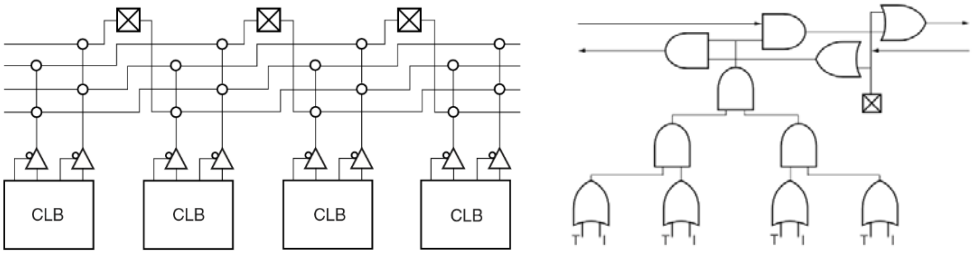
Схема рис. 3 предполагает монтажное «И» с использованием нагрузочного резистора (типа Pullup). Модель мажоритарного устройства на основе тристабильных буферов с использованием нагрузочного резистора 30 кОм в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group [10] представлена на рис. 4.

Таким образом, буфер функционирует: при наличии разрешения информация передаётся; передача данных осуществляется через два последовательно включенных инвертора на транзисторах T5, T6, T7, T8 соответственно. Транзисторы T3, T4 осуществляют формирование третьего состояния на выходе z1 при отсутствии разрешения = 0. При отсутствии разрешения на выходе возникает третье состояние, но за счёт резистора формируется сигнал 1.

Мажоритирование на основе тристабильных буферов. Модель мажоритарного устройства на основе тристабильных буферов, рассматриваемых как библиотечные элементы, в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group [10] представлена на рис. 5.

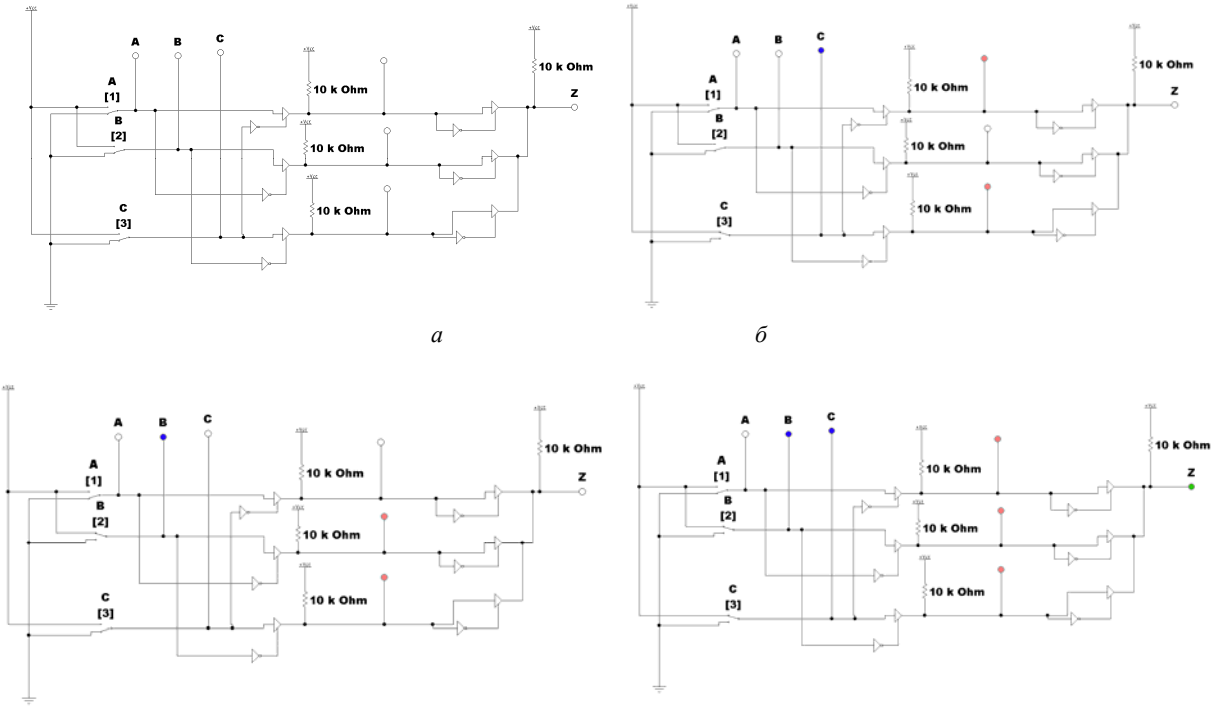
Таким образом, мажоритарная функция на выходе схемы рис. 5 не реализуется. Тем не менее, в [6] указано, что в ПЛИС Virtex используется так называемая логика горизонтальной шины (Virtex Horizontal Bus Logic) (рис. 6).

Таким образом, реализуется мажоритарная функция в виде AB +AC+ BC = (A+B)(A+C)(B+C). То есть выполнено преобразование с использованием дистрибутивного закона. Однако аппаратная реализация схемы (рис. 6, *б*) скрыта от пользователя. Предлагаемая реализация мажоритара со второй ступенью буферов в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group [10] изображена на рис. 7, 8.



а *б*

Рис. 6. Логика горизонтальной шины:
а – схема подключения буферов на выходе конфигурируемых логических блоков к горизонтальным шинам; *б* – эквивалентная схема мажоритарного устройства; T – сигнал управления третьим состоянием; I – информационный сигнал



а *б* *в* *г*

Рис. 7. Мажоритирование на основе тристабильных буферов
без использования LUT. Моделирование на наборах:
а – 000; *б* – 001; *в* – 010; *г* – 011

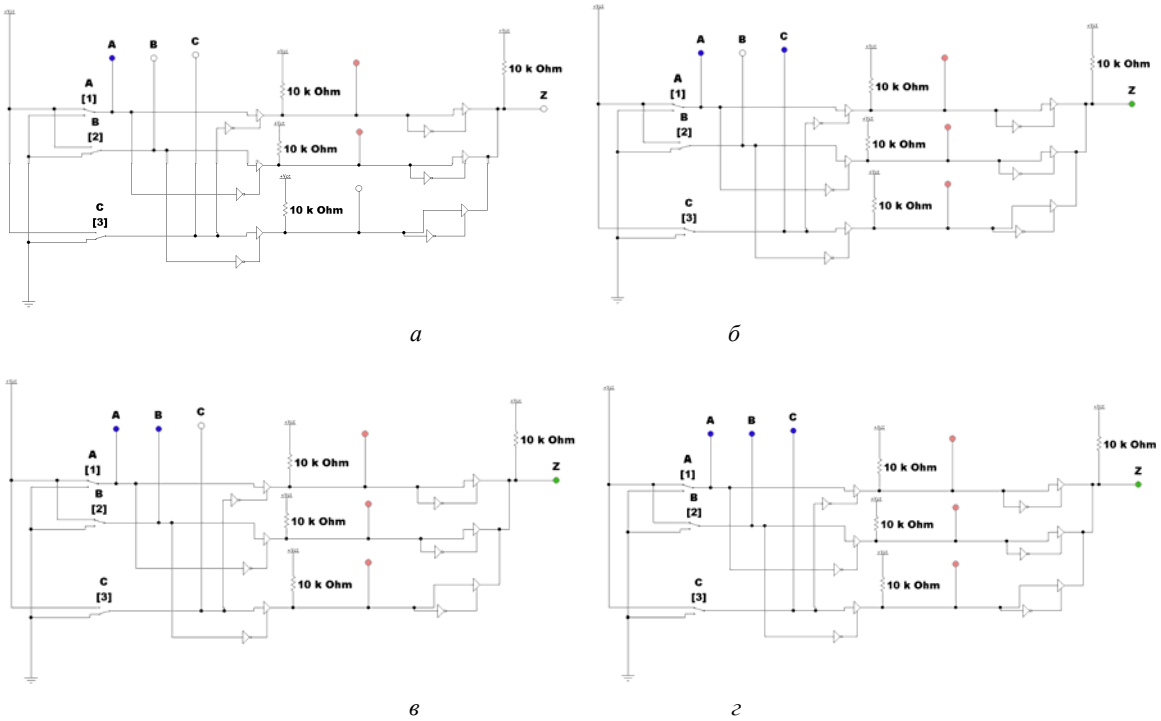
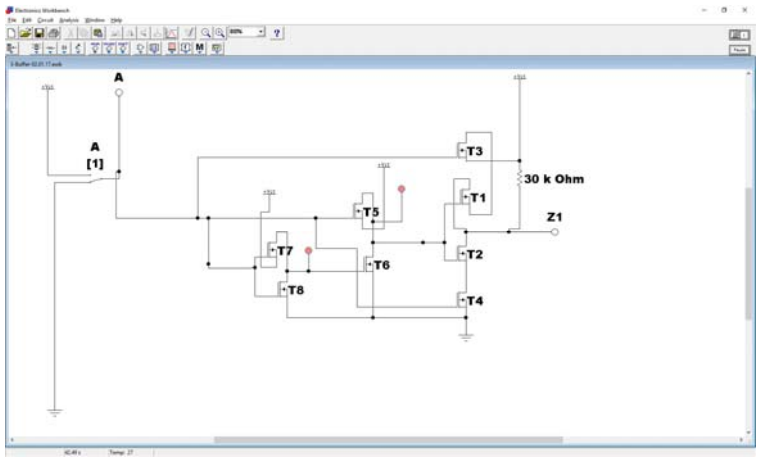
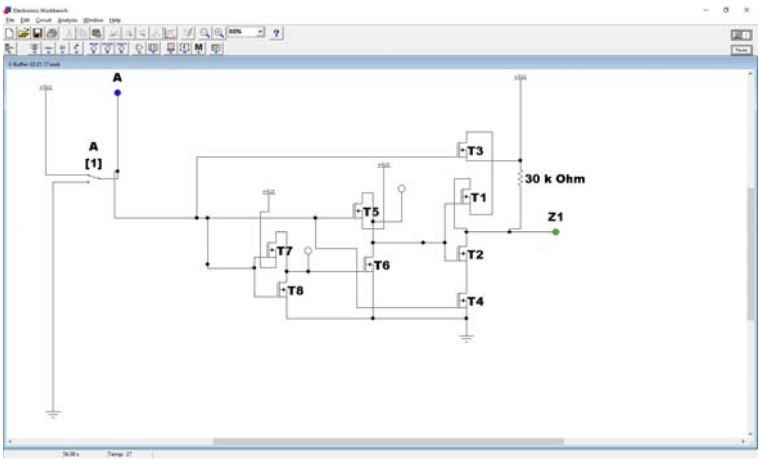


Рис. 8. Мажоритирование на основе тристабильных буферов без использования LUT.
Моделирование на наборах: *а* – 100; *б* – 101; *в* – 110; *г* – 111

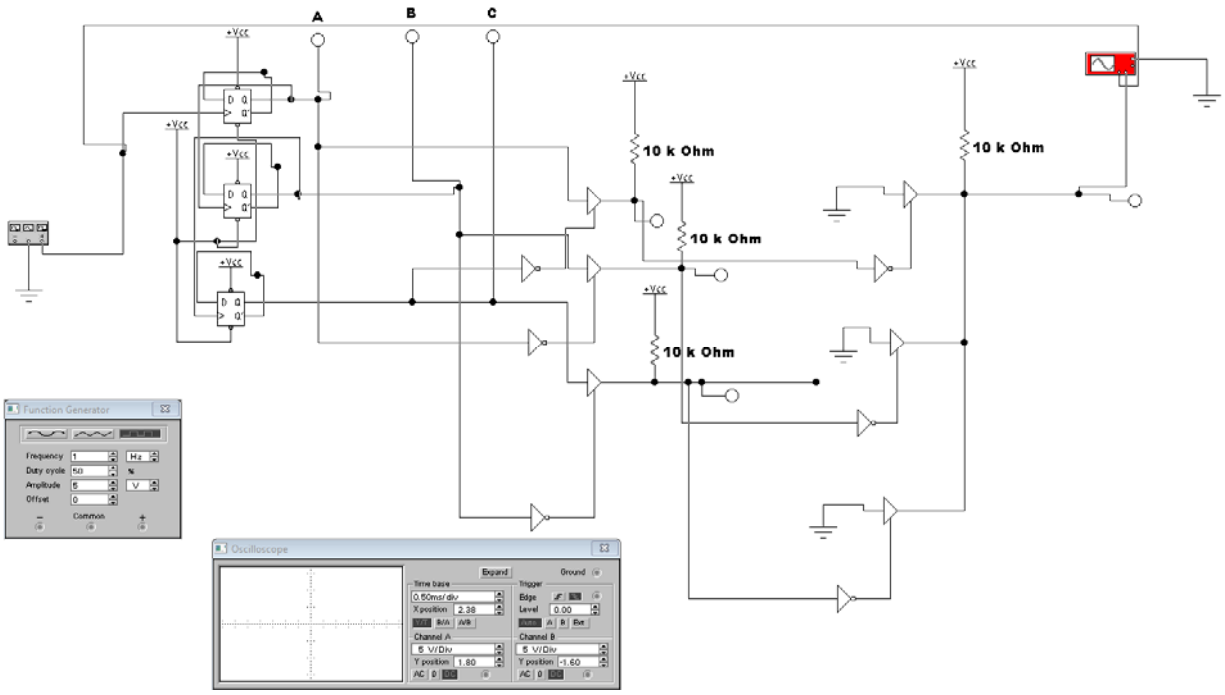


а

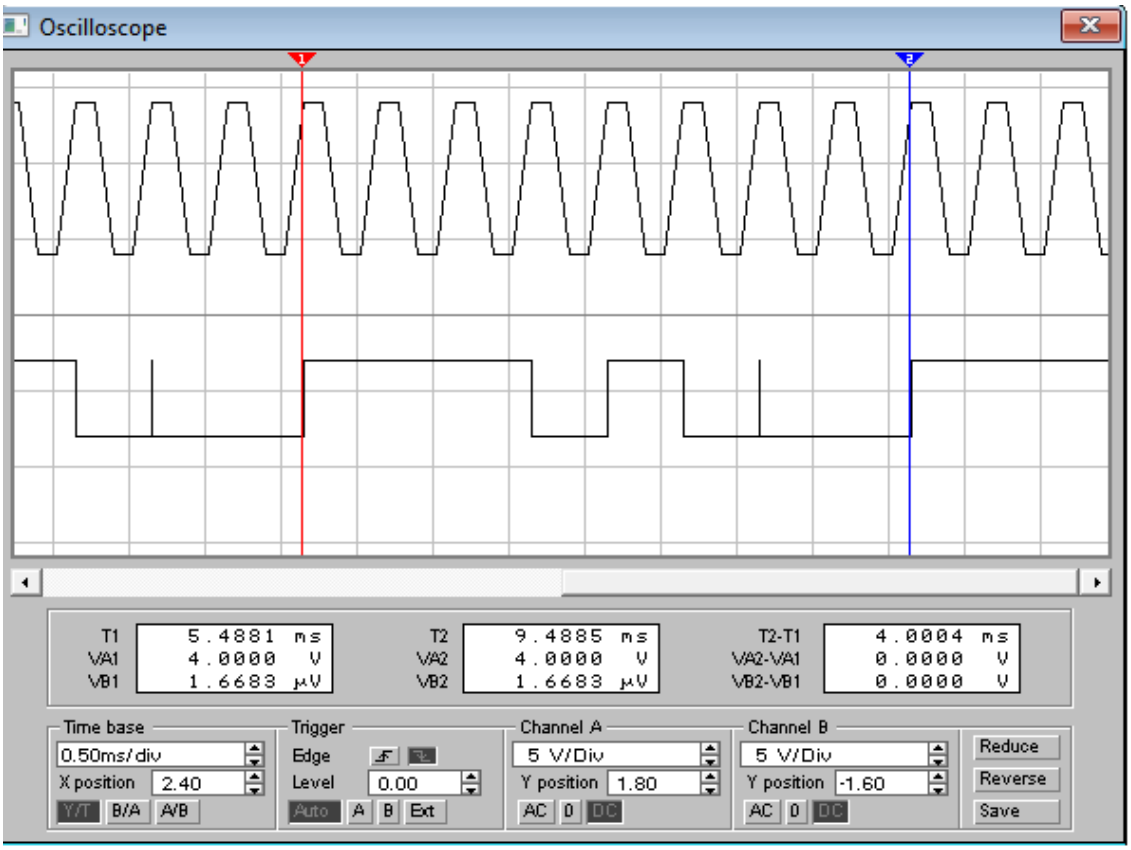


б

Рис. 9. Модель использования буфера во второй ступени мажоритара:
а – передача сигнала 0; *б* – высокоимпедансное состояние при передаче сигнала 1



а



б

Рис. 10. Результаты динамического моделирования мажоритирования на основе тристабильных буферов без использования LUT:
а – схема эксперимента; *б* – осциллограмма

Возможность использования второй ступени буферов подтверждает модель на уровне транзисторов, представленная на рис. 9.

Результаты динамического моделирования схемы на рис. 7, 8 представлены на рис. 10.

Заключение. В ПЛИС Virtex фирмы Xilinx при реализации троирования с целью повышения радиационной стойкости аэрокосмической аппаратуры используются встроенные схемы выбора «2 из 3-х» или мажоритирования (голосования по большинству

голосов – Majority Voter Circuit). В Virtex реализуются мажоритарные функции на основе внутренних буферных элементов с тремя состояниями на выходе, отсутствующие в ПЛИС других производителей. Моделирование такого мажоритара, использующего соединение выходов буферов с нагрузочным резистором (типа Pullup), в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group показало, что схема неработоспособна в связи с конфликтом сигналов на выходах буферов. Тем не менее, производитель утверждает, что при использовании логики горизонтальной шины конфликты исключены. Однако конкретное схемное решение не представлено, вероятно, производитель намеренно его не раскрывает. Предложенный в статье вариант реализации мажоритаров с использованием дополнительной ступени буферных элементов согласуется с логикой горизонтальной шины (Virtex Horizontal Bus Logic), так как на выходе каждого конфигурируемого логического блока указано два буферных элемента. Выполненное статическое и динамическое моделирование в системе схемотехнического моделирования National Instruments Electronics Workbench Group подтвердило работоспособность предложенных вариантов мажоритаров. В дальнейшем целесообразно рассмотреть вопрос резервирования внутри самих буферов в соответствии с принципами, изложенными в [11–14].

Библиографические ссылки

1. ГОСТ 27.002–89. Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. М. : Издательство стандартов, 1990. 42 с.
2. Шубинский И. Б. Надежные отказоустойчивые информационные системы. Методы синтеза. М. ; Ульяновск : Печ. двор, 2016. 544 с.
3. ГОСТ 18298–79. Стойкость аппаратуры, комплектующих элементов и материалов радиационная. Термины и определения [Электронный ресурс]. URL: http://www.internet-law.ru/gosts/gost/4457/ (дата обращения: 30.12.2016).
4. Donald C. M., Ronald C. L. Designing Integrated Circuits to Withstand Space Radiation [Электронный ресурс]. URL: http://www.aero.org/publications/crosslink/summer2003/06.html (дата обращения: 10.01.2017).
5. Юдинцев В. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надёжность в космосе и на земле [Электронный ресурс] // Электроника: Наука, Технология, Бизнес : журнал. URL: http://www.electronics.ru/files/article_pdf/0/article_592_363.pdf (дата обращения: 11.01.2017).
6. Строгонов А., Цыбин С. Программируемая коммутация ПЛИС: взгляд изнутри [Электронный ресурс]. URL: http://www.kit-e.ru/articles/plis/2010_11_56.php (дата обращения: 12.01.2017).
7. Carl Carmichael. Triple Module Redundancy Design Techniques for Virtex FPGAs [Электронный ресурс]. URL: https://www.xilinx.com/support/documentation/application_notes/xapp197.pdf (дата обращения: 07.12.2016).
8. Xilinx Reduces Risk and Increases Efficiency for IEC61508 and ISO26262 Certified Safety Applications. WP461 (v1.0), April 9, 2015 [Электронный ресурс]. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/white_papers/wp461-functional-safety.pdf (дата обращения: 20.12.2016).
9. QPro Virtex-II 1.5V Platform FPGAs. DS122 (v3.0), April 7, 2014 [Электронный ресурс]. URL: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds122.pdf (дата обращения: 20.12.2016).
10. Сайт разработчика National Instruments [Электронный ресурс]. URL: http://www.ni.com/multisim/ (дата обращения: 22.12.2016).
11. Ульман Дж. Д. Вычислительные аспекты СБИС / пер. с англ. А. В. Неймана ; под ред. П. П. Пархоменко. М. : Радио и связь, 1990. 480 с.
12. Надежность и эффективность в технике : справочник. В 10 т. Т. 2. Математические методы в теории надежности и эффективности / под ред. Б. В. Гнеденко. М. : Машиностроение, 1987. 280 с.
13. Тюрин С. Ф. Функционально полные толерантные элементы ПЛИС FPGA для аэрокосмических вычислительных комплексов // Вестник СибГАУ. 2016. № 2. С. 484–489.
14. Тюрин С. Ф. Моделирование отказоустойчивого элемента для аэрокосмических вычислительных комплексов // Вестник СибГАУ. 2016. № 4. С. 1015–1019.

References

1. GOST 27.002–89. *Nadezhnost' v tekhnike Osnovnye ponyatiya. Terminy i opredeleniya.* Moscow, Standartinform Publ., 1990, 42 p. (In Russ.).
2. Shubinskij I. B. *Nadezhnye otkazoustojchivye informatsionnye sistemy. Metody sinteza* [Robust fault-tolerant information systems. Methods of synthesis]. Moscow; Ul'yanovsk, Pech. Dvor Publ., 2016, 544 p. (In Russ.).
3. GOST 18298–79. *Stoykost' apparatury, komplektuyushhikh ehlementov i materialov radiatsionnaya. Terminy i opredeleniya.* [Resistance equipment, components and materials radiating elements. Terms and Definitions]. Available at: http://www.internet-law.ru/gosts/gost/4457/ (accessed 10.1.2017). (In Russ.)
4. Donald C. Mayer, Ronald C. Lacoe. Designing Integrated Circuits to Withstand Space Radiation. Available at: http://www.aero.org/publications/crosslink/summer2003/06.html (accessed 11.1.2017).
5. Yudintsev V. [Radiation-resistant integrated circuits.]. *Elektronika: Nauka, Tekhnologiya, Biznes*. Available at: http://www.electronics.ru/files/article_pdf/0/article_592_363.pdf (accessed 12.1.2017). (In Russ.).
6. Strogonov A., Cybin S. *Programmiruemaya kommutatsiya PLIS: vzglyad iznutri* [Programmable switching FPGA: a view from the inside.] Available at: http://www.kit-e.ru/articles/plis/2010_11_56.php (accessed 11.1.2017). (In Russ.)
7. Carl Carmichael. Triple Module Redundancy Design Techniques for Virtex FPGAs. Available at: https://www.xilinx.com/support/documentation/application_notes/xapp197.pdf (accessed 07.12.2016).
8. Xilinx Reduces Risk and Increases Efficiency for IEC61508 and ISO26262 Certified Safety Applications.

WP461 (v1.0) April 9, 2015. Available at: http://www.xilinx.com/support/documentation/white_papers/wp461-functional-safety.pdf (accessed 20.12.2016).

9. QPro Virtex-II 1.5V Platform FPGAs. DS122 (v3.0) April 7, 2014. Available at: http://www.xilinx.com/support/documentation/data_sheets/ds122.pdf (accessed 20.12.2016).

10. *Sayt razrabotchika National Instruments* [National Instruments Developer Site]. Available at: http://www.ni.com/multisim/ (accessed 22.12.2016).

11. Ulman Dzh. D. *Vychislitelnye aspekty SBIS.* [Computational Aspects of VLSI]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1990, 480 p. (In Russ.).

12. *Nadezhnost i effektivnost v tekhnike: spravochnik:* [The reliability and efficacy in the technology: manual] Vol. 2. Matematicheskie metody v teorii nadezhnosti i effektivnosti. Ed. B. V. Gnedenko. – Moscow, Mashinostroenie Publ., 1987, 280 p. (In Russ.).

13. Tyurin S. F. [Functionally complete-tolerant FPGA elements for aerospace computer systems]. *Vestnik SibGAU*. 2016, No. 2, P. 484–489 (In Russ.).

14. Tyurin S. F. [Modeling fault tolerant element for aerospace computer systems]. *Vestnik SibGAU*. 2016, No. 4, P. 1115–1119 (In Russ.).

© Тюрин С. Ф., 2017

УДК 629.78.001

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 176–186

ДВУХРЕЖИМНЫЙ СПОСОБ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ И АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ ПРИ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Д. Г. Цируль[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: derek53@ya.ru

В настоящее время космические аппараты дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) нашли широкое практическое применение для решения различных социально-экономических задач, таких как получение информации с районов чрезвычайных ситуаций или районов со слаборазвитой наземной инфраструктурой. Существенным недостатком современных КА ДЗЗ является низкая оперативность получения информации с заданного района земной поверхности. Существующие способы снижения периодичности наблюдения заданного района земной поверхности предполагают значительное наращивание численного состава орбитальных группировок КА ДЗЗ. Однако данный способ требует значительных экономических затрат. Предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности. Данный способ предусматривает использование в процессе функционирования КА ДЗЗ режима глобального наблюдения и режима регионального наблюдения. Переход из одного режима наблюдения в другой предлагается осуществлять за счет изменения периода обращения КА вокруг Земли путем изменения большей полуоси рабочей орбиты с помощью маршевой двигательной установки. В рамках проводимых исследований была разработана методика определения основных параметров орбит глобального и регионального наблюдения. Для обеспечения прохождения трассы КА ДЗЗ через заданный район земной поверхности рассматривался вопрос фазирования при переходе в режим регионального наблюдения. В результате чего была разработана методика определения временных и энергетических затрат на изменение режима наблюдения. Исходя из необходимости математически описать взаимосвязь рабочей точки, принадлежащей орбите фазирования, с географическими координатами заданного района земной поверхности, была разработана методика расчета трасс КА ДЗЗ, функционирующих с применением двухрежимного способа наблюдения. Вышеперечисленные методики являются составными частями математической модели, описывающей двухрежимный способ наблюдения, которая послужит основой для формирования требований к перспективным двигателям, а также к двигательным и энергетическим установкам космических аппаратов. Сравнение двухрежимного способа наблюдения с известными способами повышения оперативности получения информации с заданных регионов показывает, что использование двухрежимного способа позволяет существенно снизить периодичность обзора при относительно небольших экономических и приемлемых энергетических затратах.

Ключевые слова: двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, повышение оперативности получения информации, дистанционное зондирование Земли.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 176–186

THE DUAL-MODE METHOD FOR MONITORING THE EARTH'S SURFACE AND THE ANALYSIS OF POSSIBLE USAGE IN THE OPERATION OF SPACECRAFT EARTH REMOTE SENSING

D. G. Tsirul[1*], V. I. Ermolaev[2]

[1]Design Bureau "Arsenal" M. V. Frunze
1-3, Komsomola Str., Saint-Petersburg, 195009, Russian Federation
[2]Baltic State Technical University "Voenmeh" D. F. Ustinov
1, 1 Krasnoarmeiskay Str., Saint-Petersburg, 190005, Russian Federation
[*]E-mail: derek53@ya.ru

At the moment the Earth's remote sensing spacecrafts (ERS SC) have found a wide practical application for solving different social and economical objectives, such as getting the information from emergency areas or areas with a low developed ground infrastructure. The major disadvantage of modern ERS SCs is a low efficiency of getting the

information from the specified areas of the ground. The existing ways to decrease supervision frequency for a specified ground surface area suppose a vast increase of ERS SC group's number. However, this way requires large economic costs. The authors have proposed a dual-mode method for monitoring the Earth's surface. This way foresees to use a mode of global supervision and a mode of regional supervision while in ERC SC operation. The transfer from one mode to another is proposed to be performed by the period change of SC's circuit of Earth with changing the bigger semi-axis of working orbit using a service propulsion system. In the frames of performed researches a method was created to define the main orbit parameters for global and regional supervisions. To ensure an ERS SC to pass a way through the defined area of the Earth's surface, we considered phasing when transferring to the mode of regional supervision. As the result, it was developed a definition method of time and financial costs for the supervision mode changing. As it was required to describe mathematically the interconnection of working point, referring to the phasing orbit, with the geographical coordinates of the defined ground area, the authors have developed the method to calculate the ERS SC ways, operating with the application of the dual-mode method for monitoring. The mentioned above methods are the integral parts of the mathematic model, describing the dual-mode method for monitoring, which will become a basis for forming the requirements to the future engines and power plants of spacecrafts. The comparing of the two-mode supervision way with other known ways of increasing the efficiency of getting information from defined regions shows that the application of the dual-mode method allows to decrease essentially the period of survey frequencies with relatively low economic costs and acceptable power consumption.

Keywords: the dual-mode method for monitoring the Earth's surface, increasing the efficiency of getting information, remote sensing of the Earth.

Введение. Проводимые в процессе развития ракетно-космической техники исследования направлены не только на изучение и освоение дальнего космического пространства, но и на улучшение наземной инфраструктуры за счет использования космических аппаратов различного назначения в околоземном космическом пространстве. Широко используются спутники связи, метеорологические КА, аппараты, решающие вопросы геодезии, и т. д. Но все же одной из наиболее важных областей практического применения космических аппаратов остается дистанционное зондирование Земли [1]. КА ДЗЗ применяют для решения различных социально-экономических задач. Существенным недостатком современных орбитальных группировок данного класса является низкая оперативность получения информации с заданного района земной поверхности [2]. Уменьшение периодичности обзора в ближайшей перспективе предполагается за счет существенного наращивания количества КА ДЗЗ в составе орбитальных группировок. Однако такой подход требует значительных экономических затрат. В связи с этим возникает необходимость разработки новых способов повышения оперативности получения информации с заданного района поверхности Земли при ограниченных экономических затратах [3]. Для решения данной задачи, в первую очередь, необходимо произвести анализ принципов орбитального функционирования космических аппаратов [4–6].

Суть двухрежимного способа наблюдения. В результате проведенных исследований установлено, что КА ДЗЗ решают два типа задач: плановые задачи глобальной съемки земной поверхности и оперативные задачи съемки отдельных регионов [7]. В связи с этим был предложен двухрежимный способ наблюдения земной поверхности [3]. Данный способ предусматривает использование в процессе функционирования КА ДЗЗ двух режимов наблюдения земной поверхности: режима глобального наблюдения и режима регионального наблюдения.

Под режимом глобального наблюдения (РГН) понимается плановая периодическая съемка всей или значительной части поверхности Земли. Данный режим используется существующими КА ДЗЗ.

Под режимом регионального наблюдения (РРН) понимается оперативная съемка заданного района на поверхности Земли с малой периодичностью. Данный режим целесообразно использовать при возникновении чрезвычайных ситуаций или при решении социально-экономических задач в регионах со слаборазвитой наземной инфраструктурой.

Переход из одного режима наблюдения в другой предлагается осуществлять за счет изменения периода обращения КА вокруг Земли путем изменения большей полуоси рабочей орбиты с помощью маршевой двигательной установки КА [8; 9].

Основным режимом наблюдения является режим глобального наблюдения. Данный режим реализуется за счет нахождения КА ДЗЗ на кратной геосинхронной орбите с периодом обращения, обеспечивающим ежесуточное смещение трассы полета на величину ширины полосы обзора КА ДЗЗ. При возникновении необходимости наблюдения заданного района земной поверхности с низкой периодичностью аппарат переводят в режим регионального наблюдения. Для этого осуществляется переход с кратной геосинхронной орбиты на близкую компланарную суточно-синхронную орбиту, обеспечивающую ежесуточное повторение трассы [7].

Такой подход позволяет снизить периодичность получения оперативной информации при ограниченном количестве КА в составе орбитальной группировки и одновременно сохранить возможность глобального обзора земной поверхности, необходимую для решения плановых задач.

Методика определения основных параметров орбит. Для исследования предложенного двухрежимного способа наблюдения земной поверхности были установлены параметры рабочих орбит, обеспечивающие реализацию указанных режимов наблюдения, и проведено оценивание снижения периодичности обзора. В процессе проведения исследований рассматривались следующие параметры землеобзора, представленные на рис. 1:

– $\gamma_{об}$ – угол обзора КА;
– $\psi_{об}$ – геоцентрический угол обзора КА;
– B – ширина полосы обзора;
– σ – минимальный угол возвышения КА над горизонтом.

Данные параметры землеобзора связаны между собой следующими соотношениями:

$$\gamma_{об} = \arcsin\left(\frac{R_з \cos\sigma}{R_з + H}\right), \quad (1)$$

$$\psi_{об} = \frac{\pi}{2} - \gamma_{об} - \sigma, \quad (2)$$

$$B = 2\,\psi_{об}\,R_з, \quad (3)$$

где $R_З$ – радиус Земли; H – высота орбиты КА.

При использовании данных соотношений значение минимального угла возвышения КА над местным горизонтом, определяемое типом используемой бортовой аппаратуры дистанционного зондирования, принималось в качестве исходной величины, а высота орбиты КА являлась искомым параметром.

Функционирование КА ДЗЗ в РРН предполагает максимально оперативное получение информации о заданном районе. Наиболее частое прохождение трассы аппарата через заданный район может быть обеспечено за счет использования суточно-синхронных орбит. Суточно-синхронными называются орбиты, для которых цикличность трассы КА составляет сутки. Для таких орбит количество витков, совершаемых КА в течение звездных суток, должно быть целым числом [7]. Данный параметр называют также кратностью орбиты. Кратность орбиты определяется соотношением

$$n_р = \frac{T_З}{T_Р}, \quad (4)$$

где $T_З$ – звездные сутки; $T_Р$ – период обращения КА по орбите регионального наблюдения.

Используя формулу для определения периода обращения КА, можно получить следующее выражение для высоты орбиты регионального наблюдения:

$$H_Р = \sqrt[3]{\frac{K_З\,T_З^2}{4\pi^2\,n_р^2}} - R_З, \quad (5)$$

где $K_З$ – гравитационный параметр Земли.

Проведенный анализ трасс полета показал, что при использовании околополярных орбит, в том числе солнечно-синхронных, можно обеспечить обзор любого района, лежащего в заданном диапазоне широт на поверхности Земли, дважды в сутки. Для этого необходимо определить положение оптимальной рабочей точки на орбите регионального наблюдения. При этом наблюдение заданного региона осуществляется на восходящих и нисходящих витках орбиты.

Таким образом, для околополярных орбит выражение для периодичности обзора в РРН можно представить следующим образом:

$$T_{ОР} = \frac{1}{N}, \quad (6)$$

где N – количество КА в орбитальной группировке.

В табл. 1 приведены основные параметры орбит регионального наблюдения и значения периодичностей обзора заданного района земной поверхности при использовании одного КА в составе орбитальной группировки в диапазоне высот 200–1850 км.

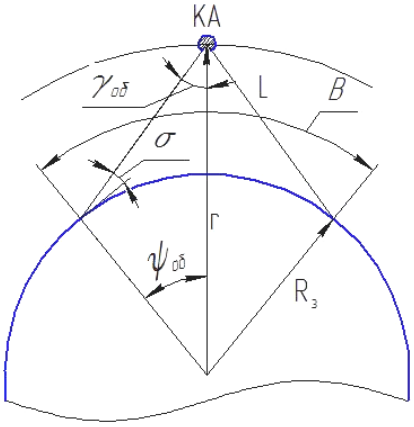


Рис. 1. Параметры землеобзора КА

Таблица 1

Основные параметры круговых орбит регионального наблюдения

Число витков орбиты в сутки	$n_р$	12	13	14	15	16
Период обращения	$T_р$, с	7180	6628	6155	5744	5386
Межвитковое расстояние	$\Delta\lambda_{м.в}$, град	30	27,7	25,7	24	22,5
Высота орбиты	$H_р$, км	1673	1255	887,7	561,4	269,4
Периодичность обзора	$T_{ОР}$, сут	1	1	1	1	1

С учетом достигнутого уровня развития целевых систем дистанционного зондирования Земли, аэродинамического сопротивления атмосферы и полученных значений периодичности обзора, для РРН наиболее предпочтительными являются орбиты высотой 561,4 и 887,7 км.

Функционирование КА ДЗЗ в РГН предполагает периодическое зондирование всей или значительной части поверхности Земли. Для глобального обзора земной поверхности КА должен находиться на орбите, обеспечивающей суточное смещение трассы КА в восточном или западном направлении на ширину полосы обзора. Суточное смещение трассы КА имеет место в случае, когда отношение звездных суток к периоду обращения по орбите не является целым числом:

$$n_{\Gamma} = \frac{T_{З}}{T_{\Gamma}}. \qquad (7)$$

Для обеспечения примыкания полос обзора величина суточного смещения трассы КА должна быть равной геоцентрическому углу обзора КА. При использовании смещения трассы КА в западном направлении имеем

$$\Delta\lambda_{сут} = 2\psi_{об.Г}, \qquad (8)$$

где $\psi_{об.Г}$ – геоцентрический угол обзора с орбиты глобального наблюдения.

Суточное смещение трассы связано с межвитковым смещением трассы соотношением

$$\Delta\lambda_{сут} = (1 - \{n_{\Gamma}\})\,\Delta\lambda_{м.в}, \qquad (9)$$

где $\{n_{\Gamma}\}$ – дробная часть значения n_{Γ}.

Зависимость межвиткового смещения трассы и числа витков орбиты за сутки описывается соотношением

$$\Delta\lambda_{м.в} = \frac{2\pi}{n_{\Gamma}}. \qquad (10)$$

Запишем очевидное равенство:

$$1 - \{n_{\Gamma}\} = \left([n_{\Gamma}] + 1\right) - n_{\Gamma}, \qquad (11)$$

где $[n_{\Gamma}]$ – целая часть значения n_{Γ}.

Используя выражения (7)–(11), получаем формулу для определения требуемого значения n_{Γ}:

$$n_{\Gamma} = \frac{[n_{\Gamma}] + 1}{\frac{\psi_{об.Г}}{\pi} + 1}. \qquad (12)$$

Для обеспечения суточного смещения трассы КА по долготе в восточном направлении должно выполняться условие

$$\Delta\lambda_{сут} = \Delta\lambda_{м.в} - 2\psi_{об.Г}. \qquad (13)$$

Аналогично получаем формулу для определения требуемого значения n_{Γ} при смещении трассы в восточном направлении:

$$n_{\Gamma} = \frac{[n_{\Gamma}]}{1 - \frac{\psi_{об.Г}}{\pi}}. \qquad (14)$$

Используя выражение для периода обращения по орбите

$$T_{\Gamma} = 2\pi\sqrt{\frac{\left(H_{\Gamma} + R_{З}\right)^{3}}{K_{З}}}, \qquad (15)$$

из решения трансцендентных уравнений (12) и (14) получаем значения высот орбит глобального наблюдения H_{Γ} для заданных целых чисел $[n_{\Gamma}]$.

Периодичность обзора в РГН можно определить по формуле:

$$T_{ОГ} = \frac{\Delta\lambda_{м.в}}{2\psi_{об.Г}\,N}. \qquad (16)$$

В табл. 2 и 3 приведены параметры орбит глобального наблюдения для западного и восточного смещения трассы КА в диапазоне высот 200–1850 км, полученные при помощи выведенных соотношений. При проведении расчетов значение минимального угла возвышения КА над горизонтом принималось равным σ = 65°. Значения периодичностей обзора приведены для случая использования в составе орбитальной группировки одного КА.

Таблица 2

Основные параметры круговых орбит глобального наблюдения для западного смещения трассы

Межвитковый сдвиг	$\Delta\lambda_{м.в}$, град	31	28,4	26,22	24,3	22,64
Число витков орбиты в сутки	n_{Γ}	11,62	12,67	13,73	14,81	15,9
Высота орбиты	H_{Γ}, км	1847	1387	982	621,7	298,7
Периодичность обзора	$T_{ОГ}$, сут	2,6	3,0	3,7	5,2	9,5

Таблица 3

Основные параметры круговых орбит глобального наблюдения для восточного смещения трассы

Межвитковый сдвиг	$\Delta\lambda_{м.в}$, град	29,15	27,07	25,3	23	22,4
Число витков орбиты в сутки	n_{Γ}	12,35	13,3	14,24	15,7	16,09
Высота орбиты	H_{Γ}, км	1522	1142	807,6	510,8	245,2
Периодичность обзора	$T_{ОГ}$, сут	2,9	3,4	4,3	6,0	11,3

Из представленных таблиц видно, что РГН обеспечивает глобальность обзора, но имеет низкую оперативность получения информации, а РРН обеспечивает высокую оперативность получения информации с заданного района на поверхности Земли, но не обеспечивает обзор всей земной поверхности. В связи с этим целесообразно использовать сочетание данных режимов в процессе функционирования КА ДЗЗ.

Исследование временных и энергетических затрат на изменение режима наблюдения. В связи с тем, что более жесткие требования к оперативности предъявляются при переходе из РГН в РРН, во время проведения исследований рассматривался именно этот случай.

Возможные способы изменения режима наблюдения можно разделить на два вида [10]:

– изменение режима наблюдения без использования орбиты фазирования;

– изменение режима наблюдения с использования орбиты фазирования.

На рис. 2 изображен способ изменения режима наблюдения без использования орбиты фазирования. Суть данного способа заключается в том, что при поступлении команды на переход из РГН в РРН космический аппарат остается на ОГН (участок $КА_0$–$КА_1$) до наступления такого взаимного положения между КА и рабочей точкой (РТ) на ОРН, когда гомановский переход с ОГН на ОРН (участок $КА_1$–$КА_2$, $РТ_2$) обеспечит попадание КА в требуемую рабочую точку на ОРН.

Математически данный способ можно описать следующей системой уравнений:

$$\varphi_{РТ} - \varphi_{КА} = \varphi_{СМ}, \quad (17)$$

$$\varphi_{КА} = t_{Ф} \cdot \omega_{Г} + \pi, \quad (18)$$

$$\varphi_{РТ} = \omega_{Р}(t_{Ф} + t_{П}), \quad (19)$$

$$t_{П} = \pi\sqrt{\frac{(r_{Г} + r_{Р})^3}{8K_{з}}}, \quad (20)$$

где $\varphi_{КА}$ – угловое перемещение КА за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{РТ}$ – угловое перемещение рабочей точки на ОРН за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{СМ}$ – угол между КА и рабочей точкой в начальный момент времени; $\omega_{Г}$ – угловая скорость вращения КА по ОГН; $\omega_{Р}$ – угловая скорость вращения рабочей точки по ОРН; $t_{Ф}$ – время фазирования (ожидание начала маневра) на ОГН; $t_{П}$ – время выполнение маневра (гомановского перелета).

Подставляя соотношения (18)–(20) в (17), получаем выражение для определения времени фазирования на ОГН:

$$t_{Ф} = \frac{\pi\left(1 - \sqrt{\frac{(r_{Г} + r_{Р})^3}{8r_{Р}^3}}\right) + \varphi_{СМ}}{\sqrt{K_{З}}\left(\frac{1}{r_{Р}^{3/2}} - \frac{1}{r_{Г}^{3/2}}\right)}. \quad (21)$$

Время изменения режима наблюдения (ИРН) представляет собой сумму:

$$t_{ИРН} = t_{Ф} + t_{П}. \quad (22)$$

Суммарное импульсное приращение скорости на изменение режима наблюдения без использования орбиты фазирования представляет собой сумму импульсных приращений скоростей на активных участках:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2. \quad (23)$$

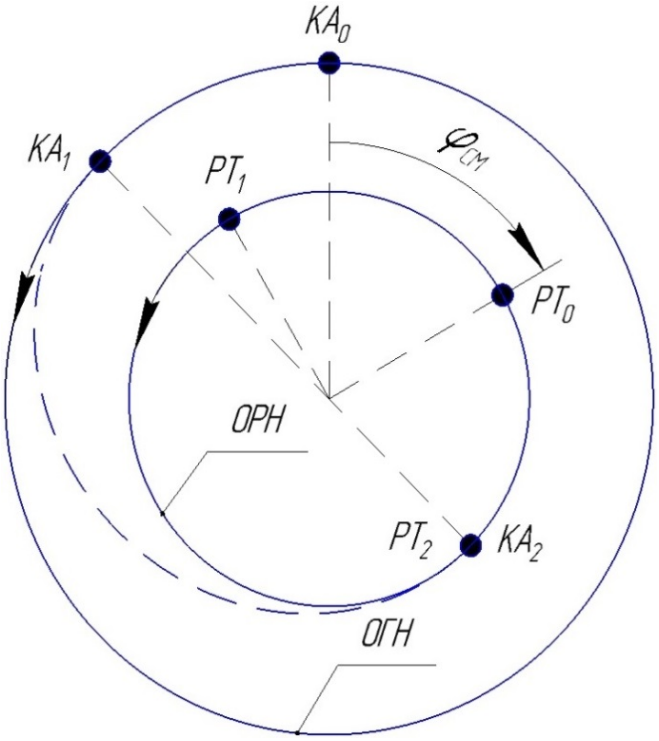


Рис. 2. Изменение режима наблюдения
без использования орбиты фазирования

Выражения для импульсных приращений скоростей на активных участках можно представить следующим образом [4]:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Г}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2r_Р}{r_Г + r_Р}}\right), \quad (24)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Р}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2r_Г}{r_Г + r_Р}} - 1\right). \quad (25)$$

На рис. 3 изображен способ изменения режима наблюдения с использованием орбиты фазирования. При использовании данного способа в момент поступления команды на переход из РГН в РРН космический аппарат совершает перелет по гомановской схеме с ОГН на орбиту фазирования (участок $КА_0$–$КА_1$). На орбите фазирования КА находится (участок $КА_1$–$КА_2$) до наступления такого взаимного положения между КА и рабочей точкой на ОРН, когда гомановский переход с ОГН на ОРН (участок $КА_2$–$КА_3$, $РТ_3$) обеспечит попадание КА в требуемую рабочую точку.

Математически данный способ можно описать следующей системой уравнений:

$$\varphi_{РТ} - \varphi_{КА} = \varphi_{СМ}, \quad (26)$$

$$\varphi_{КА} = \pi + t_Ф \cdot \omega_Ф + \pi, \quad (27)$$

$$\varphi_{РТ} = \omega_Р (t_{П1} + t_Ф + t_{П2}), \quad (28)$$

$$t_{П1} = \pi\sqrt{\frac{(r_Г + r_Ф)^3}{8K_з}}, \quad (29)$$

$$t_{П2} = \pi\sqrt{\frac{(r_Ф + r_Р)^3}{8K_з}}, \quad (30)$$

где $t_{П1}$ – время перелета с ОГН на орбиту фазирования; $t_{П2}$ – время перелета с орбиты фазирования на ОРН; $r_Ф$ – радиус орбиты фазирования.

Подставляя соотношения (27)–(30) в (26), получаем выражение для времени фазирования на орбите фазирования:

$$t_Ф = \frac{\varphi_{СМ} + 2\pi - \frac{\pi}{r_Р^{3/2}}\left(\sqrt{\frac{(r_Г + r_Ф)^3}{8}} + \sqrt{\frac{(r_Ф + r_Р)^3}{8}}\right)}{\sqrt{K_З}\left(\frac{1}{r_Р^{3/2}} - \frac{1}{r_Ф^{3/2}}\right)}. \quad (31)$$

Время изменения режима наблюдения при использовании орбиты фазирования представляет собой сумму:

$$t_{ИРН} = t_{П1} + t_Ф + t_{П2}. \quad (32)$$

Двухимпульсный компланарный перелет между круговыми орбитами осуществляется по полуэллипсу Гомана. Перелет требует изменения скорости в перигее и апогее этого полуэллипса. В случае использования орбиты фазирования таких перелета будет два [11].

Суммарное импульсное приращение скорости на изменение режима наблюдения при использовании орбиты фазирования представляет собой сумму:

$$\Delta V_\Sigma = \Delta V_0 + \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3. \quad (33)$$

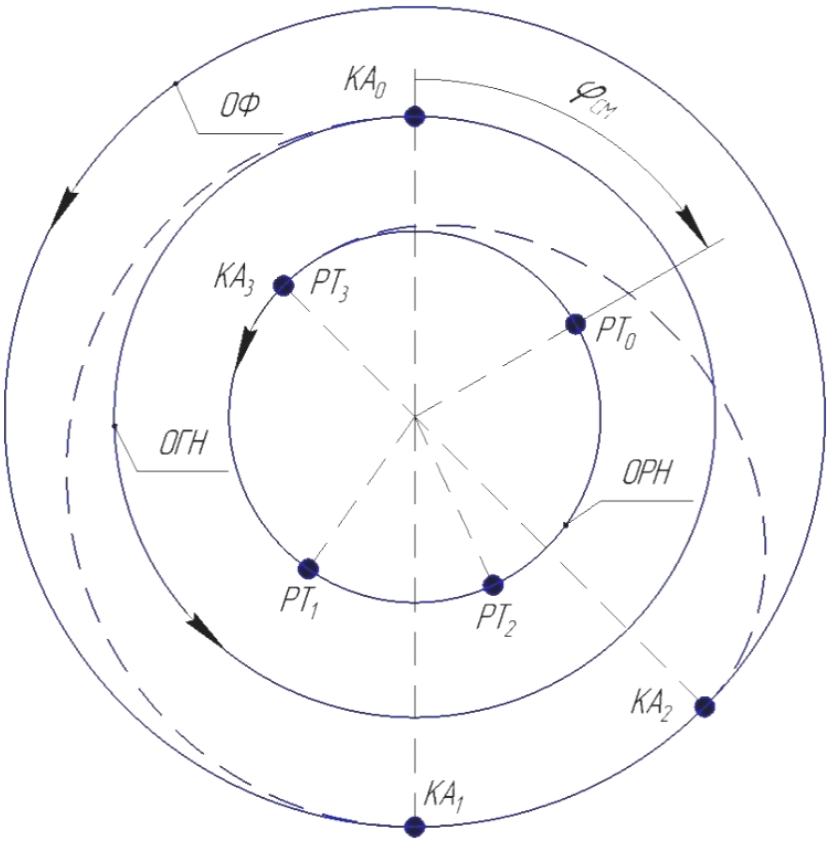


Рис. 3. Изменение режима наблюдения с использованием орбиты фазирования

Выражения для импульсных приращений скоростей на активных участках можно представить следующим образом:

$$\Delta V_0 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Г}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2r_Ф}{r_Ф + r_Г}} - 1 \right), \quad (34)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Ф}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2r_Г}{r_Ф + r_Г}} \right), \quad (35)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Ф}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2r_Р}{r_Ф + r_Р}} \right), \quad (36)$$

$$\Delta V_3 = \sqrt{\frac{K_З}{r_Р}} \cdot \left(\sqrt{\frac{2r_Ф}{r_Ф + r_Р}} - 1 \right). \quad (37)$$

С учетом достигнутого уровня развития целевой аппаратуры ДЗЗ, предпочтительным является использование орбиты глобального наблюдения высотой 621,7 км и орбиты регионального наблюдения высотой 561,4 км. В связи с этим расчеты проводились для случая использования данных орбит [12].

На рис. 4 представлена зависимость времени изменения режима наблюдения от угла между КА и рабочей точкой в начальный момент времени при изменении режима наблюдения без использования орбиты фазирования.

Из представленной зависимости видно, что при использовании первого способа время изменения режима наблюдения существенно зависит от начального углового смещения между КА и РТ на ОРН. Это обусловлено близостью высот ОГН и ОРН.

На рис. 5 представлена зависимость времени изменения режима наблюдения от разности высот между орбитой фазирования и ОГН.

Из представленной зависимости видно, что использование орбиты фазирования позволяет существенно снизить время изменения режима наблюдения.

На рис. 6 представлена зависимость времени изменения режима наблюдения от суммарного импульсного приращения скорости для случая использования орбиты фазирования.

Данная зависимость показывает, что для существенного снижения времени изменения режима наблюдения требуются относительно небольшие энергетические затраты.

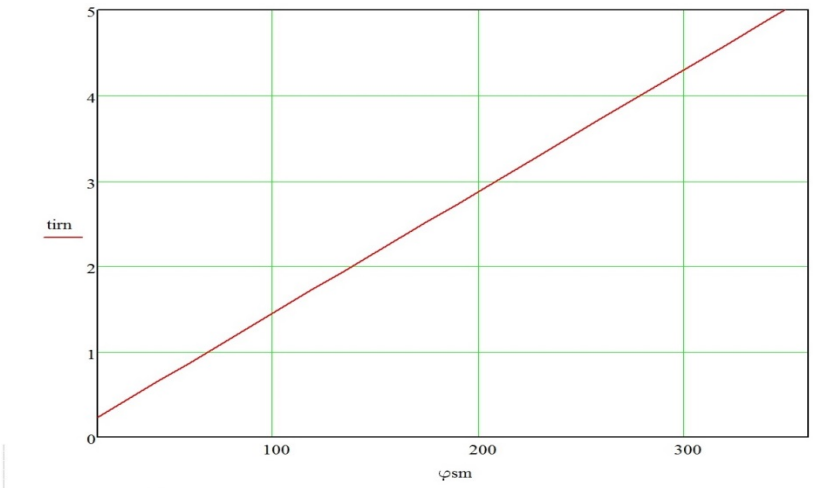


Рис. 4. Зависимость $t_{ИРН}$ от $\varphi_{СМ}$

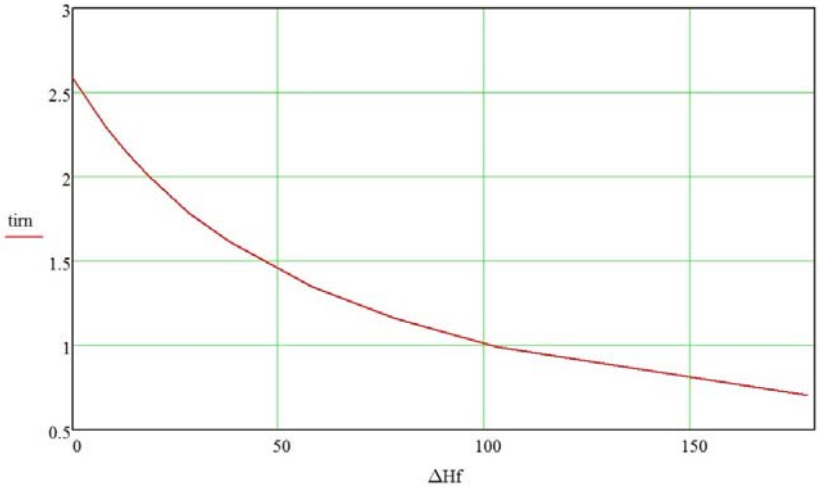


Рис. 5. Зависимость $t_{ИРН}$ от $\Delta H_{Ф\text{-}Г}$

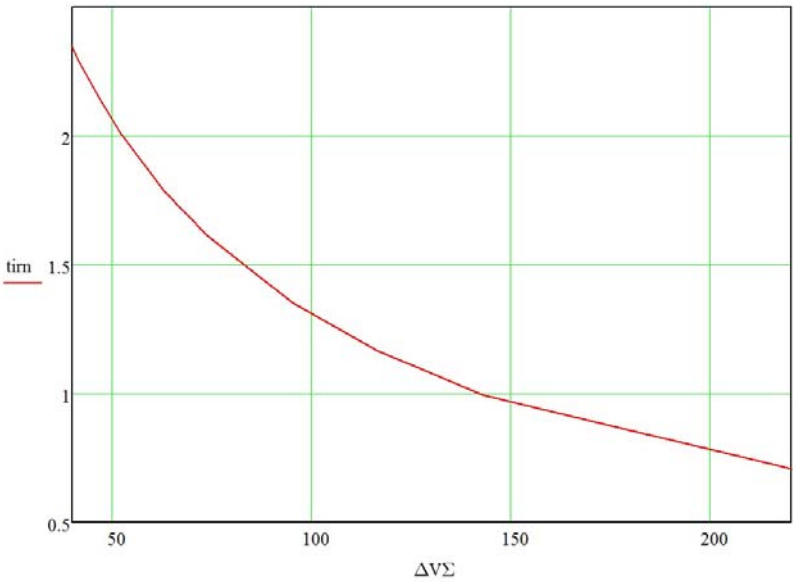


Рис. 6. Зависимость $t_{ИРН}$ от ΔV_{Σ}

Методика расчета трасс КА ДЗЗ для описанных режимов наблюдения. Данная методика позволяет произвести сравнительный анализ периодичности наблюдения заданного района земной поверхности КА ДЗЗ, функционирующего в режимах глобального и регионального наблюдения [13].

Математически данную методику можно описать уравнениями.

$$\sin\varphi = \sin i \cdot \sin u, \tag{38}$$

$$\lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda - \omega_З \cdot \frac{u}{\omega_{КА}}, \tag{39}$$

$$\Delta\lambda = \begin{cases} \arcsin\left(\dfrac{\operatorname{tg}\varphi}{\operatorname{tg} i}\right), \text{при } 0 \le u \le \dfrac{\pi}{2}, \\ \pi - \arcsin\left(\dfrac{\operatorname{tg}\varphi}{\operatorname{tg} i}\right), \text{при } \dfrac{\pi}{2} \le u \le \dfrac{3\pi}{2}, \\ 2\pi + \arcsin\left(\dfrac{\operatorname{tg}\varphi}{\operatorname{tg} i}\right), \text{при } \dfrac{3\pi}{2} \le u \le 2\pi, \end{cases} \tag{40}$$

где φ – широта подспутниковой точки; λ – долгота подспутниковой точки; λ_0 – начальная долгота подспутниковой точки; $\Delta\lambda$ – изменение долготы подспутниковой точки; i – наклонение орбиты; u – аргумент широты; $\omega_З$ – угловая скорость вращения Земли; $\omega_{КА}$ – угловая скорость вращения КА.

Представленная методика расчета трасс КА ДЗЗ является частью математической модели, описывающей двухрежимный способ наблюдения земной поверхности. На следующем этапе исследования будет описана взаимосвязь рабочей точки, принадлежащей орбите регионального наблюдения, и географических координат заданного района земной поверхности, что позволит усовершенствовать методику определения временных и энергетических затрат на изменение режима наблюдения.

В результате, математическая модель, описывающая двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, позволит сформировать требования к перспективным двигателям и энергетическим установкам КА ДЗЗ, что даст возможность увеличить эффективность их использования.

С помощью разработанной методики были определены трассы КА ДЗЗ, функционирующего в различных режимах наблюдения. На рис. 7 представлена трасса КА ДЗЗ, функционирующего в режиме глобального наблюдения, движущегося по круговой околополярной кратной геосинхронной орбите высотой 510,8 км и наклонением 83,6 град. Для рассмотренного случая цикл замыкания трассы составляет более 5 суток, в течение которых заданный район земной поверхности попадёт в полосу обзора КА ДЗЗ в лучшем случае два раза: на одном восходящем и на одном нисходящем витках. Таким образом, периодичность обзора заданного района земной поверхности составит минимум 2,5 суток.

На рис. 7 представлена трасса КА ДЗЗ с суточным смещением трассы в восточном направлении.

На рис. 8 представлена трасса КА ДЗЗ, функционирующего в режиме регионального наблюдения. В этом режиме используется околополярная круговая суточно-синхронная орбита высотой 561,4 км и наклонением 83,6 град, обеспечивающая отсутствие ежесуточного сдвига трассы. Трасса аппарата, движущегося по такой орбите, повторяется приблизительно через сутки, точнее через период вращения Земли вокруг своей оси относительно восходящего узла орбиты. В результате периодичность обзора заданного района снижается в 3–6 раз по сравнению с периодичностью обзора заданного района аппаратом, функционирующим в режиме глобального наблюдения.

При помощи фазирования в процессе перехода представляется возможным наблюдение интересующих объектов заданного района преимущественно в надир, что обеспечивает высокое качество получаемой информации.

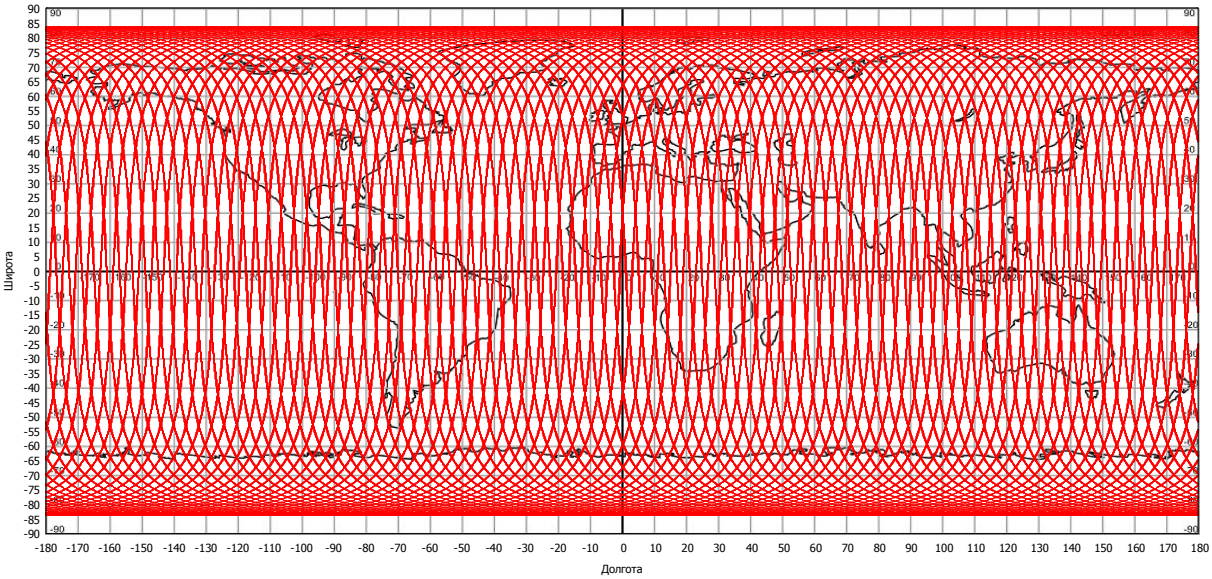


Рис. 7. Трасса КА ДЗЗ, функционирующего в режиме глобального наблюдения

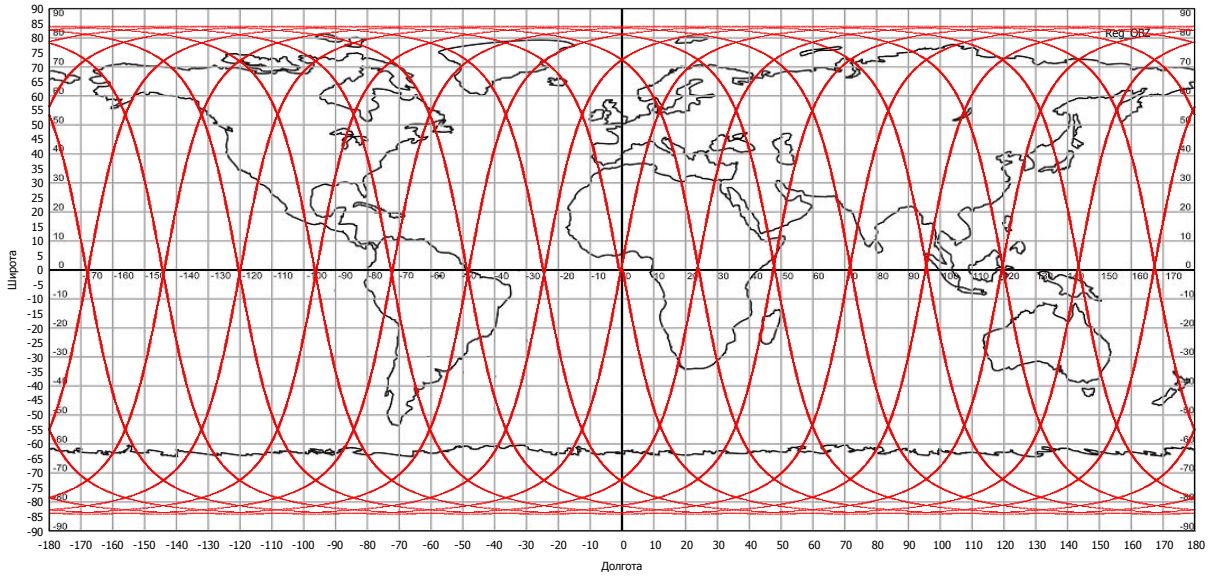


Рис. 8. Трасса аппарата, функционирующего в режиме регионального наблюдения

Из сравнения приведенных трасс также видно, что в режиме регионального наблюдения не обеспечивается глобальность обзора земной поверхности. В связи с этим после наблюдения заданного района в течение требуемого времени необходимо перевести КА ДЗЗ на исходную кратную геосинхронную орбиту, обеспечивающую реализацию режима глобального наблюдения.

Также хотелось бы отметить, что при использовании в составе орбитальной группировки более одного КА ДЗЗ, способного осуществлять переходы между режимами наблюдения, представляется возможным уменьшить периодичность обзора заданного района земной поверхности до нескольких часов, что на данный момент является недостижимым для орбитальных группировок, в составе которых функционирует менее десяти КА ДЗЗ.

Анализ возможности применения. Средняя разность высот между соседними орбитами глобального и регионального наблюдения составляет 70 км [3]. Величина суммарного импульсного приращения скорости для изменения режима наблюдения составляет величину порядка 40–70 м/с.

Данные величины свидетельствуют об относительно невысоких энергетических затратах на использование предложенного двухрежимного способа наблюдения. В свою очередь, экономические затраты на создание группировки, функционирующей с применением предложенного двухрежимного способа наблюдения, значительно меньше, чем экономические затраты, связанные с вариантом увеличения количественного состава существующих орбитальных группировок.

Реализация данного способа целесообразна, прежде всего, для малых и средних КА (масса КА не превышает 3 т), для которых увеличение маневренных возможностей не ограничено жесткими требованиями к их массовым характеристикам, обусловленным возможностями средств выведения [14]. В процессе исследования были рассмотрены характеристики космических аппаратов наблюдения, представленных в [15]. Краткий перечень рассмотренных аппаратов приведен в табл. 4.

Таблица 4

Краткий перечень рассмотренных КА ДЗЗ

Название КА		Масса КА, кг	Масса специального комплекса, кг	Масса топлива, кг	Суммарный запас характеристической скорости, м/с
RapidEye		154	43	12	202
TanDEM-X		1341,3	400	120	234,3
TerraSAR-X		1293,5	394	78	155,5
Sentinel-2		1180	230	130	291,8
Eros-B		290	40	60	579,5
Серия КА	Ofeq-1	225	36	15	172,4
	Ofeq-10	400	45	70	480,9
TECSAR		300	100	40	357,75
Cartosat-2		680	120	69	267,5
«Канопус-В»		400	110	10	213,7
THEOS		720	120	80	294,5
Kompsat-1		470	100	73	421,9

Масса специального комплекса КА ДЗЗ малого и среднего класса составляет от 36 до 500 кг. Масса платформ, способных обеспечить нормальное функционирование подобных специальных комплексов, варьируется от 100 до 2000 кг. Анализ данных, представленных в табл. 4, позволяет судить о возможности применения двухрежимного способа наблюдения земной поверхности при функционировании существующих и перспективных КА ДЗЗ малого и среднего классов.

Среднее значение запаса характеристической скорости рассмотренных существующих КА ДЗЗ составляет 310 м/с. Данная величина обусловлена необходимостью проводить штатные коррекции орбиты с применением ДУ для поддержания ориентированного положения. При функционировании КА ДЗЗ с применением двухрежимного способа наблюдения целесообразно иметь возможность совершать переход в РРН с возвращением в РГН хотя бы один раз в 6 месяцев в течение всего срока активного существования. Таким образом, необходимое увеличение запаса характеристической скорости составляет величину порядка 300–400 м/с. Для существующих малых и средних КА ДЗЗ увеличение запаса топлива, обеспечивающее необходимое увеличение запаса характеристической скорости, приведет к увеличению массы КА на 15–20 % и к незначительным конструктивным доработкам. Также хотелось бы отметить, что применение двухрежимного способа наблюдения позволит значительно увеличить как эффективность использования двигательных установок КА ДЗЗ, так и эффективность орбитальных группировок дистанционного зондирования Земли.

Заключение. В результате проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

1. Использование двухрежимного способа наблюдения земной поверхности позволяет обеспечить сочетание глобальности наблюдения земной поверхности с высокой оперативностью получения информации о заданных районах земной поверхности в определенные временные интервалы.

2. В режиме регионального наблюдения достигается снижение периодичности обзора требуемого района с 3–6 суток до 1 суток при использовании в составе орбитальной группировки одного КА ДЗЗ.

3. Сравнение двухрежимного способа наблюдения земной поверхности с известными способами повышения оперативности получения информации с заданных регионов показывает, что использование двухрежимного способа позволяет существенно снизить периодичность обзора при относительно небольших экономических затратах.

4. Математическая модель двухрежимного способа наблюдения земной поверхности является математической основой для формирования требований к перспективным двигателям и энергетическим установкам КА ДЗЗ.

Библиографические ссылки

1. Лебедев А. А., Нестеренко О. П. Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование. М. : Машиностроение, 1991. 225 с.

2. Инженерный справочник по космической технике / под ред. А. В. Солодова. М. : Воениздат, 1977. 362 с.

3. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Исследование оптимальных режимов наблюдения и параметров рабочих орбит космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Инновационный арсенал молодежи : тр. V науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2014. С. 109–114.

4. Gill E. Description of Keplerian Relative Motion in an Orbital Reference Frame / DLR/German Space Operations Center. TN 02-02. Oberp-faffenhofen. Germany, 2002. P. 1–7.

5. Battin R. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics / American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, VA, 1999. 796 p.

6. Brouwer D., and Clemence G. Methods of Celestial Mechanics / New York : Academic Press, 1961. 610 p.

7. Скребушевский Б. С. Формирование орбит космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1990. 256 с.

8. Власов С. А., Мамон П. А. Теория полёта космических аппаратов / Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского. СПб., 2003. 346 с.

9. Inalhan G., Tillerson M., and How J. P. Relative Dynamics and Control of Spacecraft Formations in Eccentric Orbits // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2002. Vol. 25, No. 1. P. 48–59.

10. Ермолаев В. И. Методы оптимизации параметров группового способа транспортного обеспечения систем космических аппаратов // Космонавтика – XXI век : сб. тр. Междунар. НТК. М. ; Калининград, 1991. С. 35–39.

11. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г., Ярошевский В. А. Маневрирование космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1970. 416 с.

12. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Исследование временных и энергетических затрат на изменение режима наблюдения КА ДЗЗ // Инновационный арсенал молодежи : тр. VI науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2015. С. 115–121.

13. Ермолаев В. И., Цируль Д. Г. Методика расчета трасс космических аппаратов дистанционного зондирования Земли для двухрежимного способа наблюдения земной поверхности // Инновационный арсенал молодежи : тр. VII науч.-техн. конф. / ФГУП «КБ «Арсенал» ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2016. С. 89–94.

14. Баринов Н. К., Бурдаев М. Н., Мамон П. А. Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1975. 270 с.

15. Дистанционное зондирование Земли : справ. пособие : в 3 кн. / В. Н. Блинов [и др.] // Омск : Изд-во ОмГТУ, 2013. 930 с.

References

1. Lebedev A. A., Nesterenko O. P. *Kosmicheskie sistemy nablyudeniya. Sintez i modelirovanie* [Space monitoring systems. Synthesis and simulation]. Moscow. Mashinostroyenie Publ., 1991, 225 p.

2. *Inzhenernyy spravochnik po kosmicheskoy tekhnike.* [Engineer guidebook on space-system engineering]. Ed. A. V. Solodova. Moscow, Voenizdat Publ., 1977, 362 p.

3. Ermolaev V. I., Tsirul D. G. [Research of optimal monitoring modes and working orbits parameters for the Earth remote sensing crafts]. *Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy pyatoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 5th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2014, P. 109–114 (In Russ.).

4. Gill E. Description of Keplerian Relative Motion in an Orbital Reference Frame. *DLR/German Space Operations Center*. TN 02-02, Oberp-faffenhofen, Germany, 2002, P. 1–7.

5. Battin R. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1999, 796 p.

6. Brouwer D., Clemence G. Methods of Celestial Mechanics. Academic Press, New York, 1961, 610 p.

7. Skrebushavskiy B. S. *Formirovanie orbit kosmicheskikh apparatov* [Orbits forming for spacecrafts]. Moscow, Mashinostroyenie Publ., 1990, 256 p.

8. Vlasov S. A., Mamon P. A. *Teoriya poleta kosmicheskikh apparatov* [The theory of spacecrafts missions]. St. Petersburg, Voenno-kosmicheskaya akademiya im. A. F. Mozhayskogo Publ., 2003, 346 p.

9. Inalhan, G., Tillerson, M., How, J. P. Relative Dynamics and Control of Spacecraft Formations in Eccentric Orbits. *Journal of Guidance, Control and Dynamics.* 2002, Vol. 25, No. 1, P. 48–59.

10. Ermolaev V. I. [Optimization methods for parameters of a group way transport-ware of spacecrafts systems]. *Sbornik trudov mezhdunarodnoy NTK "Kosmonavtika – XXI vek"* [List of proceedings of STC "Cosmonavtika – XXI century". Moscow–Kaliningrad, 1991, P. 35–39 (In Russ.).

11. Alekseyev K. B., Bebenin G. G., Yaroshevskiy V. A. *Manevrirovanie kosmicheskikh apparatov* [Maneuvering of spacecrafts]. Moscow, Mashinostroyenie Publ., 1970, 416 p.

12. Ermolaev V. I., Tsirul D. G. [Research of time and energy costs for the changing of ERS SC monitoring mode change]. *Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy shestoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* Innovative Arsenal Youth: Proc. 6th Scientific and Technical Conference]. St.Petersburg, 2015, P. 115–121 (In Russ.).

13. Ermolaev V. I., Tsirul D. G. [Calculation method for the ways of the Earth remote sensing spacecrafts for the dual-mode method for monitoring the Earth's surface] *Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy sed'moy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Innovative Arsenal Youth: Proc. 7th Scientific and Technical Conference]. St. Petersburg, 2016, P. 89–94 (In Russ.).

14. Barinov N. K., Burdaev M. N., Mamon P. A. *Dinamika i printsipy postroeniya orbital'nykh sistem kosmicheskikh apparatov* [Dynamics and principals of orbit systems construction for spacecrafts]. Moscow, Mashinostroyenie Publ., 1975, 270 p.

15. Blinov V. N., Ivanov N. N. *Distantsionnoe zondirovanie Zemli: spravochnoe posobie: v 3 knigakh* [Remote sensing of the Earth: handbook: in 3 books]. Omsk, OmSTU Publ., 2013, 930 p.

© Цируль Д. Г., Ермолаев В. И., 2017

Раздел
Part
3

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И МАТЕРИАЛЫ

TECHNOLOGICAL PROCESSES AND MATERIALS SCIENCE

УДК 681.2-2

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 188–194

СТАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМ СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ НА ОСНОВЕ КОЛЬЦЕВЫХ УПРУГИХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

И. В. Антонец[1], В. А. Борсоев[1], А. В. Кацура[2*], С. М. Степанов[1]

[1]Ульяновский государственный технический университет
Российская Федерация, 432027, г. Ульяновск, ул. Северный Венец, 32
[2]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[*]E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

Весоизмерительные устройства являются техническими средствами систем управления транспортно-складскими комплексами, которые не только осуществляют учет перемещаемых грузов, но и оптимизируют процесс перемещения, в частности, подъемно-транспортных механизмов периодического действия. Вместе с тем, при использовании автоматических весов, работающих в условиях динамических нагрузок, необходимо решить задачи расширения диапазона и минимизации времени измерения при заданной величине чувствительности. Создание весоизмерительных устройств на основе кольцевого упругого элемента (УЭ) и вторичного преобразователя величины деформации в электрический сигнал является перспективным направлением с учетом наилучшего сочетания конструктивных коэффициентов кольцевого УЭ (чувствительности, быстродействия и приведенной массы). Существующие весоизмерительные устройства, чувствительным элементом которых является упругое кольцо, работают в определенных интервалах нагрузки. Характерной особенностью известных весоизмерительных устройств является наличие порога чувствительности, не позволяющего осуществлять измерение малых сил с заданной точностью. С целью измерения нагрузки в диапазоне от десятков до сотен ньютонов с равной точностью во всем диапазоне, авторами разработаны оригинальные конструкции весоизмерительных устройств, у которых пара колец работает или последовательно, или параллельно. Проведены теоретические и экспериментальные исследования оригинальных конструкций силоизмерительных устройств с последовательной и параллельной работой пар кольцевых упругих чувствительных элементов (УЧЭ). Получено уравнение регрессии с коэффициентами значимости каждого фактора. Предложена последовательность выбора оптимальных параметров кольцевого УЧЭ. Представлено экспериментальное определение деформаций кольца от приложенной нагрузки на разрывной машине РМ-5. Нагрузки, прилагаемые к кольцу, изменялись в диапазоне от 1000 до 30 000 Н с шагом 1000 Н. Результаты проведенных экспериментальных исследований обрабатывались с помощью пакета прикладных программ Statgraphics. Сравнительный анализ данных показал, что экспериментальные значения деформации кольца отличаются от теоретических значений не более чем на 15 %, это свидетельствует об адекватности полученного теоретического выражения.

Ключевые слова: упругий чувствительный элемент, статические характеристики, величина деформации, конструктивный угол прилива, система УЧЭ.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 188–194

STATIC DATA OF STRENGTH MEASURING SYSTEMS DEVICE BASED ON THE ANNULAR ELASTIC SENSITIVE ELEMENTS OF VARIABLE SECTION

I. V. Antonets[1], V. A. Borsoev[1], A. V. Katsura[2*], S. M. Stepanov[1]

[1]Ulyanovsk State Technical University
32, Severnyy Venets Str., Ulyanovsk, 432027, Russian Federation
[2]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[*]E-mail: pnk-sibsau@mail.ru

Measuring devices are the technical means of control systems of transport and storage systems, which not only carry out the accounting of transported cargo, but also optimize the process of moving, in particular lifting-transport mechanisms of periodic action. However, when you use automatic weights, working in conditions of dynamic loads, it is necessary to solve the problem of extending the range and minimize the measurement time for a given value

of sensitivity. Creating, measuring devices based on the annular elastic element (UE) and a second Converter the amount of deformation into an electrical signal is a promising direction, taking into account the best combination of constructive factors of the ring SE: sensitivity, responsiveness, and given mass. Existing measuring device, which sensitive element is elastic ring, works in certain ranges of load. A characteristic feature of the known measuring devices is the presence of a sensitivity threshold; it does not allow one to measure small forces with a given precision. With the aim of measuring loads in the range from tens to hundreds of Newton with equal accuracy over the entire range, the authors have developed an original design of weighing devices, in which a pair of rings works or sequentially, or in parallel. Theoretical and experimental studies of original designs force measuring devices with series and parallel operation of pairs of annular elastic sensing elements (CMCS) have been conducted. The regression equation with coefficients of importance of each factor has been got. The sequence of selection of optimal parameters of ring CMCS has been proposed. Experimental determination of the deformation of the ring from applied load on a tensile testing machine RM-5 has been got. The load attached to the ring, changed in the range from 1000 to 30 000 N in increments of 1000 N. The results of the conducted experimental studies were processed using the software package "Statgraphics". Comparative data analysis showed that the experimental values of deformation rings differ from the theoretical values by not more than 15 %, which confirms the adequacy of the obtained theoretical expressions.

Keywords: elastic sensing element, static characteristics, the amount of deformation, structural angle of tide, CMC system.

Введение. Упругий элемент (УЭ) осуществляет преобразование силы, момента или давления в абсолютную (в перемещение) или относительную деформацию (просто деформацию). Изучая принципы преобразования физических величин в конкретных типах УЭ, в частности, для кольца постоянного сечения, можно установить [1] связь между входной и выходной величинами, написать функцию преобразования УЭ, что дает возможность рассчитать чувствительность УЭ в конкретном случае его использования.

Предлагаемая методика определения изгибающего момента и осевой силы в любом сечении кольца. Нами определена функция преобразования кольца переменного сечения, расчетная схема которого представлена на рис. 1.

Система является один раз статически неопределимой. Неизвестная реакция – момент *X*. Кольцо будем рассчитывать как стержень малой кривизны, так как

$$\frac{H}{R} < \frac{1}{5}. \qquad (1)$$

Для раскрытия статической неопределимости кольца необходимо [2; 3] составить каноническое уравнение:

$$y_{1F} + y_{11}X_1 = 0, \qquad (2)$$

откуда

$$X_1 = -\frac{y_{1F}}{y_{11}}, \qquad (3)$$

где y_{1F} – угол поворота от внешней нагрузки в сечении *1*; y_{11} – угол поворота в сечении *1* от единичного момента. Изгибающий момент от нагрузки:

$$M'_F = -0,5 \cdot \sin(\varphi), \qquad (4)$$

где φ – текущая угловая координата.

Момент от единичного силового фактора: $M'_1 = 1$.

Определим коэффициенты канонического уравнения:

$$y_{11} = 2\int_0^a \frac{Rd\varphi}{EIc} + 2\int_a^{\frac{\pi}{2}} \frac{Rd\varphi}{EI} = \frac{2R}{EI}\left[\frac{\pi}{2} - \alpha\left(1 - \frac{1}{c}\right)\right]; \qquad (5)$$

$$y_{1F} = -2\left[\int_0^{\alpha} \frac{FR^2 \sin\varphi d\varphi}{2EcI} + \int_{\alpha}^{\frac{\pi}{2}} \frac{ER^2 \sin\varphi d\varphi}{2EI}\right] = -\frac{FR^2}{EI}\left[\cos\alpha\left(1 - \frac{1}{c}\right) + \frac{1}{c}\right], \qquad (6)$$

откуда

$$X_1 = \frac{FRD}{2}, \qquad (7)$$

где

$$D = \frac{\cos\alpha\left(1 - \frac{1}{c}\right) + \frac{1}{c}}{\frac{\pi}{2} - \alpha\left(1 - \frac{1}{c}\right)}; \qquad (8)$$

X_1 – момент в точке приложения силы; *E* – модуль упругости; *I* – момент инерции тонкостенного сечения кольца; *Ic* – момент инерции прилива.

Изгибающий момент в любом сечении кольца равен

$$M_F = -0,5FR\sin\varphi + 0,5ERD. \qquad (9)$$

Осевая сила в любом сечении кольца

$$N = \frac{F}{2}\sin\varphi. \qquad (10)$$

Предлагаемая методика определения деформации силоизмерительного устройства с последовательной работой колец. Существующие силоизмерительные устройства, чувствительным элементом которых является упругое кольцо, работают в определенных интервалах нагрузки. Характерной особенностью известных силоизмерительных устройств является наличие порога чувствительности, не позволяющего осуществлять измерение малых сил с заданной точностью. Однако на практике необходимо с заданной точностью измерять нагрузки в диапазоне от десятков до сотен и тысяч ньютонов. С целью решения указанной задачи нами проведены исследования оригинальных конструкций силоизмерительных устройств [4],

у которых пара колец работает или последовательно, или параллельно. Ниже представлены описания этих новых конструкций и расчет напряжений и деформаций в кольцах.

Силоизмерительное устройство с последовательной работой колец [5] функционирует следующим образом (рис. 2): в исходном состоянии внутреннее кольцо *3* свободно закреплено пластинами *2* в верхней части внешнего кольца *1*. Между внутренним кольцом *3* и электромагнитом *4*, закрепленным на плите *5*, свободно лежащей на нижнем основании кольца *1*, существует зазор *S*. Перед началом работы подается напряжение на электромагнит *4*, и он притягивается с плитой *5* к кольцу *3*, ликвидируя тем самым зазор *S*. После того, как на силоизмерительное устройство начинает действовать нагрузка, в первой фазе в работу вступает внутреннее кольцо *3*. При достижении нагрузки *Fn* (пороговое значение нагрузки) электромагнит автоматически отключается, плита *5* ложится на нижнее основание кольца *1*, кольцо *3* освобождается и возвращается в исходное состояние, и во второй фазе начинает работать внешнее кольцо, рассчитанное на нагрузку до $F_{\max}$.

Каждое из колец один раз статически неопределимо, поэтому для каждого кольца необходимо одно уравнение совместности деформации. Это уравнение выражает отсутствие угла поворота сечения от действия внешней нагрузки *F* и неизвестного изгибающего момента *X*:

$$Y_{1F} + Y_{11}X = 0. \qquad (11)$$

Определим коэффициенты уравнения (11):

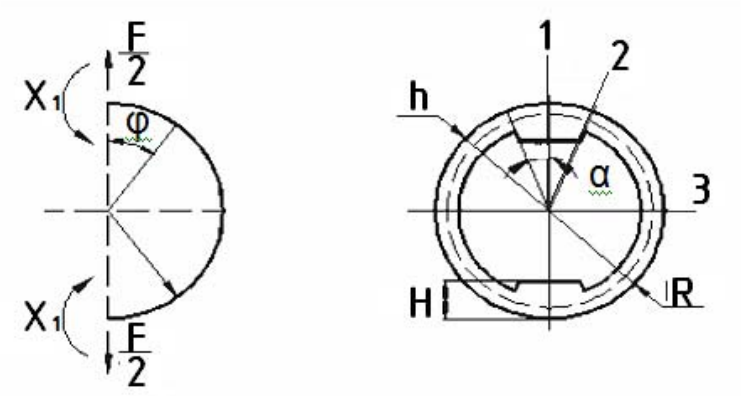
$$Y_{11} = -[R/(EI_c)]\cdot\int_0^{\alpha}\partial\varphi + [R/(EI)]\cdot\int_{\alpha}^{\pi}\partial\varphi, \qquad (12)$$

где α – конструктивный угол прилива; *I* – минимальный момент инерции поперечного сечения кольца; I_c – момент инерции на участке прилива; *R* – средний радиус кольца; φ – угловая координата произвольного сечения;

$$Y_{1F} = -[R/(EI_c)]\cdot\int_0^{\alpha}M_F M_1\partial\varphi + [R/(EI)]\cdot\int_{\alpha}^{\pi}M_F M_1\partial\varphi, \qquad (13)$$

где $M_1 = -1$ – изгибающий момент от единичного момента; M_F – изгибающий момент от нагрузки:

$$M_F = -0{,}5FR\sin\varphi.$$



а *б*

Рис. 1. Расчетная схема (*а*) и геометрические параметры (*б*) кольца с переменным сечением: *R* – средний радиус кольца; *h* – высота сечения тонкого участка кольца; *H* – высота прилива; α – конструктивный угол прилива; *1*, *2*, *3* – номера сечений

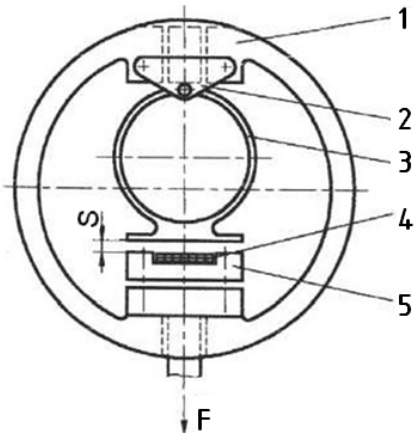


Рис. 2. Силоизмерительное устройство с последовательной работой колец

Изгибающий момент

$$X = -Y_{1F}/Y_{11} = FRB/A,$$

где $A = \alpha + c(\pi - \alpha)$; $B = 0{,}5[\cos\alpha(c - 1) + (c + 1)]$.

Для определения деформации кольца f суммарный изгибающий момент от нагрузки равен

$$M_F = (FRB/A) - 0{,}5\sin\varphi.$$

После преобразований получим

$$f = FRC/I, \qquad (14)$$

где

$$C = \frac{1}{Ec}\cdot\left[0{,}5F\cdot(\alpha/2 - 0{,}25\sin 2\alpha) + \frac{FB}{\cos\alpha - 1}\right] +$$

$$+\frac{1}{E}\left[0{,}5F\cdot(\pi/2 - \alpha/2 + 0{,}25\sin 2\alpha) + \frac{FB}{A\cdot(-1-\cos\alpha)}\right].$$

Напряжение изгиба в кольцах *1* и *3* равно

$$\sigma = 0{,}5h\, M_F/I \le [\sigma],$$

где h – высота кольца между приливами.

Предлагаемая методика определения деформации силоизмерительного устройства с параллельной работой колец. Силоизмерительное устройство (рис. 3) с параллельной работой колец [6] функционирует следующим образом (рис. 3, *а*): внутреннее кольцо *3* закреплено в верхней части внешнего кольца *1* посредством двух пластин *2* и штифта. Снизу к кольцу *3* подвешена плита *4*. Между плитой *4* и нижним основанием кольца *1* имеется зазор *S*. После того, как на силоизмерительное устройство начинает действовать нагрузка, в первой фазе в работу вступает внутреннее кольцо *3*.

При достижении нагрузки *Fn* плита *4* ложится на основание внешнего кольца *1*, ликвидируя тем самым зазор *S*, и во второй фазе нагрузку начинают воспринимать оба кольца, работая параллельно до предельной нагрузки F_{max} .

Первая фаза: работает внутреннее кольцо.

После раскрытия статической неопределимости получаем:

$$Y_{11} = -R\pi / (EI);\ Y_{1F} = 2F_1R_2 / (EI);\ X = 2F_1R / \pi. \qquad (15)$$

Деформация внутреннего кольца равна

$$f_1 = [F_1R_3(\pi/2 - 4)] / [\pi EI_1]. \qquad (16)$$

Вторая фаза: параллельно работают оба кольца.

Система два раза статически неопределима (рис. 3, *б*). Требуются два уравнения совместности перемещений. Угол поворота сечения внутреннего кольца (в месте разреза) равен

$$Y_{1F} + Y_{11}X = 0. \qquad (17)$$

Общая деформация внутреннего и наружного колец:

$$f_1 = f_2,$$

где $f_2 = (0{,}5F - F_1)(B_1 + C_1)/I_2$;

$$A_1 = R_2/[(1 - \cos\alpha)/c + \cos\alpha]; \qquad (18)$$

$$B_1 = [R_2/(EC_1)]\cdot[A_1R_2(\cos\alpha - 1) + R_2(\alpha/2 - 0{,}25\sin 2\alpha)]; \qquad (19)$$

$$C_1 = [2R_2/E]\cdot[A_1R_2\cos\alpha + R_2^2(\pi/4 - \alpha/2 + 0{,}25\sin 2\alpha)]. \qquad (20)$$

Отсюда

$$F_1 = [0{,}5\, EI_1\,(B_1 + C_1)] / [I_2D + I_1(B_1 + C_1)], \qquad (21)$$

где $D = 1{,}88\ R_1^3/E$; $F_2 = 0{,}5F - F_1$; $X_1 = 2F_1R_1/\pi$; $X_2 = 2F_2R_2/\pi$.

Напряжение изгиба в кольцах *1* и *3*:

$$\sigma = 0{,}5\ h\ M_F / I \le [\sigma].$$

Экспериментальные исследования и сравнение рассмотренных методов. Для проверки адекватности полученных выражений проведены [7; 8] экспериментальные исследования (табл. 1) кольца с параметрами: H = 40 мм, b = 60 мм, $R_{ср}$ = 88 мм, α = 30°, материал кольца – сталь 40Х.

Экспериментальное определение деформаций кольца от приложенной нагрузки проводилось на разрывной машине РМ-5. Нагрузки, прилагаемые к кольцу, изменялись в диапазоне от 1000 до 30 000 Н с шагом 1000 Н. Результаты экспериментальных исследований обрабатывались с помощью ППП Statgraphics.

Сравнительный анализ данных табл. 1 показал, что экспериментальные значения деформации кольца отличаются от теоретических значений не более чем на 15 %, это свидетельствует об адекватности полученного выражения (14).

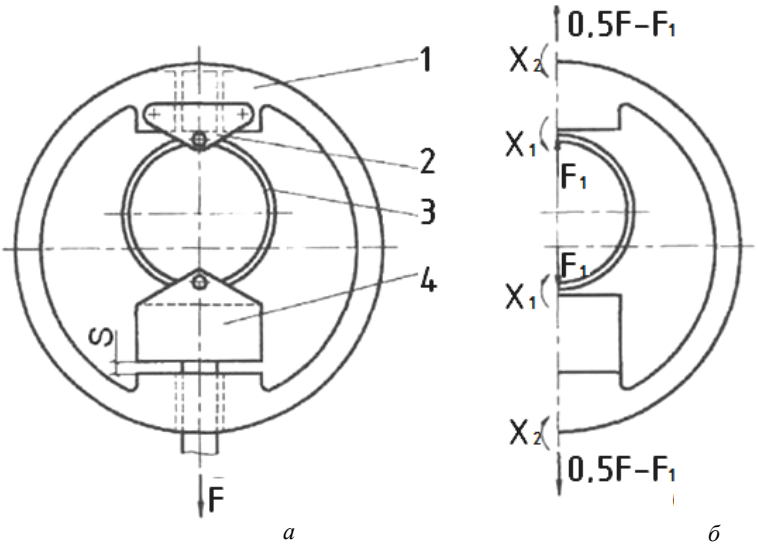


Рис. 3. Силоизмерительное устройство
с параллельной работой упругих колец (*а*); соответствующая расчетная схема (*б*)

Определение величины отклонений контура упругого элемента проводилось в соответствии с существующей методикой [9; 10]. Был построен план матрицы планирования полного факторного эксперимента типа $2^{к}$, где $к$ – число факторов. При $к = 3$ (h, b, d_0) – число точек плана $N = 7$. Результаты измерений, сведения о факторах, верхние и нижние уровни, интервалы варьирования, план матрицы планирования, проверка воспроизводимости эксперимента и значимости его коэффициентов, а также проверка адекватного описания процесса, промежуточные и конечные результаты позволили получить приведенное уравнение регрессии с коэффициентами значимости каждого фактора:

$$\delta = -1{,}288 + 0{,}238\, x_1 + 0{,}36\, x_2 + 0{,}121\, x_3, \qquad (22)$$

где δ – величина отклонения контура в логарифмическом виде; x_1, x_2, x_3 – приведенные к логарифмическому виду соответственно толщина h, ширина b, диаметр d_0.

Наибольшее влияние на величину суммарных перемещений элементов контура кольца оказывает изменение ширины кольца (коэффициент значимости $b_2 = 0{,}36$); изменение толщины может существенно повлиять на выходной параметр лишь в случае значительного изменения габаритов ($b_1 = 0{,}238$); наименьшее влияние оказывает изменение диаметра кольца ($b_3 = 0{,}121$).

Также была получена показательная зависимость, описывающая влияние h, b, d_0 на δ:

$$\delta = \frac{D_0}{e^{51{,}68} h^{1{,}65} b^{5{,}37}}. \qquad (23)$$

Полученная зависимость достаточно полно описывает влияние геометрических параметров упругого кольца на величину отклонения, что дает возможность выбрать оптимальные размеры колец при заданной нагрузке и чувствительности в ходе проектирования.

Получив зависимость суммарных перемещений элементов контура кольца от геометрических параметров, мы провели сравнение значений δ, рассчитанных по нашей модели, с теоретически рассчитанными по формуле. Результаты расчетов и экспериментальные данные для исследуемых колец при приложении растягивающей силы $P = 1000$ Н приведены в табл. 2.

Сравнение данных показало следующее: величины суммарных перемещений элементов контура кольца, рассчитанные по полученной нами на основе экспериментальных данных модели, в определенной степени подтверждают теоретические.

Таблица 1

Экспериментальные и теоретические значения деформации кольца

Значение нагрузки, *Н*	1000	6000	9000	12000	15000	18000	21000	24000	27000	30000
Экспериментальное значение деформации, мм	0,101	0,575	0,867	1,279	1,470	1,762	2,117	2,842	3,771	4,297
Теоретическое значение деформации, мм	0,116	0,588	0,898	1,257	1,491	1,756	2,125	2,756	3,691	4,354
Погрешность, %	14,9	2,3	3,6	1,7	1,4	0,3	0,4	3,0	2,1	1,3

Таблица 2

Сравнительная характеристика рассмотренных методов

№ кольца	Параметры кольца, мм	Теоретический расчет	Данные эксперимента	ε, %	Расчетная модель	ε, %
1	$h = 8$ $b = 40$ $D_0 = 137$	0,26	0,29	10,3	0,25	4
2	$h = 7$ $b = 35$ $D_0 = 137$	0,23	0,21	9,52	0,25	8
3	$h = 6$ $b = 40$ $D_0 = 137$	0,31	0,33	6,1	0,29	6,8
4	$h = 7$ $b = 35$ $D_0 = 137$	0,42	0,40	5	0,41	2,4
5	$h = 7$ $b = 45$ $D_0 = 137$	0,20	0,18	4,1	0,21	4,7
6	$h = 7$ $b = 40$ $D_0 = 140$	0,28	0,25	12	0,27	3,7
7	$h = 7$ $b = 40$ $D_0 = 143$	0,30	0,31	3,3	0,28	7,1

Неточность эмпирической модели можно объяснить ошибками измерения и обработки результатов. Погрешности теоретически рассчитанных значений [11] появляются из-за невозможности реально описать и учесть все вероятные процессы, происходящие в деформируемом кольце.

Теоретическая зависимость более универсальна [12; 13], однако в ограниченной области наиболее часто встречающихся типоразмеров колец эмпирическая зависимость не только применима, но и предпочтительна [14; 15] по точности.

На основе полученной зависимости была предложена такая последовательность выбора оптимальных параметров кольца.

1. Конструктивно задаются значения диаметра и толщины кольца с целью достижения достаточной прочности и минимизации габаритных размеров устройств.

2. Задается чувствительность упругого кольца при известной нагрузке (данная регрессионная модель рассчитана для силы P = 1000 Н). Данный параметр назначается исходя из назначения устройства и его пределов измерения.

3. При известных данных вычисляется оптимальная ширина кольца данного силоизмерительного устройства.

4. Производится проверочный расчет полученного кольца на прочность. При необходимости корректируются значения, задаваемые в пп. 1, 2.

Заключение. На базе теоретических и экспериментальных исследований оригинальных конструкций силоизмерительных устройств с последовательной и параллельной работой пар кольцевых УЧЭ получены теоретические и эмпирические зависимости для определения функции преобразования кольца переменного сечения. На основе полученных зависимостей предложена последовательность выбора оптимальных параметров кольцевого УЧЭ.

Библиографические ссылки

1. Антонец И. В., Терешенок А. П. Анализ статических характеристик упругих чувствительных элементов весоизмерительных устройств // Сборка в машиностроении и приборостроении. 2012. № 10. С. 21–26.

2. Пономарев С. Д., Андреева Л. Е. Расчет упругих элементов машин и приборов. М. : Машиностроение, 1980. 326 с.

3. Проектирование датчиков для измерения механических величин / под ред. Е. П. Осадчего. М. : Машиностроение, 1979. 147 с.

4. Романенко В. Н., Орлов А. Г., Никитина Г. В. Книга для начинающего исследователя-химика. Л. : Химия, 1987. 280 с.

5. Пат. 2108959 Российская Федерация, МКИ В 66 С 15/00. Ограничитель грузоподъемности / Антонец И. В., Полянсков Ю. В., Фионова А. В. Заявл. 15.02.1996 ; опубл. 20.04.1998, Бюл. № 11.

6. Румшинский Л. З. Математическая обработка результатов эксперимента. М. : Наука, 1971. 192 с.

7. Сигорский В. П. Математический аппарат инженера. Киев : Техника, 1975. 766 с.

8. Сорокин Е. С. К теории внутреннего трения при колебаниях упругих систем. М. : Госстройиздат, 1960. 180 с.

9. Сорокин Е. С. Метод учета неупругого сопротивления при расчете конструкций и колебаний. Исследования по динамике сооружений. М. : Стройиздат, 1951. 210 с.

10. Пат. 2108958 Российская Федерация, МКИ В 66 С 15/00. Ограничитель грузоподъемности / Антонец И. В., Полянсков Ю. В., Фионова А. В. Заявл. 15.02.1996 ; опубл. 20.04.1998, Бюл. № 11.

11. Пятин Ю. М. Проектирование элементов измерительных приборов. М. : Высш. шк., 1977. 303 с.

12. Справочник конструктора точного приборостроения / Г. А. Веркович [и др.] ; под общ. ред. К. Н. Явленского, Б. Л. Тимофеева. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1989. 792 с.

13. Средства контроля, управления и измерения линейных и угловых размеров в машиностроении : отрасл. кат. / ВНИИ измерения. М. : ВНИИТЭМР, 1990. 180 с.

14. Феликсон Е. И. Упругие элементы приборов. М. : Машиностроение, 1977. 311 с.

15. Nyce D. S. Linear position sensors: theory and application. Hoboken, New Jersey : John Wiley & Sons, Inc., 2004. 179 с.

References

1. Antonets I. V. [Analysis of static performance elastic sensitive elements of weight measuring devices]. *Sborka v mashinostroenii i priborostroenii*. 2012, No. 10, P. 21–26 (In Russ.).

2. Ponomarev S. D. *Raschet uprugikh elementov mashin i priborov* [The calculation of the elastic elements of machines and devices]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1980, 326 p.

3. *Proektirovanie datchikov dlya izmereniya mekhanicheskikh velichin* [Designing sensors for measuring mechanical quantities]. Ed. E. P. Osadchiy. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 147 p.

4. Romanenko V. N. *Kniga dlya nachinayushchego issledovatelya-khimika* [The book for the novice researcher-chemist]. Leningrad, Khimiya Publ., 1987, 280 p.

5. Antonets I. V., Polyanskov Yu. V., Fionova A. V. *Ogranichitel' gruzopod''emnosti* [Elevating capacity indicator]. Patent RF, No 2108959.

6. Rumshinskiy L. Z. *Matematicheskaya obrabotka rezul'tatov eksperimenta* [The mathematical processing of the experimental results]. Moscow, Nauka Publ., 1971, 192 p.

7. Sigorskiy V. P. *Matematicheskiy apparat inzhenera* [The mathematical apparatus of the engineer]. Kiev, Tekhnika Publ., 1975, 766 p.

8. Sorokin E. S. *K teorii vnutrennego treniya pri kolebaniyakh uprugikh sistem* [The theory of internal friction at fluctuations of elastic systems]. Moscow, Gosstroyizdat Publ., 1960, 180 p.

9. Sorokin E. S. *Metod ucheta neuprugogo soprotivleniya pri raschete konstruktsiy i kolebaniy. Issledovaniya po dinamike sooruzheniy* [The method of accounting for inelastic resistance in the calculation of

structures and vibrations. Studies on the dynamics of structures]. Moscow, Stroyizdat Publ., 1951, 210 p.

10. Antonets I. V., Polyanskov Yu. V., Fionova A. V. *Ogranichitel' gruzopod''emnosti* [Elevating capacity indicator]. Patent RF, No 2108958.

11. Pyatin Yu. M. *Proektirovanie elementov izmeritel'nykh priborov* [The design of measuring instruments]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1977, 303 p.

12. Yavlenskogo K. N., Timofeeva B. L. *Spravochnik konstruktora tochnogo priborostroeniya* [Reference precision instrument designer]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1989, 792 p.

13. *Sredstva kontrolya, upravleniya i izmereniya lineynykh i uglovykh razmerov v mashinostroenii: Otrasl. kat* [Controls, management and measurement of linear and angular dimensions in mechanical engineering].*VNII izmereniya*. Moscow, VNIITEMR Publ., 1990, 180 p.

14. Felikson E. I. *Uprugie elementy priborov* [Elastic elements of the devices]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 311 p.

15. Nyce David S. Linear position sensors: theory and application. Hoboken, New Jersey, John Wiley & Sons, Inc., 2004, 179 p.

© Антонец И. В., Борсоев В. А.,
Кацура А. В., Степанов С. М., 2017

УДК 621.396.933.22

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 195–204

ОПТИЧЕСКАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ СПУТНИКОВОГО ЛАЗЕРНОГО ДАЛЬНОМЕРА ДЛЯ МНОГОЦВЕТНОЙ ДАЛЬНОМЕТРИИ

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

Оптическая составляющая спутниковых лазерных дальномеров выполняет следующие задачи: расширяет лазерный пучок, принимает лазерные импульсы, отраженные от спутника, и позволяет осуществлять визуальное сопровождение спутника. Перспективное решение представляет комбинированная оптическая схема, одновременно выполняющая эти задачи.

Приведен расчет оптической системы расширителя лазерного пучка для лазерного спутникового дальномера в оптическом и ближнем инфракрасном диапазоне длин волн. Расширитель лазерного пучка представляет зеркально-линзовую систему с входным зрачком диаметром ~ 42 мм и выходным зрачком диаметром ~ 300 мм. Коллимация лазерного пучка происходит в расширителе без дополнительной перефокусировки и дает 7-кратное увеличение. Для расширителя определены расходимости пучков для различных длин волн.

В обратном ходе лучей расширитель играет 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), световые диаметры линз в расширителе рассчитаны соответственно.

Рассмотрены два варианта системы сопровождения: с использованием обычных марок стекла и с использованием стекла, имеющего особый ход дисперсии. Эквивалентное фокусное расстояние системы сопровождения составляет ~ 1760 мм. Приводится анализ изображения точечных источников и распределение световой энергии в пятне рассеяния точечного источника.

Рассчитанная оптическая система для широкого оптического диапазона и ближней инфракрасной области спектра может быть использована как в системах лазерной спутниковой локации, так и для лазерных радаров на поверхности Земли.

Фокус Куде позволяет использовать аппаратуру, установленную стационарно. При расчете оптической системы радиусы кривизны всех сферических поверхностей выбраны из рядов значений, рекомендуемых ГОСТ 1807–75, что удешевляет технологию изготовления.

Ключевые слова: лазерная дальнометрия, атмосферная поправка.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 195–204

OPTICAL COMPONENT OF A SATELLITE LASER RANGER FOR MULTI-COLOR RANGE FINDING

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.ru

The optical cluster of a satellite laser range is used for the next goals: to expand laser beams, registering the laser impulses reflected from the satellite and visual observing of the satellite. The perspective decision for these purposes is a combined optical scheme.

The purpose of the research was to calculate the optical cluster of the satellite laser ranger. The expander of the laser beam works at the same time for a wide range of wavelengths without any additional refocusing. A laser beam expander is a catadioptric system with the entrance pupil diameter about 42 mm and approximately 300 mm outlet. The optical system of the expander of laser beam for the satellite laser ranging station in the optical and near infrared wavelengths is presented. 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 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 authors presented two options of a lens of camera: lens containing usual optical glass and lens containing optical glass with special dispersion path: special crown (OK4) and special flint (OF1). Equivalent focal length of a lens is ~ 1760 mm. In the article the analysis of the RMS spot diameter and radial energy distribution of spot has been shown.

In the presented optical system Coudĕ 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.

The expander of laser beam may be used for satellite laser ranging station and laser radars on the Earth surface.

Keywords: Satellite Laser Ranging, atmospheric refraction.

Введение. Наибольшую точность в измерении дальности до космических аппаратов дают спутниковые лазерные дальномерные станции. По измеренным наклонным дальностям в фиксированные моменты времени определяются координаты и скорость спутника. По векторам положения и скорости осуществляется прогноз движения космического аппарата [1].

При локации спутника, оснащенного уголковыми отражателями, предельная дальность дальномера $D_{\max}$ зависит от параметров оптической составляющей дальномера следующим образом:

$$D_{\max} \sim \sqrt[4]{\frac{S_{\text{отр}}\, S_{\text{пр}}}{\Omega_{\text{пер}}}}, \qquad (1)$$

где $S_{\text{пр}}$ – площадь светоприемной апертуры; $S_{\text{отр}}$ – суммарная геометрическая площадь уголковых отражателей на спутнике; $\Omega_{\text{пер}}$ – угол, в котором сосредоточено лазерное излучение на выходе из коллимирующей передающей оптической системы [1; 2].

Увеличение предельной дальности возможно за счет уменьшения $\Omega_{\text{пер}}$ и увеличения $S_{\text{пр}}$. За минимально возможное значение $\Omega_{\text{пер}}$ принимается угол дифракции $\theta_{D,\lambda} \approx \frac{1,22\lambda}{D}$ для длины волны излучения λ на круглой апертуре коллиматора диаметром D. Увеличив апертуру лазерного пучка, уменьшается его расходимость. В спутниковых лазерных дальномерах коллиматор выполняет функцию расширителя лазерного пучка и является телескопической (афокальной) оптической системой.

Увеличение светоприемной апертуры $S_{\text{пр}}$ позволяет принимать более слабые эхо-сигналы от спутника, что обеспечивает большую предельную дальность локации, и, как следствие, диаметр светоприемной системы имеет больший диаметр, чем расширенный лазерный пучок.

Оптические схемы дальномеров. Оптическая составляющая спутниковых лазерных дальномеров выполняет следующие задачи [1–4]: а) расширяет и коллимирует лазерный пучок; б) принимает лазерные импульсы, отраженные от спутника; в) позволяет осуществлять визуальное сопровождение спутника. Для выполнения этих задач существует реализация оптических систем как отдельными блоками, так и комбинированными. По поблочной 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» [5; 6]. В них оптическая составляющая реализована в трех отдельных блоках: расширитель (коллиматор) лазерного пучка, два рефлектора для регистрации эхо-сигнала и телескоп для визуального сопровождения цели. Оптическая схема расширителя в дальномерах, как правило, выполняется по схеме Галилея.

В оптической схеме дальномера «Симеиз-1873» Крымской астрофизической обсерватории, расположенного на горе Кошка, роль расширителя лазерного пучка выполняет приемная оптическая двухзеркальная система диаметром 1 м [7], причем выпуклое вторичное зеркало выполнено в виде отрицательной линзы манжена. В данном дальномере лазерный излучатель с рассеивающей линзой и фотодетектор эхо-сигнала с собирающей линзой расположены в фокусе Куде, который фиксирован в пространстве. Это позволяет использовать аппаратуру, установленную стационарно.

В дальномере «Сажень-ТМ» расширитель лазерного пучка, приемная оптическая система и оптическая система для сопровождения спутника выполнены в виде одного оптического блока. Диаметр системы при этом определяется апертурой оптической системы, принимающей отраженные от спутника эхо-сигналы, и отдельно выполнен оптический блок гидирования, который позволяет по ярким звездам соотнести инерциальную систему координат с системой координат лазерного дальномера [8].

Большое распространение в лазерных спутниковых дальномерах получили лазерные излучатели (ЛИ), в которых активным элементом является иттриево-алюминиевый гранат, активированный трехвалентным ниодимом ($Y_3Al_5O_{12}$: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 [9]. В данных ЛИ происходит генерация излучения на длине волны 1064 нм и после удвоения частоты – 532 нм, которое успешно используется в лазерных спутниковых дальномерах.

Для увеличения точностных характеристик в определении дальностей до спутников возможно использование дисперсионного метода при определении поправки среднего коэффициента преломления атмосферы. Данный метод основан на одновременной

локации спутника лазерными импульсами, разнесенными по длине волны [10; 11].

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 [10–12].

Для применения дисперсионного метода необходимо, чтобы расходимость двух лазерных пучков, одновременно прошедших через коллиматор, была минимальной (предельная расходимость – дифракционная). Для этого необходима оптическая система расширителя, коллимирующая одновременно лазерные пучки с разными длинами волн без дополнительной перефокусировки, т. е. требуется система, свободная от хроматизма.

Разработка и расчет оптических комбинированных систем для лазерных дальномеров, работающих в широком диапазоне длин волн, представляет довольно интересную задачу, и ее решение позволяет увеличить точность определения дальности космического аппарата и минимизировать массово-габаритные характеристики лазерного спутникового дальномера.

Целью работы являлось рассчитать комбинированную оптическую систему, которая включает расширитель лазерного пучка, оптику приема эхо-сигнала и оптическую систему визуального сопровождения для широкой области спектра.

Структурная схема. Для достижения цели было решено произвести расчет оптической системы по структурной схеме, приведенной на рис. 1. Структурная схема представляет комбинированную оптическую систему, включающую в себя расширитель лазерного пучка *1* для диапазона длин волн от 435 до 2098 нм, интерференционный фильтр *2*, детектор эхо-сигнала с фокусирующей линзой *3* и объектив камеры сопровождения *4* для оптического диапазона 480–644 нм.

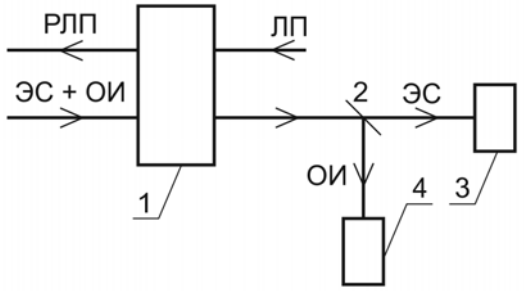


Рис. 1. Структурная схема комбинированной оптической системы спутникового лазерного дальномера: *1* – расширитель лазерного пучка; *2* – интерференционный фильтр; *3* – детектор эхо-сигнала; *4* – объектив камеры сопровождения; ЛП – лазерный пучок; РЛП – расширенный ЛП; ЭС – эхо-сигнал; ОИ – оптическое излучение

Лазерный пучок ЛП на рис. 1 проходит через расширитель лазерного пучка *1*, являющийся, как правило, афокальной оптической системой. При прохождении через него происходит увеличение апертуры лазерного луча. Расширенный в диаметре лазерный пучок РЛП направлен в сторону спутника, на котором установлены уголковые отражатели оптического диапазона. После отражения эхо-сигнал ЭС направлен в обратном направлении (в сторону лазерного дальномера). Далее ЭС проходит через оптическую систему расширителя в обратном ходе лучей, проходит через интерференционный фильтр *2* и фиксируется детектором эхо-сигнала *3*, останавливая при этом счетчик временных интервалов. Наряду с ЭС через оптику расширителя в обратном ходе лучей принимается оптическое излучение ОИ всего оптического диапазона. ОИ, не пройдя через фильтр *2*, направляется в объектив камеры сопровождения *4*.

Расширитель лазерного пучка. В основе оптической схемы расширителя лазерного пучка лежит катадиоптрическая менисковая телескопическая (афокальная) система. Оптическая схема расширителя (рис. 2) состоит из окулярного трехлинзового блока *1*, диагонального плоского зеркала *2*, мениска *6* и зеркала Манжена.

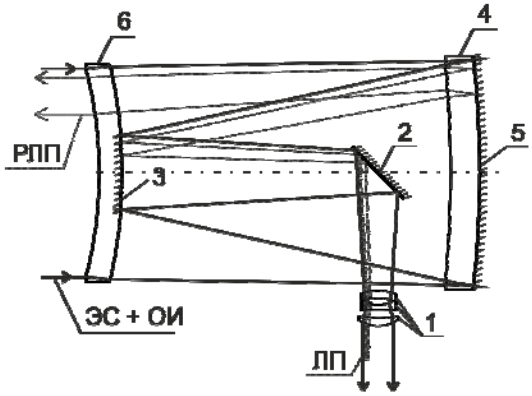


Рис. 2. Оптическая схема расширителя лазерного пучка: ЛП – лазерный пучок; РЛП – расширенный лазерный пучок; ЭС – эхо-сигнал; ОИ – оптическое излучение; *1* – окулярная часть расширителя; *2* – плоское зеркало, расположенное под углом 45° к оптической оси; *3* – центральная часть с отражающим покрытием корректирующей менисковой линзы *6*; *4* – зеркало Манжена; *5* – отражающая поверхность зеркала Манжена

Расширитель в обратном ходе лучей используется: 1) как светоприемная аппаратура для регистрации отраженных эхо-сигналов при лазерной локации спутников; 2) как питающая оптика для визуального сопровождения КА. Совмещая в себе одновременно многоволновой расширитель и приемную оптическую систему, достигается уменьшение массово-габаритных характеристик лазерного спутникового дальномера.

Оптическая составляющая дальномера. Для регистрации эхо-сигнала к оптической схеме расширителя лазерного пучка дополнительно вводятся объектив для оптического диапазона и фокусирующая линза с фильтрующими элементами для фокусировки эхо-сигнала на детектор (рис. 3). Соответственно расчет объектива и фокусирующих линз проводился совместно с расширителем, для исправления аберраций оптической системы в обратном ходе лучей.

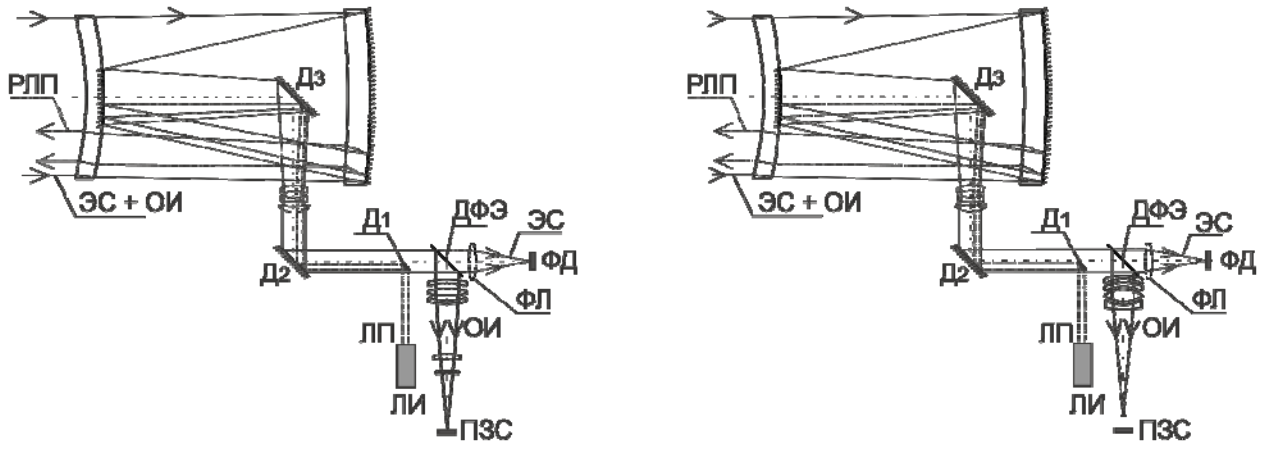


Рис. 3. Оптическая составляющая лазерного спутникового дальномера:
а – вариант № 1 с 5-линзовым фокусирующим блоком; *б* – вариант № 2 с 4-линзовым фокусирующим блоком; ЛИ – лазерный излучатель; ЛП – лазерный пучок; РЛП – расширенный лазерный пучок; $Д_1$, $Д_2$, $Д_3$ – плоские зеркала; ДФЭ – диагональный фильтрующий элемент, прозрачный для эхо-сигнала ЭС; ФЛ – фокусирующая линза; ФД – фотодетектор; ПЗС – прибор с зарядовой связью; ОИ – оптическое излучение

Таблица 1

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

Ход лучей в оптической схеме. Лазерный источник ЛИ генерирует лазерный импульс и включает счетчик интервалов времени. Лазерный пучок ЛП с помощью плоских зеркал $Д_1$ и $Д_2$ направляется в окулярный трехлинзовый блок расширителя лазерного пучка. Лазерный луч после прохождения расширителя направляется в сторону лоцируемого объекта, на котором расположены уголковые отражатели. После отражения от уголковых отражателей эхо-сигнал проходит через расширитель, в обратном ходе лучей отражается от зеркала $Д_2$, проходит через прозрачный для него диагональный фильтрующий элемент ДФЭ. Фокусирующая линза ФЛ фокусирует ЭС на регистрирующей поверхности фотодетектора ФД, который дает команду на завершение счета интервалов времени.

Одновременно с ЭС в расширитель в обратном ходе лучей поступает оптическое излучение, которое, пройдя через расширитель, отражается от плоского зеркала $Д_2$. Отразившись от поверхности ДФЭ, с помощью оптического блока фокусируется на регистрирующей поверхности прибора с зарядовой связью ПЗС.

Расчет оптической схемы. Расчет проводился в два этапа. Первоначально был рассчитан и оптимизирован расширитель лазерного пучка. Затем, используя расширитель в обратном ходе лучей как часть системы визуального контроля наведения и сопровождения спутника, был рассчитан фокусирующий блок. Линза, фокусирующая эхо-сигнал на фотодетекторе, рассчитывается тоже совместно с расширителем лазерного пучка в обратном ходе лучей.

Характеристики расширителя лазерного пучка. Основные характеристики расширителя лазерного пучка приведены в табл. 1. Оптимизация параметров оптических элементов проходила таким образом, чтобы радиусы кривизны поверхностей оптических элементов совпадали с рядами рекомендованных значений радиусов сферических поверхностей согласно ГОСТ-1807–75 [13].

Расчёт и оптимизация параметров расширителя проводились для поля зрения 0,4°. Это позволяет решить проблему сканирования путем отклонения луча лазера от оптической оси на угол ±0,2°.

Аберрации оптической системы минимизировались для 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.

Радиусы кривизны поверхностей оптических элементов, их толщины, расстояния между элементами и марки стекол приведены в табл. 2.

Анализ аберраций расширителя был проведен при помощи модели параксиальной линзы (тонкая положительная линза, не вносящая дополнительные аберрации), которая фокусирует коллимированный пучок.

Сделана оценка среднеквадратичного угла расходимости пучка и определено число Штреля для соответствующих длин волн, падающих параллельно оптической оси расширителя, и на краю поля 0,2° (табл. 3). Также оценена расходимость и число Штреля для «белого» луча, в состав которого входит излучение света в диапазоне 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.

Оптическая схема визуального контроля. Было рассчитано два варианта оптической схемы визуального контроля наведения и сопровождения. Основные характеристики рассчитанных вариантов приведены в табл. 2. Основное конструктивное отличие предложенных вариантов состоит в количестве линз в системе и в марках используемого оптического стекла. В первом варианте используются обычные стекла, а во втором варианте содержатся линзы, изготовленные из стекла с особым ходом дисперсии: особый флинт ОФ1 [14] и особый крон ОК4 [15]. Характеристики систем визуального контроля, в состав которых входит расширитель лазерного пучка в обратном ходе лучей, приведены в табл. 4.

Поэлементные характеристики (радиусы кривизны поверхностей оптических элементов, их толщины, расстояния между элементами и марки стекол) оптической схемы для визуального контроля наведения на спутник представлены в табл. 5 и 6. Расчет и оптимизация проходила с учетом рекомендаций ГОСТ 1807–75. Все поверхности линзовых элементов – сферические, что упрощает и удешевляет изготовление.

Анализ изображения точечных источников. Диаграммы точечных источников для системы визуального контроля приведены на рис. 5 (рис. 5, *а* – первый вариант расчета объектива, рис. 5, *б* – второй вариант расчета). На диаграммах показаны точки рассеяния для точечных источников, расположенных на оси, на угловом расстоянии 0,075° и 0,15° от оси. В верхнем правом углу указан угол поля. Сторона квадрата равна 0,05 мм. Обозначения лучей: крестики – длина волны 479,9914 нм, круг – 546,074 нм, треугольники – 643,8469 нм.

Суммарное распределение энергии в изображении точечного источника приведено на рис. 6. Круглым маркером обозначена кривая распределения на оси, треугольным – на расстоянии 0,075° от оси, крестиком – на угле 0,15 от оси. На рис. 6, *а* приведено распределение для первого варианта и на рис. 6, *б* – для второго. В обоих случаях 100 % световой энергии укладывается в кружок диаметром ~30 мкм.

Фокусирующая система для длин волн 532 и 1064 нм. Для регистрации эхо-сигнала детектором (ФД, рис. 3) после ДФЭ устанавливается фокусирующая линза ФЛ или система, которая сфокусирует эхо-сигнал на чувствительном элементе ФД. Параметры ФЛ определяются из конструктивных требований. Для примера, одиночная двояковыпуклая линза толщиной в центре 10 мм, изготовленная из плавленого кварца с радиусами кривизны поверхностей R_1 = 184 мм и R_2 = –532 мм, сфокусирует пучок на расстоянии 292,88 мм от последней поверхности для длины волны 532 нм и на расстоянии 300,1 мм для длины волны 1064 нм. Пятна рассеяния для этих длин волн составляют в центре поля ~0,08 мм и ~0,25 мм – на краю поля (0°,15). Для многих детекторов размер такого пятна достаточен для регистрации излучения. При необходимости уменьшить пятно, следует внести в систему фокусировки дополнительный оптический элемент.

Фокус Куде. В оптической схеме используется система зеркал $Д_2$ и $Д_3$ (рис. 3), состоящая из плоских зеркал, расположенных под углом 45° к оптической оси, позволяющая использовать фокус Куде. Точка фокуса Куде в оптической системе неподвижна относительно станины дальномера и поверхности Земли. Изображение, построенное оптической системой в фокальной плоскости, во время сопровождения цели претерпевает лишь вращение около точки фокуса. Использование фокуса Куде позволяет использовать стационарно установленную аппаратуру: детектор эхо-сигнала с фокусирующей линзой, объектив камеры сопровождения с фотодетектором оптического изображения и лазерный источник. Установка оборудования на станине лазерного дальномера снижает нагрузку на опорно-поворотное устройство, что позволяет снизить ее вес.

Таблица 2

Поэлементные данные оптических элементов расширителя лазерного пучка

№ поверхности	Радиус кривизны, мм	Световой диаметр, мм	Толщина, мм	Наполнение, материал
1	50,23	42,8	12,0	ЛК7
2	155,60	40,3	11,7	воздух
3	–1061,7	37,2	8,1	К8
4	47,32	35,0	15,0	Воздух
5	–60,67	36,0	11,4	ТФ10
6	–68,39	39,7	180,0	Воздух
7	∞	94,6	–390,0	Воздух
8	–732,80	112,0	510,4	Воздух
9	–1845,0	333,4	32,0	ЛК7
10	–1599,6	344,2	-32,0	ЛК7
11	–1845,0	341,7	–510,4	воздух
12	–732,8	325,8	–32,0	ЛК7
13	–632,4	320,2		

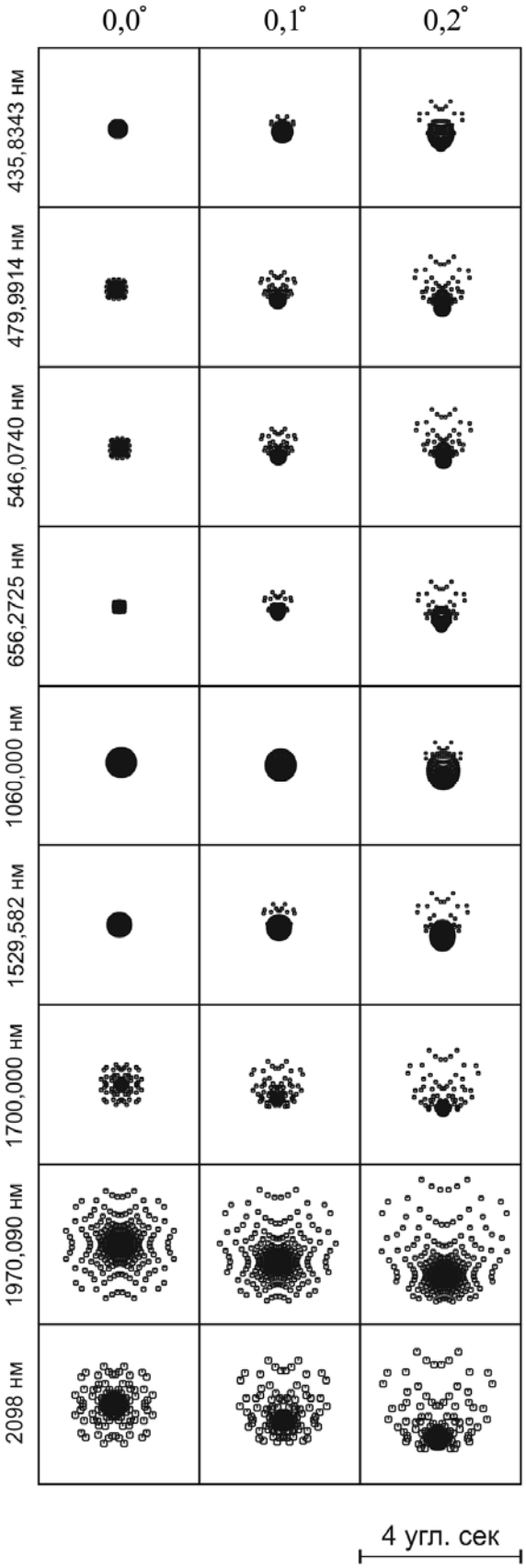


Рис. 4. Точечные диаграммы расхождения лазерного пучка на выходе из расширителя для соответствующих длин волн в зависимости от угла:
0° – входящий лазерный пучок параллелен оптической оси расширителя; 0,1° и 0,2° – угол между оптической осью расширителя и входящим лазерным пучком

Таблица 3

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

Таблица 4

Общие характеристики объектива камеры сопровождения

Характеристика	Вариант	
	1	2
Диаметр входного зрачка, мм	320,2	320,2
Эквивалентное фокусное расстояние, мм	1763,6	1770,2
Фокальное отношение	5,51	5,53
Масштаб в фокальной плоскости, мкм / ″	8,5	8,5
Основной спектральный диапазон, нм	480–644	480–644
Кривизна поля зрения	Плоскость	Плоскость
Угловой диаметр поля зрения, градусы	0,3	0,3
Линейный диаметр поля зрения, мм	9,2	9,2
Задний отрезок, мм	120,03	224,65
Среднеквадратический диаметр изображения точечного источника (центр поля / край поля), мкм	7,0 / 13,0	4,5 / 7,7
Диаметр пятна рассеяния, в пределах которого находится 80 % световой энергии изображения точечного источника (центр поля / край поля), мкм	7,0 / 19,2	6,2 / 8,4
Типы поверхностей	Сфера	Сфера
Количество линз	5	4
Марки используемых стекол	ТФ10, Л2К7	ОФ1, ОК4, Пл. кварц
Фокальная поверхность	Плоскость	Плоскость

Таблица 5

Конструктивные характеристики оптических элементов оптического кластера дальномера, представленного на рис. 3, *а*

№ поверхности	Радиус кривизны, мм	Световой диаметр, мм	Толщина, мм	Наполнение, материал
1	–632,40	320,20	32,00	ЛК7
2	–732,80	326,01	510,40	Воздух
3	–1845,00	345,38	32,00	ЛК7
4	–1599,60	348,02	–32,00	ЛК7
5	–1845,00	337,34	–510,40	Воздух
6	–732,80	116,37	390,00	Воздух
7	∞	108,01	–180,00	Воздух

Окончание табл. 5

№ поверхности	Радиус кривизны, мм	Световой диаметр, мм	Толщина, мм	Наполнение, материал
8	–68,39	51,17	–11,40	ТФ10
9	–60,67	46,55	–15,00	Воздух
10	47,32	46,14	–8,10	К8
11	–1061,70	50,61	–11,70	Воздух
12	155,60	55,14	–12,00	ЛК7
13	50,23	57,60	–100,00	Воздух
14	∞	85,57	350,00	Воздух
15	205,10	74,63	7,00	ТФ10
16	134,90	73,38	9,06	Воздух
17	126,77	75,30	15,00	ЛК7
18	–281,20	74,81	10,00	Воздух
19	–137,09	73,00	7,00	ЛК7
20	–168,27	73,18	102,54	Воздух
21	128,23	52,93	10,00	ЛК7
22	444,60	50,85	24,30	Воздух
23	389,90	42,77	5,00	ТФ10
24	224,40	41,52	120,03	Воздух

Таблица 6

Конструктивные характеристики оптических элементов оптического кластера дальномера, представленного на рис. 3, *б*

№ поверхности	Радиус кривизны, мм	Световой диаметр, мм	Толщина, мм	Наполнение, материал
1	–632,40	320,20	32,00	ЛК7
2	–732,80	326,01	510,40	Воздух
3	–1845,00	345,38	32,00	ЛК7
4	–1599,60	348,02	–32,00	ЛК7
5	–1845,00	337,34	–510,40	Воздух
6	–732,80	116,37	390,00	Воздух
7	∞	108,01	–180,00	Воздух
8	–68,39	51,17	–11,40	ТФ10
9	–60,67	46,55	–15,00	Воздух
10	47,32	46,14	–8,10	К8
11	–1061,70	50,61	–11,70	Воздух
12	155,60	55,14	–12,00	ЛК7
13	50,23	57,60	–100,00	Воздух
14	∞	85,57	350,00	Воздух
15	143,22	74,69	7,00	ОФ1
16	71,12	72,73	2,60	Воздух
17	59,16	75,25	8,00	Пл. кварц
18	62,52	73,60	4,40	Воздух
19	75,86	74,24	25,00	ОК4
20	–69,82	73,54	2,50	Воздух
21	–63,10	71,77	8,00	Пл. кварц
22	–216,80	70,51	225,12	Воздух

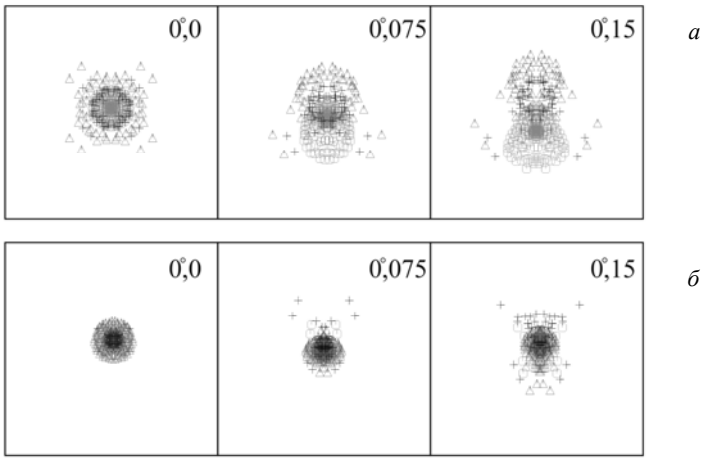


Рис. 5. Точечные диаграммы точечного источника для двух вариантов расчета:
а, *б* – варианты расчета

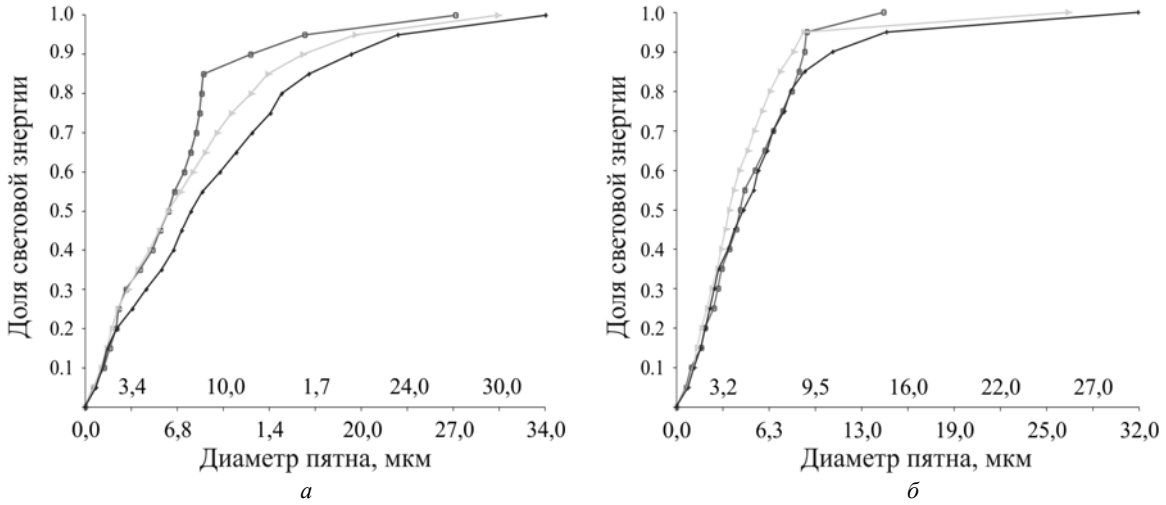


Рис. 6. Суммарное распределение световой энергии в изображении точечного источника света
на оси и на угловом расстоянии 0,075° и 0,15° от нее:
а – для первого варианта; *б* – для второго варианта

Заключение. Представленная в работе комбинированная оптическая система лазерного спутникового дальномера состоит из основных условных блоков: 1) расширитель лазерного пучка; 2) расширитель лазерного пучка + фокусирующий блок визуального контроля; 3) расширитель лазерного пучка + фокусирующий блок эхо-сигнала.

Расширитель лазерного пучка позволяет одновременно коллимировать оптическое излучение для длин волн оптического и ближнего инфракрасного диапазона (435–2098 нм) без дополнительной перефокусировки. Анализ расходимости пучка показал, что данная схема расширителя является дифракционно-ограниченной. Рассчитанная схема расширителя позволяет осуществлять сканирование лучом лазера в пределах ±0,2° путем «качания» лазерного источника.

В обратном ходе лучей расширитель лазерного пучка и введенный дополнительно фокусирующий блок визуального контроля позволяет контролировать наведение и сопровождение цели во время локации путем визуального отображения на экранах монитора. Данный блок рассчитан в двух вариантах: с обычными оптическими стеклами и с оптическими стеклами, имеющими особый ход дисперсии.

В данной системе за счет плоских зеркал используется фокус Куде, который позволяет использовать стационарно установленную аппаратуру на станине дальномера, т. е. для нее нет жестких ограничений по весу и габаритам.

Рассчитанная система позволяет коллимировать лазерный пучок в диапазоне от 435 до 2098 нм без дополнительной перефокусировки. Благодаря этому возможно использование двулучевой локации космических аппаратов, что позволяет определить поправку в определение среднего коэффициента преломления атмосферы дисперсионным методом, т. е. улучшить точностные характеристики лазерного спутникового дальномера.

Упрощению и удешевлению процесса изготовления оптических компонентов объектива способствует

отсутствие асферических поверхностей, наиболее употребительные радиусы кривизны для сферических поверхностей из списка ГОСТ 1807–75, марки оптического стекла для линз, которые выбраны 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. Лазерные приборы и методы измерения дальности / В. Б. Бокшанский [и др.] М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 92 с.
4. Михеечев В. С. Геодезические светодальномеры. М. : Недра, 1979. 222 с.
5. 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).
6. Четырехосный полуавтоматический спутниковый лазерный дальномер ЛД-2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Рига, 1983. 88 с.
7. 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.
8. Лазерный дальномер “Сажень-ТМ-Д” [Электронный ресурс]. URL: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/115-2009-04-13-11-00-28.html (accessed: 15.09.2015).
9. Лазеры на алюминоиттриевом гранате с ниодимом / Г. И. Зверев [и др.] М. : Радио и Связь, 1985. 143 с.
10. Прилепин М. Т. О новом способе вычисления рефракции с использованием дисперсии света // Труды ЦНИИГАИК, М. 1957. Вып. 114. С. 127.
11. 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.
12. 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.
13. ГОСТ 1807–75. Радиусы сферических поверхностей оптических деталей. Ряды числовых значений. Введ. 01.01.1977. М. : Изд-во стандартов. 19 с.
14. Glass type OF1. URL: http://lzos.ru/glass_pdf/OF1.pdf (accessed: 24.11.2015).
15. Glass type OK4. URL: http://lzos.ru/glass_pdf/OK4.pdf (accessed: 24.11.2015).

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. Bokshanskiy V. B., Bondarenko D. A., Vyazovykh M. V. et al. *Lazernye pribory i metody izmereniya dal’nosti* [Laser devices and methods of measurement of range]. Moscow, MGTU Publ., 2012, 92 p.
4. Mikheechev V. S. *Geodezicheskie svetodal’nomery* [Light rangefinder for geodesy]. Moscow, Nedra Publ., 1979, 222 p.
5. *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).
6. *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, 88 p.
7. 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.
8. *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).
9. 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.
10. 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.).
11. 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.
12. 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.
13. *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.
14. Glass type OF1. Available at: URL: http://lzos.ru/glass_pdf/OF1.pdf (accessed: 24.11.2015).
15. Glass type OK4. Available at: http://lzos.ru/glass_pdf/OK4.pdf (accessed: 24.11.2015).

© Владимиров В. М., Границкий Л. В., Лапухин Е. Г., 2017

UDK 621.771

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 205–210

STUDIES OF NONEQUILIBRIUM PHASES FORMED AT EXPLOSION WELDING OF TITANIUM AND ALUMINUM

F. M. Noskov [1], L. I. Kveglis [1], V. I. Mali [2], M. B. Leskov [1*], E. V. Zakharova [1]

[1] Siberian Federal University
79g, Svobodny Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
[2] Institute of Hydrodynamics them. Lavrenteva SB RAS
15, Lavrentiev Av., Novosibirsk, 630090, Russian Federation
[*]E-mail: leskovmb@gmail.com

The work is devoted to the study of physical and chemical processes occurring in the contact zone of titanium and aluminum at the joint plastic deformation caused by explosion welding. One of the most effective ways to solve problems of materials science is the development of composite materials. An important advantage of the materials used in aircraft, is their low density, providing the possibility to receive the result composites with high specific strength. This study supports the development of composite materials based on Ti–Al, which can be used for the manufacture of gas turbine blades, and ribbed hollow weldments for the aircraft industry.

Explosion welding is a high-energy process, allowing high quality joining dissimilar metal materials including various combinations of materials used for the composite metal–intermetallic compound.

Ti–Al system was studied extensively enough, but there remain a number of unclear issues, namely which can form intermetallic phases with the explosion welding. conditions for the formation of a number of intermetallic phases Ti–Al: Al_5Ti_2, $Al_{11}Ti_5$, Al_2Ti, $AlTi_3$, Al_3Ti, including in the framework of one formula unit of different types of structures (stable and metastable, virtual) can be implemented. During the mechano-chemical reactions in the contact zone between titanium and aluminum are formed during explosion welding nonequilibrium intermetallic phases: Al_2Ti, Al_5Ti_3, $Ti_{3.3}Al$.

To study the transition zones of the samples structure used a scanning electron microscope JEOL 6390LV. The phase analysis was performed on the X-ray diffractometer company "Bruker" in the emission of copper.

It is shown that the mass transfer titanium aluminum atomic clusters directional flow at a rate of at least 35 m / s occurs. Intermetallic phases formed in the contact zone during mechanochemical reactions occurring at the interface of Ti and Al. Processes of structure formation under explosion welding are explained from the standpoint of an abnormally rapid directional mass transfer under conditions of stress, creating a lattice curvature.

Keywords: explosion welding, mass transfer, Mechanochemistry, intermetallic phases, the curvature of the crystal lattice.

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 205–210

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНЫХ ФАЗ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ПРИ СВАРКЕ ВЗРЫВОМ ТИТАНА И АЛЮМИНИЯ

Ф. М. Носков [1], Л. И. Квеглис [1], В. И. Мали [2], М. Б. Лесков [1*], Е. В. Захарова [1]

[1] Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79г
[2] Институт гидродинамики имени Лаврентьева СО РАН
Российская Федерация, 630090, г. Новосибирск, просп. Лаврентьева, 15
[*]E-mail: leskovmb@gmail.com

Представлено исследование физико-химических процессов, происходящих в зоне контакта титана и алюминия при совместной пластической деформации, вызванной сваркой взрывом. Один из наиболее эффективных путей решения задач материаловедения заключается в разработке композиционных материалов. Важным достоинством материалов, используемых в летательных аппаратах, является их малая плотность, обеспечивающая возможность получать в итоге композиты с высоким уровнем удельной прочности. Данное исследование способствует разработке композитных материалов на основе Ti–Al, которые могут быть использованы для изготовления лопаток газовых турбин, пустотелых и ребристых сварных конструкций для авиационной промышленности.

Сварка взрывом представляет собой высокоэнергетический технологический процесс, позволяющий с высоким качеством соединять разнородные металлические материалы, в том числе различные комбинации материалов, используемых для композитов металл–интерметаллид.

Система Ti–Al исследована достаточно широко, однако остается ряд неясных вопросов, а именно, какие интерметаллидные фазы могут образоваться при сварке взрывом. Условия образования ряда интерметаллидных фаз Ti–Al: Al_5Ti_2, $Al_{11}Ti_5$, Al_2Ti, $AlTi_3$, Al_3Ti, среди которых в рамках одной формульной единицы могут быть реализованы различные типы структур (стабильные, метастабильные, виртуальные). В процессе механохимических реакций в зоне контакта титана и алюминия при сварке взрывом формируются неравновесные интерметаллические фазы: Al_2Ti, Al_5Ti_3, $Ti_{3,3}Al$.

Для исследования структуры переходных зон полученных образцов использовали сканирующий электронный микроскоп JEOL 6390LV. Фазовый анализ проводили на рентгеновском дифрактометре фирмы Bruker в излучении меди.

Показано, что массоперенос титана в алюминий происходит направленными потоками атомных кластеров со скоростью не менее 35 м/с. В зоне контакта Ti и Al формируются интерметаллические фазы в процессе механохимических реакций, протекающих на интерфейсе. Процессы структурообразования при сварке взрывом объясняются с позиций аномально быстрого направленного массопереноса в условиях напряжений, создающих кривизну кристаллической решетки.

Ключевые слова: сварка взрывом, массоперенос, механохимия, интерметаллидные фазы, кривизна кристаллической решетки.

Introduction. In aviation and space there is an urgent need to provide a strong, light and wear-resistant designs. One of the most effective ways to solve problems of materials science is the development of composite materials. An important advantage of the materials used in aircraft, their low density, providing the possibility to receive the result composites with high specific strength. For example in [1; 2] developed composite materials based on Ti–Al, Ni–Al, which can be used for the manufacture of gas turbine blades, and ribbed hollow weldments for the aircraft industry. It is known that titanium and aluminum, can react with each other to form intermetallic compounds such as $TiAl_3$, characterized by high hardness and friability. It is known [2] that the formation of intermetallic compounds leads to a drastic reduction of mechanical characteristics of welded structures. However, in [3], the specific rigidity Ti–$TiAl_3$ twice the specific rigidity steel. In [4] a detailed study of the structure and properties of multilayered composite Ti–Al, produced by explosion welding. It is shown that intermetallic compound $TiAl_3$ greatly improves the mechanical properties of the composite. In [5] states that the operation of the intermetallic alloys based on Ti–Al at temperatures below 600 °C is ineffective in connection with the destruction of the fragile material. Heating in the range from 600 °C to 750 °C contributes to a sharp increase in ductility intermetallics while maintaining its strength. This allows their use in the aerospace industry.

In recent years, explosive welding has proved to be an effective method of creating a multi-layered composite materials. explosion welding is a high-energy process, allowing high quality joining dissimilar metal materials including various combinations of materials used for the composite metal – intermetallic laminated (MIL) [4]. Pressure developed during the explosion welding, providing excellent contact between the surfaces of the welded metal. The cumulative flow generated during the welding process, cleans the plate from the oxide films and impurities that could reduce the rate of solid-phase processes [6]. Subsequent annealing is proposed as an alternative method of creating a multi-layer metal – intermetallic laminated (MIL) [4]. Annealing may be conducted at temperatures above and below the melting point of aluminum, local melting can occur due to the exothermic nature of the reaction between Al and Ti [7].

Currently, solid-state processes that may occur during the plastic deformation actively studied [3–9]. Mechanical impact can initiate mechanochemical reactions occurring at high speeds during the passage of plastic deformation waves [10]. The possibility of formation of intermetallic compounds due to the energy expended on the plastic deformation of the metal heat affected zone [11].

The ultra-high pressure and shear strain can increase the mass transfer rate by 15 orders of magnitude compared to the conventional diffusion [12; 13]. The usual mechanisms of a new phase with the emergence and growth of embryos in plastic deformation wave can not work because of the short duration of the process. For the formation of new phases in the static experiments, the time required several seconds or more. In the waves of plastic deformation of these processes will be completed within the order of 10^{-5}–10^{-7} c [14]. In practice, particle sizes of the new phase can reach several tenths of a millimeter and more [14]. The study of the processes occurring in the metal contact zone with intense dynamic loads, is of considerable interest for the production of composite materials with new properties.

Ti–Al system was studied extensively enough, but there remain a number of unclear issues, namely which can form intermetallic phases with the explosion welding. In [15] identified a number of conditions for the formation of intermetallic phases Ti–Al: Al_5Ti_2, $Al_{11}Ti_5$, Al_2Ti, $AlTi_3$, Al_3Ti, including in the framework of one formula unit of different types of structures (stable and metastable, virtual) can be implemented.

Objective. To investigate the products of solid state reactions, occurring in the contact zone of titanium and aluminum at the joint plastic deformation caused by explosion welding.

Methods of experiment. Samples of the composite obtained by explosion welding multilayer stack wafers

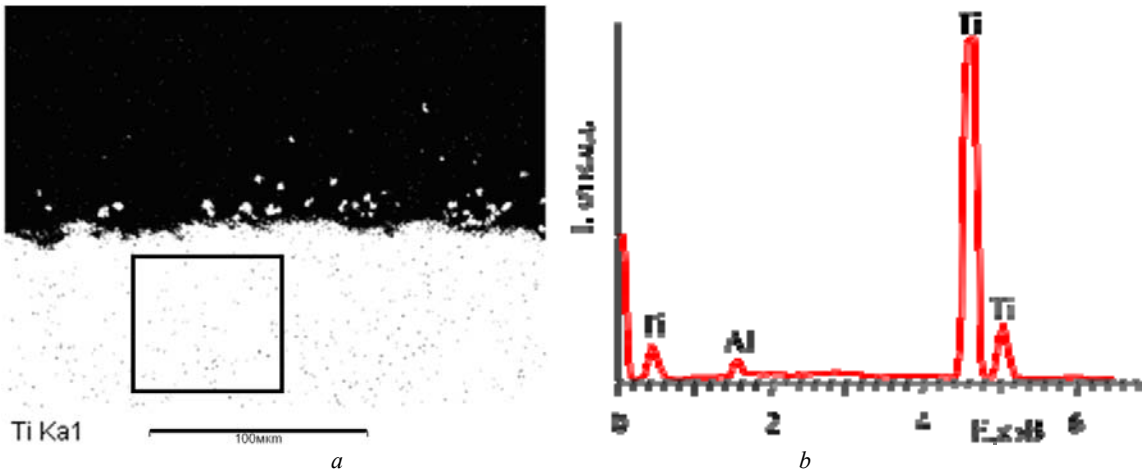
commercially pure titanium VT1-0 (IMI125) and A5 (ENAW-1050A) thick aluminum 0.5 and 1 mm, respectively. Package 11 of alternating titanium and aluminum plates 12 are welded one explosion of the explosive charge ammonite 6GV as described in [16]. The thickness of the explosive was 45 mm, is made up of plates dimensions 80×80 mm. Detonation velocity estimated at 3600 m / s collision angles were set by 24o (upper plate) to 6,2o (for the lower plate). We studied the structure of the transition zone in the cross-sectional plane (perpendicular to the layers of aluminum and titanium) and aluminum contact area structure and titanium after mechanical separation of the layers of the composite.

To study the transition zones of the samples structure used a scanning electron microscope JEOL 6390LV. The phase analysis was performed on the X-ray diffractometer company "Bruker" in the emission of copper.

Experimental results. Fig. 1 shows image of the contact area in the transverse cut plane aluminum and titanium obtained by X-ray microanalysis. We see what happened titanium penetration into aluminum, and the process is not a continuous front of the diffusion zone, was the formation of discrete particles at a considerable depth of the contact zone.

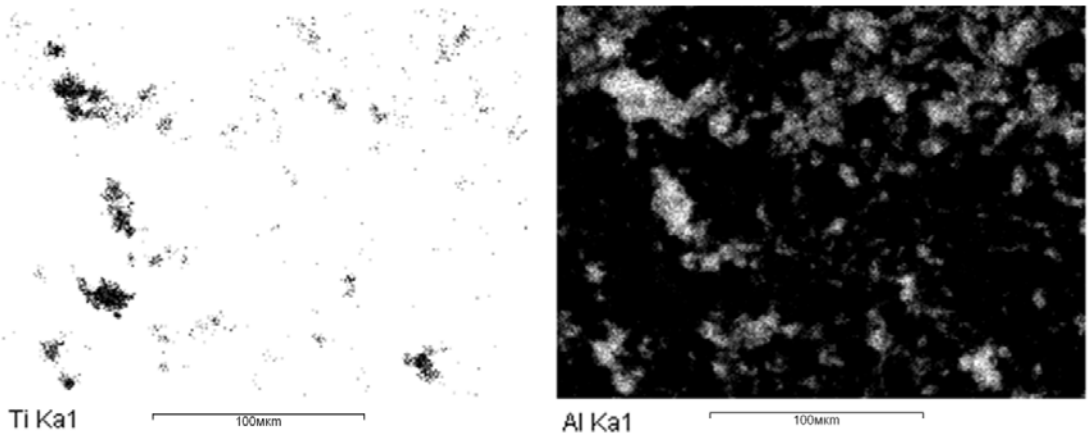
Aluminium also penetrates into the titanium, but in much smaller quantity than titanium in aluminum. Study of energy dispersive spectra (fig. 1), and X-ray diffraction spectra revealed that the aluminum to titanium from 10 to 70 microns in depth, formed intermetallic compound. Assuming that the distance that penetrates the titanium in aluminum is about 70 micrometers (fig. 1, *a*), and the reaction time is about 2 microseconds, then a simple calculation shows that the rate of mass transfer of titanium in aluminum is not less than 35 m / from. According to [17; 18], the coefficient of mutual diffusion of titanium and aluminum at a temperature of 1,123 K is about 10–16 m^2 / s, from the viewpoint of diffusion rate is 8.10 m / s. Therefore, in this experiment, the mass transfer titanium in aluminum (significantly at temperatures below 1000 K), at least eight orders of magnitude higher than the rate of diffusion. Similar results were obtained with other materials in the paper [19].

By method scanning electron microscopy and energy dispersive analysis was investigated the area contact aluminum and titanium after mechanical separation of the layers of the composite. Image of the surface of the titanium band gap in the X-ray of titanium and aluminum are shown in fig. 2, *a* and *b*, respectively.



a *b*

Fig. 1. Study contact zone Ti–Al: *a* – the image obtained in the scanning electron microscope mode in microanalysis X-ray of titanium; *b* – Energy-spectrum square area shown in fig. 1, *a*



a *b*

Fig. 2. Image Ti surface area in contact with the Al in the resulting SEM microanalysis mode in: *a* – X-ray of titanium; *b* – X-ray of aluminum

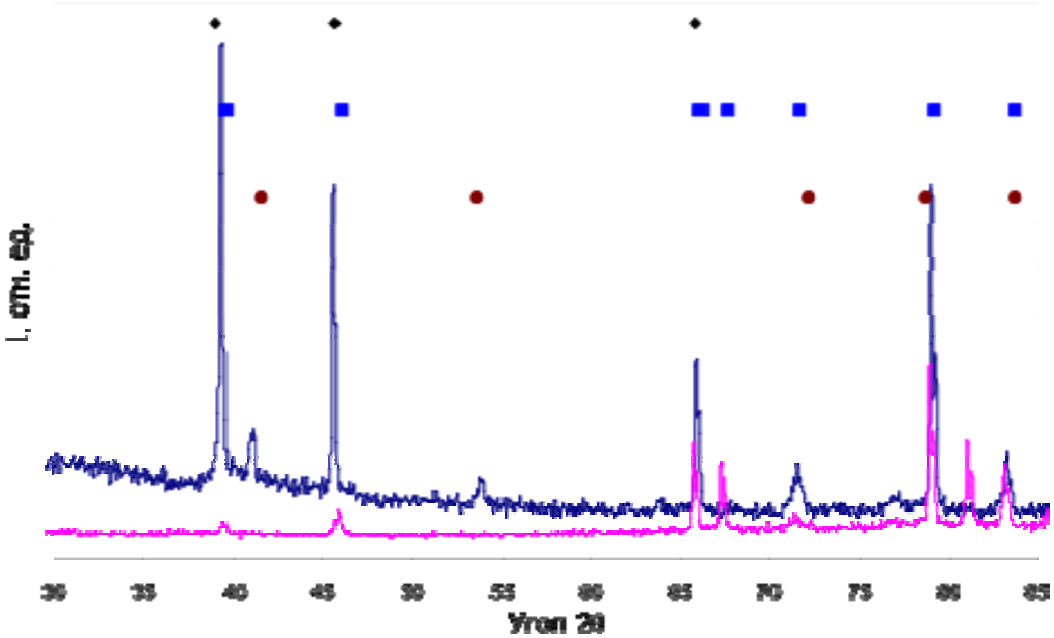


Fig. 3. X-ray diffraction spectra of the titanium surface (on the top) and aluminum (bottom) phase and reflexes: Al_2Ti (diamonds), Al_5Ti_3 (squares), $Ti_{3.3}Al$ (circles)

On the surface of titanium fig. 2, *a* you can see the dark specks – aluminum, and fig. 2, *b* light specks correspond to aluminum. Since the location of these inclusions in fig. 2, *a* and fig. 2, *b* substantially coincide, a coincidence indicates good adhesion of aluminum to titanium in the resulting samples. The concentration of aluminum in the inclusions on the surface of the titanium layer can be up to 20 at. %.

X-ray diffraction spectra from the surface of the titanium and aluminum layers after their separation are shown in fig. 3. On the surface of the titanium layer revealed the presence of intermetallic compounds and Al_2Ti $Ti_{3.3}Al$. On the surface of the aluminum layer revealed the presence of intermetallic compounds and Al_2Ti Al_5Ti_3.

The phase Al_2Ti existing in a very narrow concentration range presents at diagram of phase equilibria Al–Ti [20]. This phase is formed by explosion welding. Based on the state diagram, you can expect to see Ti_3Al phase having a wide field of existence, however, is not found in our experiment this phase. Phase Al_5Ti_3 and $Ti_{3.3}Al$ absent in the diagram of phase equilibria, but are present in the samples welded by explosion. Thus due to explosion welding we discovered the occurrence of non-equilibrium phases.

The discussion of the results. Mass transfer during explosion welding can be caused by gradients of stress, which are significantly higher than the yield strength of the material. Any excess of the yield stress gives rise to a wave of plastic deformation [12]. The waves of plastic deformation, according V. E. Panin theory, can create significant non-diffusion fluxes of mass propagating over long distances with the speed of sound in the material. An example of such speed of mass transfer is given in [21].

If explosion welding, significant curvature of crystalline lattice is appearing in the local contact zone of welded blanks [22; 23]. In the context of the local curvature of the crystalline lattice, in areas of increased interatomic distances special structural states are exist, which increase the degrees of freedom in a deformable solid. In [24] such states were called interatomic bifurcation structural states (IBSS). Due to occurrence in deformed metal IBSS possible to implement the directional mass transfer proceeding at a speed of switching of interatomic bonds, which in some cases can reach sound velocity in the metal [25]. The redistribution of atoms at the interface of the two materials may accelerate the formation of new phases, noted in [16].

Conclusion:

1. In the process of mechanochemical reaction at the contact zone of titanium and aluminum at explosion welding nonequilibrium intermetallic phases are formed: Al_2Ti, Al_5Ti_3, $Ti_{3.3}Al$.

2. During explosion welding mass transfer occurs by penetration flows of titanium atoms over distances of up to 70 microns from the interface at a rate of at least 35 m / s.

3. Processes of structure formation under explosion welding can be explained from the position of the crystal lattice curvature which appears in the conditions of stress gradient and leads to abnormally rapid directional mass transfer.

Acknowledgments. The authors thank A. K. Abkaryana (Siberian Federal University, Krasnoyarsk) and A. D. Grechanik (IRGETAS, Ust-Kamenogorsk) for help with the experiment.

Благодарности. Авторы благодарят А. К. Абкаряна (Сибирский федеральный университет, г. Красноярск) и А. Д. Гречаника (ІРГЕТАС, г. Усть-Каменогорск) за помощь в эксперименте.

References

1. Badamshin I. Kh., Kusova O. I. [The temperature dependence of the elastic modulus and intermetallic TiAl Ni3Al – the main alloy components of gas turbine blades]. *Vestnik UGATU*. 2012, Vol. 16, No. 5(50), P. 41–43 (In Russ.).

2. Ponomarev D. V., Gadalov V. N., Bashurin A. V., Mastikhin E. Yu. [Diffusion welding of titanium-aluminum laminate panels]. *Vestnik VGTU*. 2008, Vol. 4, No. 10, P. 40–43 (In Russ.).

3. Vecchio K. S. Synthetic multifunctional metallic–intermetallic laminate composites. *JOM*. 2005, Vol. 57(3), P. 25–31. DOI: 10.1007/s11837-005-0229-4.

4. Bataev I. A., Bataev A. A., Mali V. I., Pavliukova D. V. Structural and mechanical properties of metallic–intermetallic laminate composites produced by explosive welding and annealing. *Materials & Design*. 2012, Vol. 35, P. 225–234. DOI: http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2011.09.030.

5. Gus'kov M. S. *Sozdanie vysokoprochnogo kompozitsionnogo materiala titan – alyuminiy s perforirovannym intermetallicheskim sloem i oksido-keramicheskim pokrytiem*. *Diss. kand. tekh. nauk* [Creating high-titanium composite material – a perforated aluminum intermetallic layer and ceramic oxide coating. Cand. eng. sci. diss.]. Penza, 2015. 151 p.

6. Deribas A. A. *Fizika uprochneniya i svarki vzryvom* [Physics hardening and explosion welding]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1980, P. 188.

7. Harach D. J., Vecchio K. S. Microstructure evolution in metal–intermetallic laminate (MIL) composites synthesized by reactive foil sintering in air. *Metal Mater Trans*. 2001, Vol. 32A, P. 1493–505. DOI: 10.1007/s11661-001-0237-0.

8. Bychkov V. M., Selivanov A. S. [Study of weldability of heat-resistant nickel alloy EP742 by linear friction welding]. *Vestnik UGATU*. 2012, Vol. 16, No. 7(52), P. 112–116 (In Russ.).

9. Kuz'min S. V., Lysak V. I., Rybin V. V., Peev A. P. [Features of plastic deformation of the metal heat-affected zone at explosion welding of dissimilar metals]. *Izvestiya VolgGTU*. 2010, Vol. 5, No. 4, P. 4–11 (In Russ.).

10. Panin V. E., Grinjaev Ju. V. [Physical Mesomechanics – a new paradigm at the intersection of physics and mechanics of solids]. *Fiz. mezomeh*. 2003, Vol. 6, No. 4, P. 9–36 (In Russ.).

11. Zel'dovich Ja. B. *Fizika udarnykh voln i vysokotemperaturnykh gidrodinamicheskikh yavleniy* [Physics of Shock Waves and High-Temperature Hydrodynamic Phenomena]. Mosocw, Fizmatlit Publ., 2008, 656 p.

12. Panin V. E., Egorushkin V. E. Curvature. Solitons as generalized structural wave carriers of plastic deformation and fracture. *Physical Mesomechanics*. 2013, Vol. 16, Iss. 4, P. 267–286. DOI: 10.1134/S1029959913040012.

13. Enikolopov E. S. [Effect of high pressure on the chemical shift reaction]. *Mezhdunarodnyy simpozium po khimicheskoy fizike. Sbornik materialov* [International Symposium on Chemical Physics. The collection of materials]. Chernogolovka, Izd. Otdela himicheskoy fiziki Publ., 1981, P. 83 (In Russ.).

14. Dremin A. N., Breusov O. N. Processes Occurring in Solids Under the Action of Powerful Shock Waves. *RUSS CHEM REV*. 1968, Vol. 37, No. 5, P. 392–402. DOI: 10.1070/RC1968v037n05ABEH001643.

15. Ghosh G., Asta M. First-principles calculation of structural energetics of Al–TM (TM = Ti, Zr, Hf) intermetallics. *Acta Materialia*. 2005, Vol. 53, P. 3225–3252. DOI: 10.1016/j.actamat.2005.03.028.

16. Mali V. I., Pavliukova D. V., Bataev I. A., Bataev A. A., Smirnov A. A., Yrtsev P. S., Bazarkina V. V. Formation of the intermetallic layers in Ti–Al multilayer composites. *Advanced Materials Research*. 2011, Vol. 311–313, P. 236–239. DOI 10.4028/www.scientific.net/AMR.311-313.236.

17. Bokshtejn B. S. *Diffuziya v metallah* [Diffusion in Metals]. Moscow, Metallurgiya Publ.,1978, 248 p. (In Russ.).

18. Larikov L. N., Isajchev V. I. *Struktura i svoystva metallov i splavov. Diffuziya v metallakh i splavakh* [Structure and properties of metals and alloys. Diffusion in metals and alloys.]. Kiev, Naukova dumka Publ., 1987, 510 p. (In Russ.).

19. Zvorykin L. O. *Osobennosti massoperenosa v metallah i splavah pri prohozhdenii udarnyh voln. Avtoref. dokt. tekh. nauk* [Features of the mass transfer in metals and alloys during the passage of shock waves. Doct. Diss.]. Kiev, Institut metallofiziki AN Ukrainy Publ., 1994, 240 p. (In Russ.).

20. Ljakishev N. P. *Diagrammy sostoyaniya dvoynykh metallicheskikh system* [The diagrams of binary metallic systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1996, Vol. 3, 992 p.

21. Markidonov A. V., Starostenkov M. D., Soskov A. A., Poletaev G. M. Molecular dynamics study of structural transformations of cylindrical nanopores in gold under thermal activation conditions and under the action of acoustic and shock waves. *Physics of the Solid State*. 2015, Vol. 57, No. 8, P. 1551–1554. DOI: 10.1134/S106378341508017X.

22. Meng X., Yanshu F., Xiaoshu Z. Quantitative characterization of morphology of explosive welding interfaces based on fractal theory. *Explosion and Shock Waves*. 2016, Vol. 36, Iss. 1, P. 50–56. DOI: 10.11883/1001-1455(2016)01-0050-07.

23. Greenberg B. A., Ivanov M. A., Inozemtsev A. V., Kuz'min S. V., Lysak V. I., Vlasova A. M., Pushkin M. S. Interface relief upon explosion welding: Splashes and waves. *Physics of Metals and Metallography*. 2015, Vol. 116, Iss. 4, P. 367–377. DOI: 10.1134/S0031918X15040079.

24. Panin V. E., Panin A. V., Elsukova T. F., Popkova Yu. F. Fundamental Role of Crystal Structure Curvature in Plasticity and Strength of Solids. *Phys. Mesomech*. 2015, Vol. 18, No. 2, P. 89–99. DOI: 10.1134/S1029959915020010.

25. Abylkalykova R. B., Kveglis L. I., Kalitova A. A., Noskov F. M. Abnormally Fast Migration of Substance at Shock Loadings. *Advanced Materials Research*. 2014, Vol. 871, P. 231–234. DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMR.871.231.

Библиографические ссылки

1. Бадамшин И. Х., Кусова О. И. Температурная зависимость модуля упругости интерметаллидов TiAl и Ni_3Al – основных компонентов сплавов лопаток газовых турбин // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 5(50). С. 41–43.

2. Диффузионная сварка слоистых титано-алюминевых панелей / Д. В. Пономарев [и др.] // Вестник ВГТУ. 2008. Т. 4, № 10. С. 40–43.

3. Vecchio K. S. Synthetic multifunctional metallic–intermetallic laminate composites // JOM 2005. Vol. 57(3). P. 25–31. DOI: 10.1007/s11837-005-0229-4.

4. Structural and mechanical properties of metallic–intermetallic laminate composites produced by explosive welding and annealing / I. A. Bataev [et al.] // Materials & Design. 2012. Vol. 35. P. 225–234. DOI: http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2011.09.030.

5. Гуськов М. С. Создание высокопрочного композиционного материала «титан–алюминий» с перфорированным интерметаллическим слоем и оксидокерамическим покрытием : дис. … канд. техн. наук / Пензенский государственный университет. Пенза, 2015. 151 с.

6. Дерибас А. А. Физика упрочнения и сварки взрывом. Новосибирск : Наука. 1980. 188 с.

7. Harach D. J., Vecchio K. S. Microstructure evolution in metal–intermetallic laminate (MIL) composites synthesized by reactive foil sintering in air // Metal Mater Trans. 2001. Vol. 32A. P. 1493–505. DOI: 10.1007/s11661-001-0237-0.

8. Бычков В. М., Селиванов А. С. Исследование свариваемости жаропрочного никелевого сплава ЭП742 методом линейной сварки трением // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 7(52). С. 112–116.

9. Особенности пластической деформации металла околошовной зоны при сварке взрывом разнородных металлов / С. В. Кузьмин [и др.] // Известия ВолгГТУ. 2010. Т. 5, № 4. С. 4–11.

10. Панин В. Е., Гриняев Ю. В. Физическая мезомеханика – новая парадигма на стыке физики и механики деформируемого твердого тела // Физическая мезомеханика. 2003. Т. 6, No. 4. С. 9–36.

11. Зельдович Я. Б. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М. : Физматлит, 2008. 656 с.

12. Panin V. E., Egorushkin V. E. Curvature. Solitons as generalized structural wave carriers of plastic deformation and fracture // Physical Mesomechanics. 2013. Vol. 16, iss. 4. P. 267–286. DOI: 10.1134/S1029959913040012.

13. Ениколопов Е. С. Влияние высокого давления со сдвигом на химические реакции // Международный симпозиум по химической физике : сб. материалов. Черноголовка : Изд-во Отдела химической физики, 1981. С. 83.

14. Dremin A. N., Breusov O. N. Processes Occurring in Solids Under the Action of Powerful Shock Waves // RUSS CHEM REV. 1968. Vol. 37, № 5. P. 392–402. DOI: 10.1070/RC1968v037n05ABEH001643.

15. Ghosh G., Asta M. First-principles calculation of structural energetics of Al–TM (TM = Ti, Zr, Hf) intermetallics // Acta Materialia. 2005. Vol. 53. P. 3225–3252. DOI: 10.1016/j.actamat.2005.03.028.

16. Formation of the intermetallic layers in Ti–Al multilayer composites / V. I. Mali [et al.] // Advanced Materials Research. 2011. Vol. 311–313. P. 236–239. DOI 10.4028/www.scientific.net/AMR.311-313.236.

17. Бокштейн Б. С. Диффузия в металлах. М. : Металлургия,1978. 248 с.

18. Лариков Л. Н., Исайчев В. И. Структура и свойства металлов и сплавов. Диффузия в металлах и сплавах. Киев : Наукова думка, 1987. 510 с.

19. Зворыкин Л. О. Особенности массопереноса в металлах и сплавах при прохождении ударных волн : автореф. дис. … д-ра техн. наук. Киев : Ин-т металлофизики АН Украины, 1994. 240 с.

20. Лякишев Н. П. Диаграммы состояния двойных металлических систем : справ. В 3 т. М. : Машиностроение, 1996. 992 с.

21. Molecular dynamics study of structural transformations of cylindrical nanopores in gold under thermal activation conditions and under the action of acoustic and shock waves / A. V. Markidonov [et al.] // Physics of the Solid State. 2015. T. 57, № 8. P. 1551–1554. DOI: 10.1134/S106378341508017X.

22. Meng X., Yanshu F., Xiaoshu Z. Quantitative characterization of morphology of explosive welding interfaces based on fractal theory // Explosion and Shock Waves. 2016. Vol. 36, iss. 1. P. 50–56. DOI: 10.11883/1001-1455(2016)01-0050-07.

23. Interface relief upon explosion welding: Splashes and waves / B. A. Greenberg [et al.] // Physics of Metals and Metallography. 2015. Vol. 116, iss. 4. P. 367–377. DOI: 10.1134/S0031918X15040079.

24. Fundamental Role of Crystal Structure Curvature in Plasticity and Strength of Solids / V. E. Panin [et al.] // Phys. Mesomech. 2015. Vol. 18, No. 2. P. 89–99. DOI: 10.1134/S1029959915020010.

25. Abnormally Fast Migration of Substance at Shock Loadings / R. B. Abylkalykova [et al.] // Advanced Materials Research. 2014. Vol. 871. P. 231–234. DOI: 10.4028/www.scientific.net /AMR.871.231.

© Noskov F. M., Kveglis L. I., Mali V. I., Leskov M. B., Zakharova E. V., 2017

UDK 669.24

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 211–218

MAGNETIC PROPERTIES OF PLASTICALLY DEFORMED NICKEL-TITANIUM ALLOY

F. M. Noskov[1], A. V. Nyavro[2], V. N. Cherepanov[2], A. K. Drozdova[2], L. I. Kveglis[1]

[1]Siberian Federal University
79/10, Svobodnyy Av., Krasnoyarsk, 660041, Russian Federation
[2]National Research Tomsk State University
36, Lenina Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
E-mail: kveglis@list.ru

Ni–Ti alloy has been intensively studied over the past decades. The unique properties of the alloy have allowed using it as a structural material for the creation of instruments and devices in various fields of science and technology, including mechanical engineering, aerospace, instrumentation. Measuring magnetic hysteresis loop is shown that after the deformation of the alloy having ferromagnetic properties. According to the equilibrium phase diagram, the alloys of Ni–Ti at a Ti content above 10 at. % is non-ferromagnetic. Due to lowering of the crystal phase symmetry with a cubic lattice the magnetization appears. In this work we have investigated the magnetic properties and the structure of deformed $Ni_{51}Ti_{49}$ samples by electron microscopy and X-ray diffraction methods. In $Ni_{51}Ti_{49}$ samples after plastic deformation the lenticular crystals containing bending contours with a high concentration of internal stresses were found. Bending contours indicate a large distortion of the crystal lattice. The curvature of the crystal lattice occurs due to the large displacements of the atoms. As a result, it can be formed and icosahedral cluster with the structure of the Frank–Kasper. An icosahedron is a twelve vertex polyhedron, which is denoted by FK-12. Furthermore, the crystal can be formed in other Frank–Kasper structures, e. g., FK-16. FK-16 is a sixteen vertex polyhedron with atom located in the center of the cluster. Indexing paintings electron diffraction and X-ray showed that the alloy phase of the Ni–Ti coexist with the structure Ti_2Ni and Ni_4Ti_3. For explaining the possibility of the appearance of magnetization in Ni–Ti alloy samples spin-polarized electron density of states and magnetic moments $Ni_{10}Ti_6$ clusters (FK-16), Ni_7Ti_5 (FK-12) alloy $Ni_{51}Ti_{49}$ for electrons with different spin projections: "up" and "down" was calculated. The calculation by the scattered waves (RF) was performed. The results of calculation can be seen that the total electron density of nickel tends to zero faster than the density of titanium. Also shows that nickel becomes negative spin density in the area of r = 3.25–6.7 a. u. and titanium for r > 4.5 a. u. This may result depending on the value of the interatomic distances and to the effects ferromagnetism and antiferromagnetic in order to establish a magnetic clusters. The spectra show a high density of states near the Fermi level that is a characteristic feature of metals, besides there is an increase in the magnetization of the alloy during deformation. The calculations showed that the investigated clusters, not susceptible to deformation, also have a magnetic moment (the average magnetic moment per atom cluster FK-12, is about 1,0 μ_B, and for the FK-16 is about 0.3 μ_B. Overall, however, the average magnetic moment is zero, due to the absence of a preferred direction (the chaotic distribution of clusters) for the alloy. However, if the cluster is subjected to tension, the compensation of the magnetic moments of clusters occurs in the alloy, since there is allocated for all atoms direction due to deformation. At the same time, the average magnetic moments of the atoms in the cluster for the Deformed increase to 1.6 μ_B and 0.8 μ_B respectively for the FK-12 and FK-16.

Keywords: titanium nickel alloy, ferromagnetic properties, lenticular crystal cluster, the icosahedron, pentagonal symmetry, spin-polarized electron density of states.

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 211–218

МАГНИТНЫЕ СВОЙСТВА В ПЛАСТИЧЕСКИ ДЕФОРМИРОВАННОМ НИКЕЛЬ-ТИТАНОВОМ СПЛАВЕ

Ф. М. Носков[1], А. В. Нявро[2], В. Н. Черепанов[2], А. К. Дроздова[2], Л. И. Квеглис[1]

[1]Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660041, г. Красноярск, просп. Свободный, 79/10
[2]Национальный исследовательский Томский государственный университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 36
E-mail: kveglis@list.ru

Сплавы системы Ni–Ti интенсивно изучаются в течение последних десятилетий. Уникальные свойства сплава позволили использовать его в качестве конструкционного материала для создания приборов и устройств в различных областях науки и техники, в том числе машиностроении, аэрокосмической сфере, приборостроении. Показано, что после деформации сплав $Ni_{51}Ti_{49}$ приобретает ферромагнитные свойства. Согласно равновесной фазовой диаграмме, сплавы Ni–Ti при содержании Ti выше 10 ат. % не являются ферромагнитными. Известно, что за счет понижения симметрии кристаллической фазы с кубической решеткой возможно возникновение намагниченности. Исследованы магнитные свойства и структура деформированных образцов $Ni_{51}Ti_{49}$ с помощью методов электронной микроскопии и дифракции рентгеновских лучей. В образцах $Ni_{51}Ti_{49}$ после пластической деформации найдены линзовидные кристаллы, содержащие изгибные контуры с высокой концентрацией внутренних напряжений. Изгибные экстинкционные контуры указывают на искажение кристаллической решетки, поскольку кривизна кристаллической решетки возникает при больших смещениях атомов. В результате таких смещений в сплаве могут быть сформированы икосаэдрические кластеры со структурой Франка–Каспера. Икосаэдр – это двенадцативершинник, который обозначается как ФК-12. Кроме того, кристалл может быть сформирован в других структурах Франка–Каспера, например ФК-16, который представляет собой шестнадцативершинник с атомом, расположенным в центре кластера. Расшифровка картины дифракции электронов и рентгеновских лучей показала, что в сплаве Ni–Ti могут сосуществовать фазы Ti_2Ni и Ni_4Ti_3. Для объяснения возможности появления намагниченности в образцах сплава Ni–Ti делался расчет плотности спин-поляризованных состояний электронов для кластеров $Ni_{10}Ti_6$ (ФК-16) и Ni_7Ti_5 (ФК-12) сплава $Ni_{51}Ti_{49}$. Расчет выполнялся методом рассеянных волн. Показано, что полная плотность электронов никеля быстрее стремится к нулю, чем плотность титана. Показано, что спиновая плотность никеля становится отрицательной на расстоянии порядка $r = 3{,}25–6{,}7$ а. е., а титана – при $r > 4{,}5$ а. е. Такие значения r соответствуют межатомным расстояниям в кластерах, которые могут сильно изменяться при деформации. Как следствие, это может приводить к эффектам как ферромагнитизма, так и антиферромагнитизма при установлении магнитного порядка в кластерах, в зависимости от величины межатомных расстояний. Расчетные спектры показывают высокую плотность состояний вблизи уровня Ферми, что является характерной особенностью ферромагнитных металлов. Расчеты показали, что исследуемые кластеры восприимчивы к деформации, а также обладают магнитным моментом (у неискаженного кластера средний магнитный момент на атом кластера ФК-12 составляет около 1,0 μ_B, а для ФК-16 он составляет около 0,3 μ_B). Однако общий средний магнитный момент равен нулю из-за отсутствия предпочтительного направления (хаотическое распределение кластеров) для сплава. В случае же, когда атомы кластера смещены (искаженный кластер), спины атомов (↑ и ↓) не компенсируют друг друга, вследствие чего у искаженного кластера появляется магнитный момент больший, чем у неискаженного кластера, соответственно 1,6 и 0,8 μ_B на один атом для ФК-12 и ФК-16.

Ключевые слова: сплавы Ni–Ti, ферромагнитные свойства, кластеры в линзовидных кристаллах, икосаэдр, пентагональная симметрия, плотности спин-поляризованных электронных состояний.

Introduction. Ni–Ti alloy has been intensively studied over the past decades. Shape memory effect found in this alloy [1] has attracted the attention of many researchers. The unique properties of the alloy have allowed using it as a structural material for the creation of instruments and devices in various fields of science and technology, including mechanical engineering, aerospace, instrumentation. Especially it is important the use of this alloy in medicine [2; 3]. Due to the accumulation of new knowledge the scope of this material is continually expanding.

In our previous article [4] the structure of the bulk $Ni_{51}Ti_{49}$ alloy specimens under tensile loading was studied. Electron microscopy and electron diffraction methods are applied to show that a phase with FCC lattice can be present in titanium nickelide. We have shown that interplanarspacings BCC_{110}, FCC_{111} and HCP_{002} for the studied alloy have close values which demonstrate the possibility of their mutual polymorphic transformation.

We previously investigated the magnetic states of deformed samples by torsion magnetometer method after various numbers of cyclic martensite transformations. Torsion curves have shown the magnetization appearance in $Ni_{51}Ti_{49}$ samples after various numbers of direct and reverse transformations [5]. The phase with a non-zero volume magnetization was formed in the samples during the cyclic martensite transformations. The ferromagnetic phase is distributed in the sample heterogeneously.

We suggested that processes occurringof ferromagnetic properties are the result of repeated direct-reverse martensite transition cycles in Ni–Ti alloys and can lead to the isolation of ferromagnetic particles that are rich in nickel [5; 6]. According to the equilibrium phase diagram, the alloys of Ni–Ti at a Ti content above 10 at. % is non-ferromagnetic. Another hypothesis for appearance of ferromagnetic properties in $Ni_{51}Ti_{49}$ alloy after plastic deformation concerns with the appearance of intermetallide phases [7]. Moreover, by lowering the symmetry of the crystal phase with a cubic lattice the magnetization of alloy appears [8; 9].

Experimental results and discussion. In this work we have investigated the magnetic properties and the structure of deformed $Ni_{51}Ti_{49}$ samples by electron microscopy and X-ray diffraction methods. In fig. 1 we can see the different types of hysteresis loop before and after plastic deformation [10].

The numerous of martensite transformation features in Ni–Ti alloys (e. g. transformation temperature, presence and amount of intermediate phases, nature and mechanism of martensitetransformation) is highly dependent on the availability of lenticular nanocrystals of Ni_4Ti_3 phase. The researches [11] showed the appearance

of lenticular single crystals by exposure to electron beam in metal amorphous films and metal compounds. In $Ni_{51}Ti_{49}$ samples after plastic deformation the lenticular crystals containing bending contours with a high concentration of internal stresses were found. TEM imageofthis crystals is shown in fig. 2.

Lenticular crystals contain a large amount of bending contours. Bending contours indicate a large distortion of the crystal lattice. The curvature of the crystal lattice occurs due to the large displacements of the atoms. The result is the transformation of the original BCC (body-centered cubic) lattice in the FCC (face-centered cubic) lattice, as shown in [4]. FCC lattice contains clusters: tetrahedra and octahedra. Shift and rotation of octahedrons and tetrahedrons results in the formation of the hexagonal lattice. According to [12] octahedra can be transformed into tetrahedrons. As a result, it can be formed and icosahedral cluster with the structure of the Frank-Kasper. An icosahedron is a twelve vertex polyhedron, which is denoted by FK-12. Furthermore, the crystal can be formed in other Frank–Kasper structures, e. g., FK-16. FK-16 is a sixteen vertex polyhedron with atom located in the center of the cluster. This structure is shown in work [13].

Indexing paintings electron diffraction and X-ray showed that the alloy phase of the Ni–Ti coexist with the structure Ti_2Ni and Ni_4Ti_3. X-ray diffraction of the sample of alloy$Ni_{51}Ti_{49}$ is shown in fig. 3. Both phases have a spinel structure and may be coherently linked: Ti_2Ni + Ni_4Ti_3 = 5NiTi. The possibility of coexistence of these phases, as partners, was shown by Kraposhin [12; 14].

For explaining the possibility of the appearance of magnetization in Ni–Ti alloy samples spin-polarized electron density of states and magnetic moments $Ni_{10}Ti_6$ clusters (FK-16), Ni_7Ti_5 (FK-12) alloy $Ni_{51}Ti_{49}$ for electrons with different spin projections: “up” and “down” was calculated. The calculation by the scattered waves (RF) was performed [15]. To build a “muffin-tin” building electron densities for $Ni_{10}Ti_6$ clusters and the one-electron energy levels of nickel and titanium atoms based on the unrestricted Hartree-Fock (UHF) with the exchange-correlation potential Gunnarsson – Lundqvist was calculated [16]. This potential can effectively describe the magnetic states as atoms, and the entire cluster as a whole [17]. In this case UHF method system of equations can be written as:

$$\left[-\frac{d^2}{dr^2}+\frac{l(l+1)}{r^2}-\frac{2Z}{r}+V_C(r)-V_{XGL}^{\sigma}(r)\right]P_{nl\sigma}(r)= \\ =\varepsilon_{nl\sigma}P_{nl\sigma}(r). \quad (1)$$

The number of equations in the system (1) is the number accounted for subshells of the atom considered, ie the number of sets of quantum states carried with numbers $\{nl\sigma\}$. Further, the system of equations (1): Z – nuclear charge; $P_{nl\sigma}(r)$ – the radial wave function describing the state of electrons in a subshell on the quantum numbers $\{nl\sigma\}$, where σ determines the spin projection on the z-axis; $V_C(r)$ – the potential of the Coulomb interaction of the electrons; the exchange interaction potential Gunnarsson–Lundqvist [18].

Solving the system of equations (1) and nickel titanium atoms shells electron levels received energy and the wave functions of those atoms as a function of the spin components. The computed one-electron energy levels are shown in table. From table it follows that external electronic shells of atoms cleaved stronger than internal, which have almost no splitting.

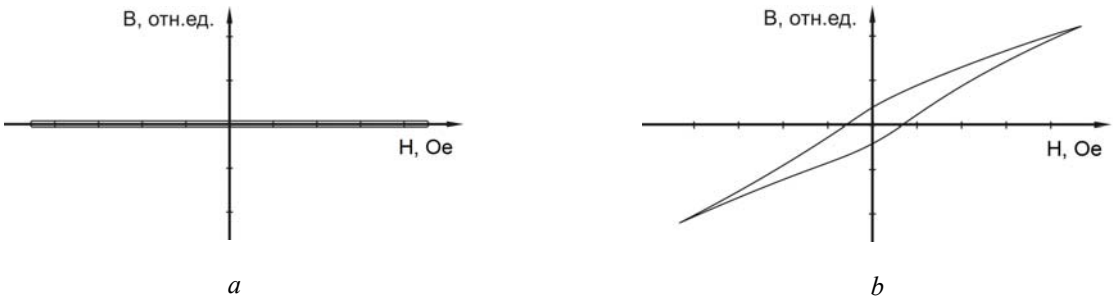


Fig. 1. Types of hysteresis loop before (*a*) and after (*b*) plastic deformation (scale on the horizontal axis corresponds to H = 250 Oe [10])

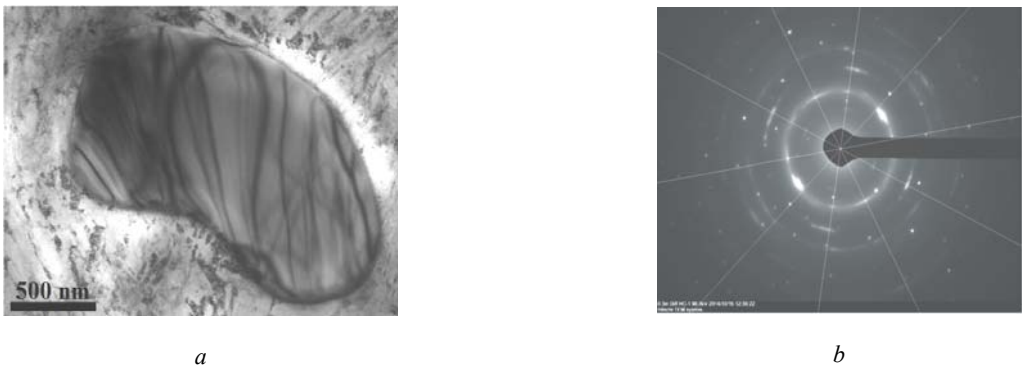


Fig. 2. TEM image of the area of origin of lenticular crystals containing bending contours with a high concentration of internal stresses were found in $Ni_{51}Ti_{49}$ samples after plastic deformation (*a*); electron diffraction pattern of the site with pentagonal symmetry (*b*)

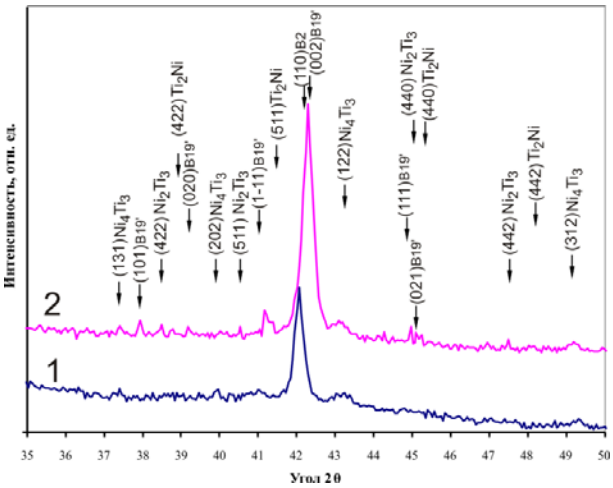


Fig. 3. X-ray diffraction of the sample of alloy $Ni_{51}Ti_{49}$:
1 – $M = 0$; 2 – $M > 0$ (M is saturation magnetization)

One-electron energy levels of the titanium and nickel atoms

Ti		Ni	
$nl\sigma$	$\lvert E_{nl}\rvert$, Ry	$nl\sigma$	$\lvert E_{nl}\rvert$, Ry
$1s^{1\uparrow}$	354.51197	$1s^{1\uparrow}$	595.74822
$1s^{1\downarrow}$	354.51291	$1s^{1\downarrow}$	595.74708
$2s^{1\uparrow}$	38.91297	$2s^{1\uparrow}$	70.67054
$2s^{1\downarrow}$	38.86277	$2s^{1\downarrow}$	70.56912
$2p^{3\uparrow}$	32.56451	$2p^{3\uparrow}$	61.77916
$2p^{3\downarrow}$	32.52616	$2p^{3\downarrow}$	61.70268
$3s^{1\uparrow}$	4.53472	$3s^{1\uparrow}$	7.93867
$3s^{1\downarrow}$	4.36985	$3s^{1\downarrow}$	7.73841
$3p^{3\uparrow}$	2.86531	$3p^{3\uparrow}$	5.22452
$3p^{3\downarrow}$	2.69807	$3p^{3\downarrow}$	5.02787
$3d^{2\uparrow}$	0.36168	$3d^{5\uparrow}$	0.72999
$4s^{1\uparrow}$	0.28178	$3d^{3\downarrow}$	0.55371
$4s^{1\downarrow}$	0.35532	$4s^{1\uparrow}$	0.43240
		$4s^{1\downarrow}$	0.39915

The wave functions obtained by solving the equation (1), were used for calculation of total electron densities and spin basic configuration of titanium and nickel atoms. In accordance with rule of Gund, in the ground state of an atom of titanium in the unfilled 3d shell is just 2 electrons with parallel spins ($3d^2$ configuration), and the nickel atom, on the contrary, to fill the 3d shell lacks 2 electrons. 3d electron configuration for nickel has the following form: $3d^5 3d^3$. The presence of unfilled d-shell electrons of the atoms leads to the effect of "spin polarization", that's the energy levels of all the shells are broken down according to the projection of the spin. In the calculation we used the following configuration of the ground states of the atoms:

$$\begin{aligned}&\text{Ti: } 1s^{1\uparrow}1s^{1\downarrow}2s^{1\uparrow}2s^{1\downarrow}2p^{3\uparrow}2p^{3\downarrow}\\&3s^{1\uparrow}3s^{1\downarrow}3p^{3\uparrow}3p^{3\downarrow}3d^{2\uparrow}4s^{1\uparrow}4s^{1\downarrow},\\&\text{Ni: } 1s^{1\uparrow}1s^{1\downarrow}2s^{1\uparrow}2s^{1\downarrow}2p^{3\uparrow}2p^{3\downarrow}3s^{1\uparrow}\\&3s^{1\downarrow}3p^{3\uparrow}3p^{3\downarrow}3d^{5\uparrow}3d^{3\downarrow}4s^{1\uparrow}4s^{1\downarrow}.\end{aligned} \tag{2}$$

Full density of electrons in the atom can be represented as:

$$\rho(r) = \frac{1}{4\pi}\sum_{i\sigma} n_{i\sigma}\left|R_{i\sigma}(r)\right|^2, \tag{3}$$

where $n_{i\sigma}$ – the number of fill subshells with different spin projections, radial functions $R_{i\sigma}(r) = \dfrac{R_{nl\sigma}(r)}{r}$.

The spin density of the electrons is determined by the difference in the electron density of atoms with spin "up" and "down":

$$\rho(r) = \rho^{\uparrow}(r) + \rho^{\downarrow}(r). \tag{4}$$

The results of calculation of the total spin and electron densities of Ni and Ti atoms are shown in fig. 4. It can be seen that the total electron density of nickel tends to zero faster than the density of titanium. This is due to the fact that the charge of nickel anymore, he strongly attracts electrons to the nucleus than titanium. Fig. 4, *b* also shows that nickel becomes negative spin density in the area of r = 3.25–6.7 a. u. and titanium for $r > 4.5$ a. u. This may result depending on the value of the interatomic distances and to the effects ferromagnetism and anti-ferromagnetic in order to establish a magnetic clusters. In addition, most titanium delocalization spin density (in both its positive and in the negative areas) contributes to the fact that the magnetic moment of the titanium atom in the compounds is not manifested.

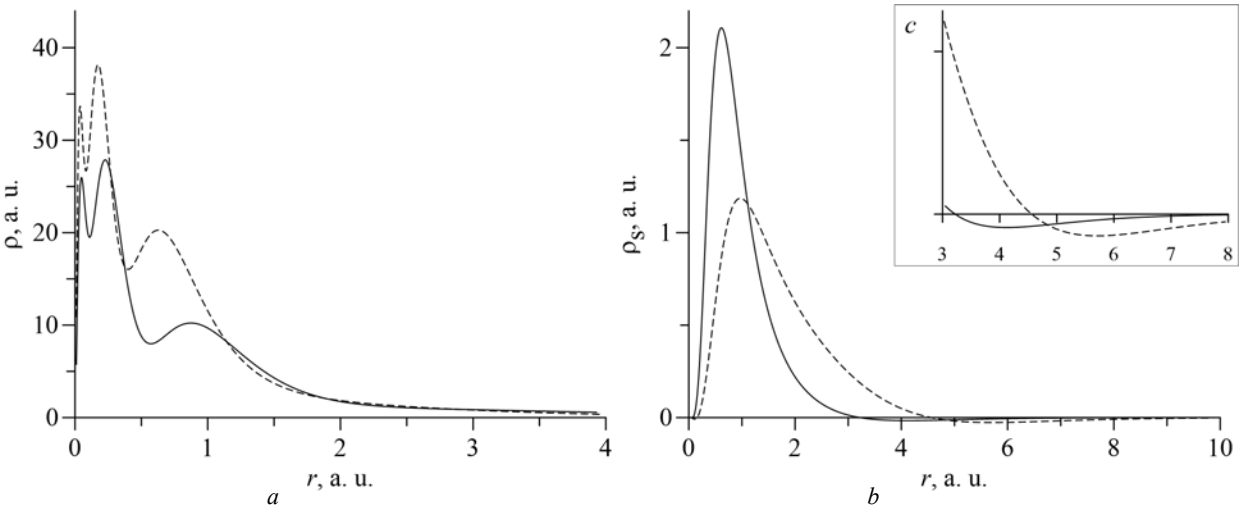


Fig. 4. Total (*a*) and spin (*b*) electron density for titanium and nickel atoms:
solid line – for Ni atoms; dashed line – for the Ti atoms; *c* – enlarged fragment

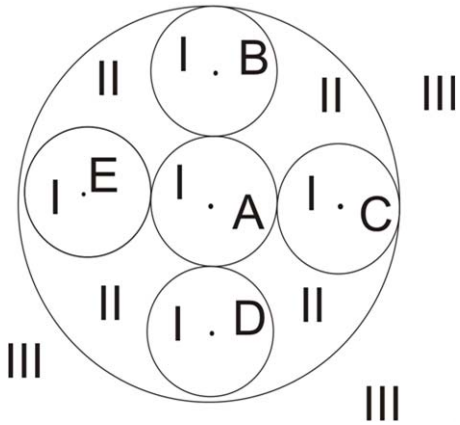


Fig. 5. Splitting the potential cluster into three regions by the method of scattered waves:
I – the area of atomic spheres; II – Intersectoral space; III – the scope Watson

The calculated electron density (3) and (4) continue to be used for the construction of "muffin-tin" potential clusters of FC-16 and FC-12 on the basis of PB method. The potential of the cluster is divided into three regions: the atomic spheres (I), intersectoral space (II) and the scope of Watson (III) (fig. 5).

Using a "muffin-tin" approximation [19] for the cluster-building makes it relatively easy to find a solution to the one-electron equation for each of the regions of the molecule or cluster. The approximation of a spherical symmetry allows to separate the variables in the Schrodinger equation, and the wave function of each of the one-electron states represented as the product of radial and angular parts. Using the condition of "stitching" of the wave function at the border areas of section (I)–(III), can be prepared secular equation for calculation of the spectrum of a molecule or cluster as [17; 19]:

$$\det\left\|\left[t_l^p\right]^{-1}\delta_{ll'}\delta_{mm'}-\sum_{\substack{q\neq p\\ l'm}}G_{lm,l'm'}^{pq}\left(\varepsilon_i\right)\right\|=0. \qquad (5)$$

In equation (5) used the notation of [17]. Determinants'zeros (5) give the values of the energy levels of the cluster. It should be noted that the effectiveness of the approach used to study the properties of the Frank–Kasper structures illustrated by the example of iron and manganese alloys in [20].

Calculated using the formula (5) one-electron energy levels of the clusters were used to calculate the electron density of states $N(E)$. For this purpose, limited to consideration of the electronic structure of small clusters, you must take into account the discrete electron levels (the number of one-electron levels still not large enough to form a continuous distribution of electronic states). To compare the calculation results with the experimental data, as well as with the results of calculations using the methods of band theory, each discrete energy level is comparable to the distribution function of the energy density in the form of a Gaussian:

$$n_i\left(E\right)=\frac{n_i}{\gamma\sqrt{2\pi}}\exp\left[-\frac{\left(E-\varepsilon_i\right)^2}{2\gamma^2}\right], \qquad (6)$$

where n_i – occupation number of the *i*-th level, and setting determines the degree of blurring of the energy state (γ = 0.015Ry). Using a distribution $n_i(E)$ in the form (6) makes it possible to limit the transition from cluster to an infinite crystal. Then the total density of electronic states in the cluster is given by:

$$N(E) = \sum_i n_i(E). \quad (7)$$

The magnetic moment of the *p*-th atom in the cluster is determined in accordance with [19], the following expression:

$$\mu_p = \int_{-\infty}^{E_F} N_p^{\uparrow}(E)dE - \int_{-\infty}^{E_F} N_p^{\downarrow}(E)dE. \quad (8)$$

Here $N_p^{\uparrow(\downarrow)}(E) = \sum_l N_{pl}^{\uparrow(\downarrow)}(E)$ – is local spin density of electrons *p*-th atom, defined by the formula (6) and (7) for each atom with spin. Fig. 5 and 6 shows the results of calculations of the spin density of electronic states $N^{\uparrow(\downarrow)}(E) = \sum_p N_p^{\uparrow(\downarrow)}(E)$ for Ni_7Ti_5 clusters and $Ni_{10}Ti_6$ $Ni_{51}Ti_{49}$ alloy for undeformed (near-spherical structure), and for the cluster of deformed (elongated by 5 % along the Z-axis), respectively. Unfortunately, the authors of [21] did not give any information about the magnetization of the alloy.

The spectra in fig. 6 and 7 show a high density of states near the Fermi level that is a characteristic feature of metals, besides there is an increase in the magnetization of the alloy during deformation.The calculations showed that the investigated clusters, not susceptible to deformation, also have a magnetic moment (the average magnetic moment per atom cluster FK-12, is about 1.0 μ_B, and for the FK-16 is about 0.3 μ_B. Overall, however, the average magnetic moment is zero, due to the absence of a preferred direction (the chaotic distribution of clusters) for the alloy. However, if the cluster is subjected to tension, the compensation of the magnetic moments of clusters occurs in the alloy, since there is allocated for all atoms direction due to deformation. At the same time, the average magnetic moments of the atoms in the cluster for the Deformed increase to 1.6 μ_B and 0.8 μ_B respectively for the FK-12 and FK-16.

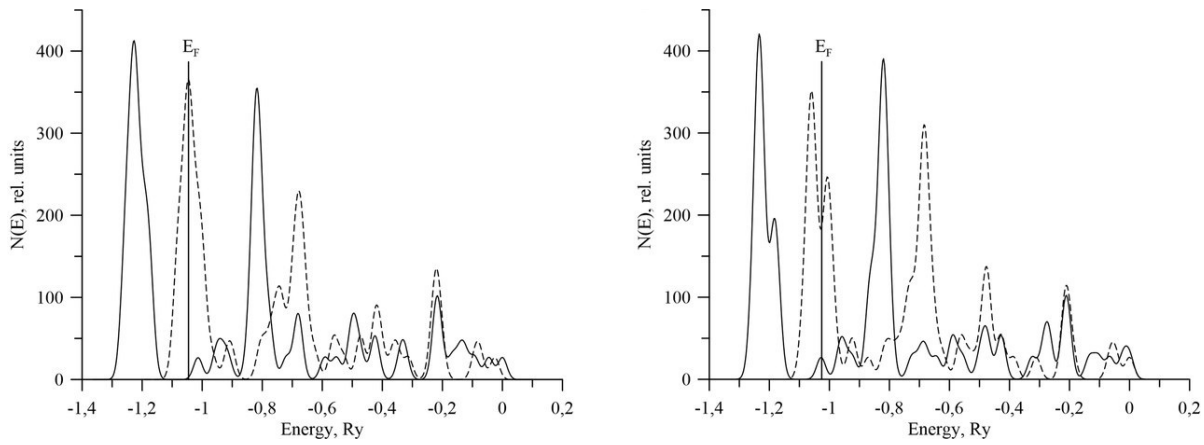


Fig. 6. The distribution of the electron density of states *N*(*E*) for Ni_7Ti_5 clusters: deformed cluster (*a*); non-deformed cluster (*b*). Solid line corresponds to the density of electrons with spin "up" (↑), dashed line – with spin "down" (↓); E_F – the position of the Fermi level

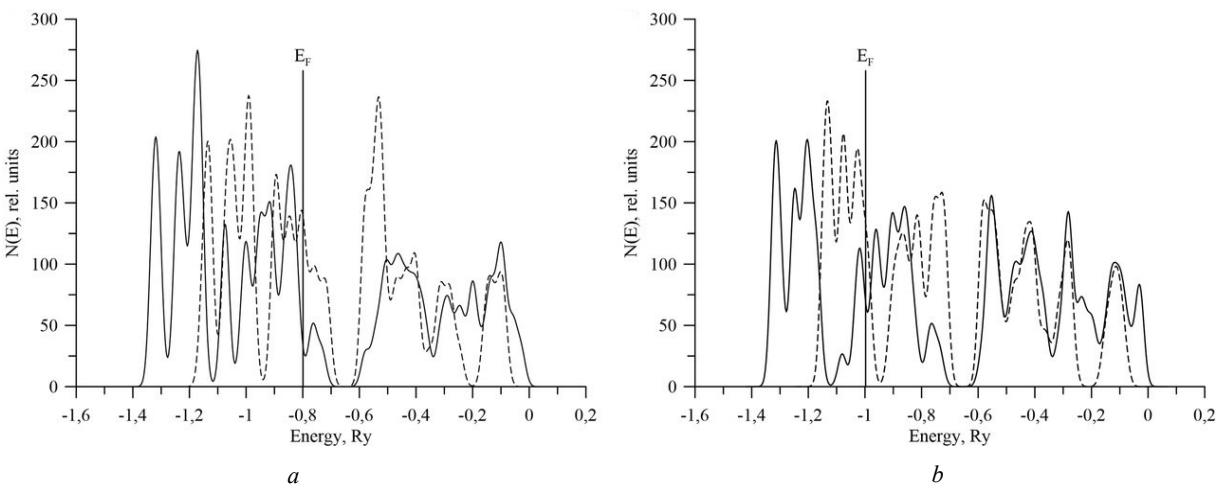


Fig. 7. The distribution of the electron density of states *N* (*E*) for $Ni_{10}Ti_6$ clusters: deformed cluster (*a*); non-deformed cluster (*b*). Solid line corresponds to the density of electrons with spin "up" (↑), dashed line – with spin "down" (↓); E_F – the position of the Fermi level

Conclusions. Experimental and theoretical study of $Ni_{51}Ti_{49}$ alloy showed the appearance of magnetization in its deformation (stretching), connected with the lowering of crystal symmetry with B2 structure. It is also shown the possibility of existence of phase with FCC for NiTi. It was found that the interplanar distance BCC110, FCC111 and HCP002 in these alloys have similar values, indicating the possibility of their mutual polymorphic transformation. The new scheme of martensitic transformations in NiTi of B2 structure (BCC) in B19′ (HCP lattice) through the intermediate phase of FCC.

Acknowledgments. The authors are grateful to the staff of the Laboratory IRGETAS East Kazakhstan State Technical University, A. Dzhes for help with the experiment.

Благодарности. Авторы благодарят сотрудника лаборатории ИРГЕТАС Восточно-Казахстанского государственного технического университета А. В. Джес за помощь в проведении эксперимента.

References

1. Gunter V. E., Yasenchuk Y. F., Klopotov A. A., Khodorenko V. N. [Physical and mechanical properties and structure of the porous alloy superelastic TiNi]. *Pis'ma v ZhTF.* 2000, Vol. 26, No. 1, P. 71–76 (In Russ.).

2. Gunter V. E., Dombaev G. T., Sysolyatin P. G. et al. *Meditsinskie materialy i implantaty s pamyat'yu formy* [Medical Materials and Implants with Shape Memory]. Tomsk, TGU Publ., 1998, 486 p.

3. Itin V. I., Shevchenko N. A., Korostelyova E. N., Tuhfatullin A. A., Mirgazizov M. Z., Gunter V. E. [Functional composites "bioceramics titanium-nickel alloy" for medicine]. *Pis'ma v ZhTF.* 1997, Vol. 23, No 8, P. 1–6 (In Russ.).

4. Kveglis L. I., Noskov F. M., Volochaev M. N., Jess A. V. [Martensitic transformations in NiTi through an intermediate phase with FCC]. *Fizicheskaja mezomehanika*. 2016, Vol. 19, No. 2, P. 100–107 (In Russ.).

5. Abylkalykova R. B., Tazhibaeva G. B., Noskov F. M., Kveglis L. I. Features of martensitic transformation in NiTi. *Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Physics*. 2009, Vol. 73, No. 11, P. 1542–1544.

6. Panin V. E., Egorushkin V. E. [Curvature Solitons as Generalized Structural Wave Carriers of Plastic Deformation and Fracture]. *Fizicheskaya mezomekhanika*. 2013, Vol. 16, No. 4, P. 267–286 (In Russ.).

7. Takacs L. Mechanochemistry and the Other Branches of Chemistry: Similarities and Dierences. *Acta physica polonica A*. 2012, Vol. 121, No. 3, P. 711–714.

8. Khomskii D. I., Kugel K. I., Sboychakov A. O., Streltsov S. V. Role of local geometry in the spin and orbital structure of transition metal compounds. *JETP letters.* 2016, Vol. 122, No 3, P. 484.

9. Gudenough J. B. Magnetism and the Chemical Bond. New York, Wiley Intersci. 1963, 394 p.

10. Frolov G. I., Zhigalov V. S. *Fizicheskie svoystva i primenenie magnitoplenochnykh nanokompozitov* [Physical properties and application of nanocomposite magnetic films]. Novosibirsk, SB RAS Publ., 2006, 187 p.

11. Kolosov V. Yu., Tholen A. R. Transmission electron microscopy studies of the specific structure of crystals formed by phase transition in iron oxide amorphous films. *Acta Materialia*. 2000, Vol. 48, P. 1829.

12. Talis A., Kraposhin V. Finite noncrystallographic groups, 11-vertex equi-edged triangulated clusters and polymorphic transformations in metals. *ActaCryst.* 2014, Vol. A70, P. 616–625.

13. Kveglis L. I., Dzhes A. V., Volochaev M. N., Cherkov A. G., Noskov F. M. The clusters self-assembled crystal and magnetic structure during the martensite transition in $Fe_{86}Mn_{13}C$ alloy. *Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies.* 2015, Vol. 8, No. 1, P. 48–56.

14. Kraposhin V. S., Talis A. L., Demin E. D., Zaitsev A. I. [Crystal geometry and mechanism of fusion of spinel manganese sulfide in complex non-metallic inclusion]. *Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov.* 2015, Vol. 7, P. 4–12 (In Russ.).

15. Slater J. C., Johnson K. H. Self-consistent field X_α cluster method for polyatomic molecules and solids. *Phys. Rev. B*. 1972, Vol. 5, No. 3, P. 844–853.

16. Slater J. C. Suggestions from solid-state theory regarding molecular calculations. *J. Chem. Phys.* 1985, Vol. 43, P. 228.

17. Nyavro A. V. *Evolyutsiya elektronnykh sostoyaniy: atom – molekula – klaster – kristall* [Evolution of electronic states: atom-molecule-cluster-crystal]. Tomsk, TGU Publ., 2013, 268 p.

18. Gunnarson O., Lundqvist B. I. Exchange and correlation in atoms, molecules and solids by the spin-density-functional formalism. *Phys. Rev. B*. 1976, Vol. 13, No. 10, P. 4274–4298.

19. Nemoshkalenko V., Kucherenko N. *Metody vychislitel'noy fiziki v teorii tverdogo tela. Elektronnye sostoyaniya v neideal'nykh kristallakh* [Methods of computational physics in solid state theory. Electronic states in imperfect crystals]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1986, 296 p.

20. Kveglis L. I., Abylkalykova R. B., Noskov F. M., Arhipkin V. G., Musikhin V. A., Cherepanov V. N., Niavro A. V. Local electron structure and magnetization in $\beta - Fe_{86}Mn_{13}C$. *Superlattices and Microstructures.* 2009, Vol. 46, No. 1–2, P. 114–120.

21. Kulkova S. E., Valuysky D. V., Smolin I. Y. [Changes in the electronic structure at B2-B19' martensitic transformation in NiTi]. *Fizika tverdogo tela*. 2001, Vol. 43, No. 4, P. 706–713 (In Russ.).

Библиографические ссылки

1. Физико-механические свойства и структура сверхэластичных пористых сплавов на основе никелида титана / В. Э. Гюнтер [и др.] // Письма в ЖТФ. 2000. Т. 26, № 1. С. 71–76.

2. Медицинские материалы и имплантаты с памятью формы / В. Э. Гюнтер [и др.]. Томск : ТГУ, 1998. 486 с.

3. Функциональные композиционные материалы «биокерамика – никелид титана» для медицины / В. И. Итин [и др.] // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23, № 8. С. 1–6.

4. Мартенситные превращения в никелиде титана через промежуточную фазу с ГЦК-решеткой / Л. И. Квеглис [и др.] // Физическая мезомеханика. 2016. Т. 19, № 2. С. 100–107.

5. Особенности мартенситного превращения в никелиде титана / Р. Б. Абылкалыкова [и др.] // Известия Российской академии наук. Серия физическая. 2009. Т. 73, № 11. С. 1642–1644.

6. Панин В. Е., Егорушкин В. Е. Солитоны кривизны как обобщенные волновые структурные носители пластической деформации и разрушения // Физическая мезомеханика. 2013. Т. 16, № 3. С. 7–26.

7. Takacs L. Mechanochemistry and the Other Branches of Chemistry: Similarities and Dierences // Acta physica polonica A. 2012. Vol. 121, No 3. P. 711–714.

8. Role of local geometry in the spin and orbital structure of transition metal compounds / D. I. Khomskii [et al.] // JETP letters. 2016. Vol. 122, No 3. P. 484.

9. Gudenough J. B. Magnetism and the Chemical Bond. New York : Wiley Intersci., 1963. 394 p.

10. Фролов Г. И., Жигалов В. С. Физические свойства и применение магнитопленочных нанокомпозитов. Новосибирск : Изд-во СО РАН, 2006. 187 с.

11. Kolosov V. Yu., Tholen A. R. Transmission electron microscopy studies of the specific structure of crystals formed by phase transition in iron oxide amorphous films // Acta Materialia. 2000. Vol. 48. P. 1829.

12. Talis A., Kraposhin V. Finite noncrystallographic groups, 11-vertex equi-edged triangulated clusters and polymorphic transformations in metals // ActaCryst. 2014. Vol. A70. P. 616–625.

13. The clusters self-assembled crystal and magnetic structure during the martensite transition in $Fe_{86}Mn_{13}C$ alloy / L. I. Kveglis [et al.] // Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies. 2015. Vol. 8, No 1. P. 48–56.

14. Кристаллогеометрический механизм срастания шпинели и сульфида марганца в комплексное неметаллическое включение / В. С. Крапошин [и др.] // Металловедение и термическая обработка металлов. 2015. № 7. С. 4–12.

15. Slater J. C., Johnson K. H. Self-consistent field Xα cluster method for polyatomic molecules and solids // Phys. Rev. B. 1972. Vol. 5, No 3. P. 844–853.

16. Slater J. C. Suggestions from solid-state theory regarding molecular calculations // J. Chem. Phys. 1985. Vol. 43. P. 228.

17. Нявро А. В. Эволюция электронных состояний: атом–молекула–кластер–кристалл. Томск : Томский гос. ун-т, 2013. 267 с.

18. Gunnarson O., Lundqvist B. I. Exchange and correlation in atoms, molecules and solids by the spin-density-functional formalism // Phys. Rev. B. 1976. Vol. 13, No 10. P. 4274–4298.

19. Немошкаленко В. В., Кучеренко Ю. Н. Методы вычислительной физики в теории твердого тела. Электронные состояния в неидеальных кристаллах. Киев : Наук. Думка, 1986. 296 с.

20. Local electron structure and magnetization in β – $Fe_{86}Mn_{13}C$ / L. I. Kveglis [et al.] // Superlattices and Microstructures. 2009. Vol. 46, No 1–2. P. 114–120.

21. Кулькова С. Е., Валуйский Д. В., Смолин И. Ю. Изменения электронной структуры при B2-B19′ мартенситном превращении в никелиде титана // Физика твердого тела. 2001. Т. 43, № 4. С. 706–713.

© Noskov F. M., Nyavro A. V., Cherepanov V. N., Drozdova A. K., Kveglis L. I., 2017

УДК 677.532

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 219–226

РАЗРАБОТКА СТРУКТУР И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТЕРМОСТОЙКИХ РАДИООТРАЖАЮЩИХ ТКАНЕЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН

П. Е. Сафонов*, Н. М. Левакова

ООО «ТЕКС-ЦЕНТР»
Российская Федерация, 105005, г. Москва, ул. Малая Почтовая, 2/2
*E-mail: info@teks-centre.ru

Актуальность исследования обусловлена активным развитием современного оборудования с применением мощных источников электромагнитного излучения, а также расширением сфер их применения.

Представлены результаты разработки структуры и технологии изготовления термостойкой радиоотражающей ткани, отличающейся от существующих аналогов высокой термо- и радиационной стойкостью, меньшей поверхностной плотностью, высоким значением коэффициента отражения электромагнитного излучения частотой до 16 ГГц включительно. Необходимость использования новых радиоотражающих тканей продиктована ужесточением требований, предъявляемых к материалам и конструкциям космических антенн.

Цель работы состояла в замене существующей серийной ткани, используемой в конструкциях излучателей спиральных космических антенн, на радиоотражающую ткань, изготовленную из новых комбинированных термостойких электропроводящих нитей.

Комбинированные термостойкие электропроводящие нити предложено вырабатывать на крутильно-оплеточных машинах специальной конструкции. В качестве сердечника комбинированных нитей предложено использовать параарамидные или полиимидные нити линейной плотности не более 8–14 текс, а в качестве электропроводящей оплетки использовать стальные или медные микропроволоки диаметром не более 50 мкм. Разработанные нити отличаются высокими значениями разрывной нагрузки, малым удлинением и малой линейной плотностью.

Предложены технологические параметры (натяжение и скоростные режимы) изготовления комбинированных нитей и технологические параметры процесса изготовления радиоотражающей ткани на их основе по переходам ткацкого производства.

Исследованы основные физико-механические свойства и радиотехнические характеристики серийной и новой радиоотражающих тканей. Спроектированные на базе комбинированных термостойких электропроводящих нитей образцы радиоотражающих тканей обладают поверхностной плотностью от 50 до 130 г/м^2 при требовании не более 150 г/м^2. Новые образцы радиоотражающих тканей обеспечивают коэффициент отражения излучения частотой до 16 ГГц на уровне 98 % при требовании не менее 95 %. Установлено, что разработанная ткань имеет преимущество перед существующей тканью по всем показателям.

Результатом работы является внедрение новых тканей в конструкции спиральных антенн, разрабатываемых АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева».

Ключевые слова: параарамидные нити, комбинированные термостойкие электропроводящие нити, радиоотражающая ткань, радиотехнические характеристики ткани.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 219–226

THE DEVELOPMENT OF STRUCTURES AND TECHNOLOGIES OF MANUFACTURING OF HEAT-RESISTANT RADIO REFLECTION FABRICS FOR SPACE ANTENNAS

P. E. Safonov*, N. M. Levakova

TEKS-CENTRE Ltd
2/2, Malaya Pochtovaya Str., Moscow, 105005, Russian Federation
*E-mail: info@teks-centre.ru

The actuality of the research is due to the rapid development of modern equipment with the use of powerful sources of electromagnetic radiation, as well as the expansion of spheres of their application.

The study presents the results of the design and technology of heat-resistant fabric radio reflection that differs from existing analogues by high thermal and radiation resistance, lower surface density, a high value of the reflection coefficient of the electromagnetic radiation with a frequency up to 16 GHz, inclusive. The need for new radio reflection fabric is dictated by the tightening of requirements to materials and structures for space antennas.

The aim of this work was to replace existing serial fabric used in the construction of spiral space antennas, radio reflection fabric, made of new combined heat-resistant electrically conductive threads.

The combined heat-resistant electrically conducting threads are proposed to develop a twisting-braiding machine of special design. As the core combined threads is proposed to use polyimide or with a para-aramid yarn with a linear density of no more than 8–14 Tex, and the electrically conductive braid to use steel or copper microwire with a diameter of less than 50 microns. Developed threads are characterized by high values of the breaking load, low elongation and low linear density.

The process parameters (tension and speed modes) of the manufacture of combined threads and process parameters of the manufacturing process radio reflection fabrics on their basis the transition of weaving are proposed.

The basic physico-mechanical properties and electronic characteristics of serial and new radio reflection fabrics have been researched. Designed on the basis of combined heat-resistant conductive thread samples of radio reflection fabrics have a surface density of from 50 to 130 g/m^2 with the requirement of not more than 150 g/m^2. New samples of fabrics provide radio reflection coefficient of reflection of radiation with a frequency up to 16 GHz at 98 % when demand is not less than 95 %. It was found that the developed fabric has the advantage over the existing fabric in all respects.

The result is the introduction of new fabrics in the design of spiral antennas by JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev".

Keywords: para-aramid yarn, heat-resistant conductive thread, radio reflection fabric, electrical characteristics of the fabric.

Введение. Разработка новых структур тканей специального назначения, сочетающих свойства высокой термо- и радиационной стойкости, электропроводности, отличающихся при этом минимально возможной поверхностной плотностью, является актуальной задачей, так как подобные ткани находят применение в различных областях техники, в том числе космической.

Для обеспечения жестких требований, предъявляемых к конструкциям и материалам космических антенн, разрабатываемых в АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», необходимо использовать новые радиоотражающие материалы, отличающиеся от существующих аналогов высокой термо- и радиационной стойкостью, отсутствием газовыделения, минимальным весом, стабильностью размеров и обеспечивающие высокие значения коэффициента отражения электромагнитных волн заданной частоты.

В конструкциях излучателей спиральных космических антенн в качестве радиоотражающего материала долгое время использовалась серийная ткань арт. 56041 с поверхностной плотностью 180 г/м^2. Данная ткань изготавливается из специальных мишурных нитей, полимерный сердечник которых выполняется из полиамидной нити, а электропроводящая оплетка – из медной плющеной посеребренной проволоки.

Недостатком ткани арт. 56041 является низкая термо- и радиационная стойкость (из-за использования в ее структуре мишурных нитей, содержащих полиамид) и высокая поверхностная плотность, что не устраивает заказчика.

Таким образом, цель работы заключалась в замене существующей радиоотражающей ткани на новую ткань или серию тканей, к которым предъявляются следующие требования:

– стойкость к воздействию температур в диапазоне от –180 до +180 ºС;

– воздействие ионизирующего излучения до дозы $2{,}9\times10^8$ рад;

– работоспособность в условиях вакуума 1×10^{-13} мм рт. ст.;

– отсутствие газовыделения (летучие конденсирующиеся вещества – менее 0,1 %);

– поверхностная плотность не более 150 г/м^2;

– коэффициент отражения электромагнитного излучения не менее 95 % на частотах до 16 ГГц.

На основании обзора отечественных [1–5] и зарубежных [6–10] периодических изданий и патентных источников было установлено, что существующие текстильные материалы не соответствуют перечисленным требованиям по причине низкой термостойкости, а также из-за высокой поверхностной плотности, либо не подходят по радиотехническим характеристикам (имеют низкие значения коэффициентов отражения в радиочастотном диапазоне).

Поэтому для решения поставленной задачи было предложено вырабатывать новые радиоотражающие ткани из комбинированных термостойких электропроводящих нитей, которые изготавливаются на крутильно-оплеточных машинах специальной конструкции. Подобные структуры тканей имеют преимущество перед металлизированными с поверхности тканями [4; 5], так как они сохраняют свои свойства в течение всего срока эксплуатации.

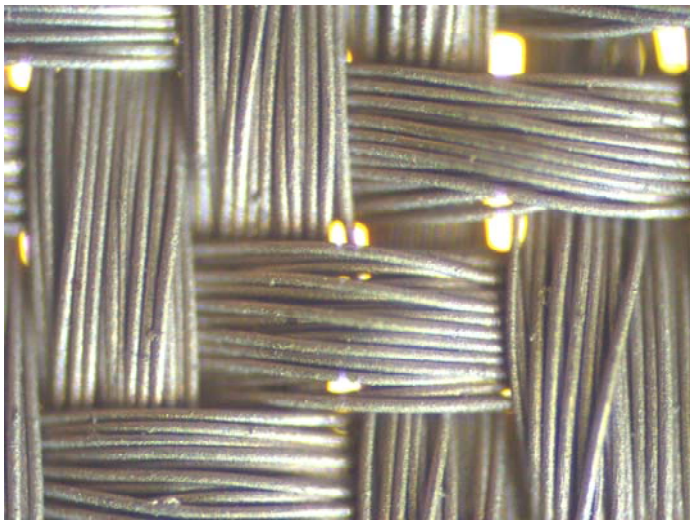
На рис. 1 в качестве примера представлены фотографии ткани из полиимидных нитей, никелированной гальваническим способом, и фотографии ткани из комбинированных электропроводящих нитей, содержащих стальную микропроволоку в оплетке. Видно, что в местах пересечения нитей основы и утка у ткани, металлизированной с поверхности, отсутствует металлическое покрытие, что снижает надежность электрических контактов, к тому же, металлическое покрытие может осыпаться с поверхности органических волокон, обладающих малой шероховатостью. Этих недостатков лишены ткани из комбинированных текстильно-металлических нитей, содержащих в оплетке различные металлические микропроволоки.

Разработка комбинированных термостойких электропроводящих нитей. Для решения задачи по созданию радиоотражающей ткани, обладающей совокупностью заданных эксплуатационных свойств, было

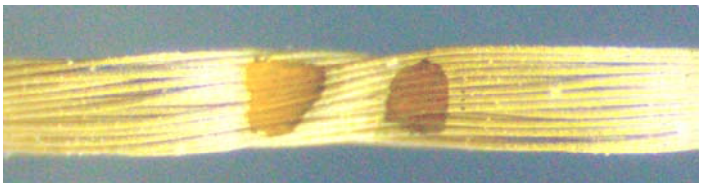
предложено использовать комбинированные термостойкие электропроводящие нити, которые можно изготовить путем оплетения текстильной нити металлической микропроволокой на крутильно-оплеточных, тростильно-крутильных или прядильно-крутильных машинах [11; 12].

В настоящем исследовании комбинированные термостойкие электропроводящие нити изготавливались на крутильно-оплеточной машине с полыми веретенами, где полимерная нить-сердечник заправляется в полое веретено, на веретено устанавливается катушка с металлической микропроволокой-оплеткой, которая заправляется в рогульку, что обеспечивает требуемый уровень ее натяжения и равномерность распределения по поверхности сердечника.

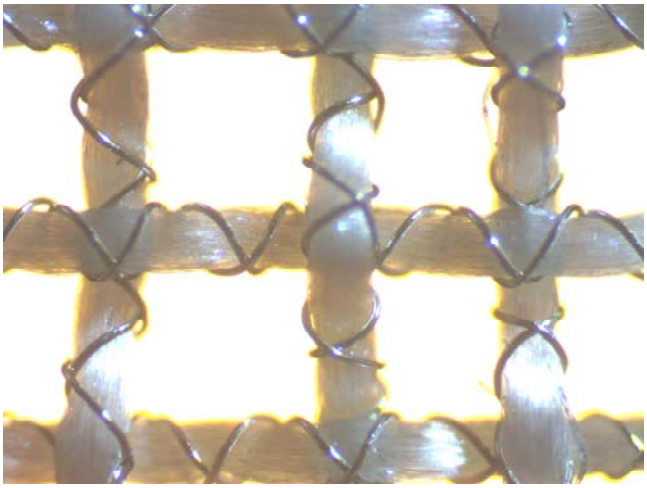
На рис. 2 представлена фотография, сделанная при изготовлении комбинированной нити, где запечатлена баллонирующая медная проволока при оплетении арамидной нити. При формировании комбинированной нити натяжение сердечника составляет от 3 до 12 % от его абсолютной разрывной нагрузки, а натяжение металлической микропроволоки должно быть, по меньшей мере, на 50 % меньше натяжения сердечника.



а



б



в

Рис. 1. Фотографии различных видов радиоотражающих тканей:
а – никелированная аримидная ткань; *б* – нить, извлеченная из никелированной ткани;
в – ткань из комбинированных электропроводящих нитей с двойной стальной оплеткой

В качестве сердечника новых комбинированных термостойких электропроводящих нитей предложено использовать комплексные параарамидные нити АРМАЛОН® или РУСЛАН® или полиимидные нити АРИМИД®. В оплетке предложено использовать медную посеребренную или стальную микропроволоки.

Таким образом, высокая прочность, термо- и радиационная стойкость комбинированной нити обеспечиваются за счет использования в ее сердечнике параарамидных или полиимидных нитей [13; 14], а высокая электропроводность обеспечивается за счет использования металлической микропроволоки, которая должна обладать минимальным электрическим сопротивлением [15; 16].

В табл. 1 представлены основные показатели свойств разработанных комбинированных термостойких электропроводящих нитей в сравнении с серийной мишурной нитью, а на рис. 3 представлены фотографии некоторых полученных образцов комбинированных нитей.

Установлено, что содержание металлической оплетки в составе комбинированных нитей может находиться в пределах от 60 до 80 %, в зависимости от используемого вида металла, диаметра проволоки и линейной плотности полимерной нити-сердечника, а значит, управляя данным показателем, можно управлять радиотехническими характеристиками ткани.

Разработанные образцы комбинированных нитей отличаются от серийной мишурной нити меньшей линейной плотностью благодаря использованию более тонких сердечников с большей удельной прочностью, меньшим удлинением и не уступают серийной нити в разрывной нагрузке (исключение – образец 3 с полиимидным сердечником). Все это позволяет изготовить из новых комбинированных нитей термостойкие радиоотражающие ткани, обладающие заданными эксплуатационными свойствами.

Технология изготовления радиоотражающей ткани. Разработанные комбинированные термостойкие электропроводящие нити поступают в приготовительный отдел ткацкого производства на двухфланцевых катушках. Снование осуществляется на ленточной машине специальной конструкции, оснащенной стойкой-шпулярником с вращающимися катушками, таким образом, достигаются требуемые условия радиального сматывания нитей.

Скорость снования не должна превышать 30 м/мин. Средний уровень натяжения в процессе снования составляет 10 сН, при коэффициенте вариации 30–40 %, максимальное натяжение достигает 25 сН, что составляет всего 1,5–2,0 % от разрывной нагрузки нити.

Для изготовления новой радиоотражающей ткани был выбран челночный способ ткачества. Скорость челночного ткацкого станка при изготовлении радиоотражающей ткани составляет 140–160 об/мин. Среднее натяжение основы за период формирования раппорта ткани полотняного переплетения составляет 20 сН, натяжение при прибое достигает 120 сН, а натяжение в момент заступа не превышает 2 сН. Наматывание уточных шпуль осуществляется на уточномотальном автомате, среднее натяжение при формировании уточной шпули может составлять 30–80 сН.

После изготовления радиоотражающей ткани она подвергается процессу заключительной отделки, что позволяет удалить замасливатель А-1 (ТУ 2484-002-05744685-2002) с поверхности арамидных нитей. Удаление замасливателя необходимо для удовлетворения требований заказчика по минимальному газовыделению в условиях космического пространства.

Рис. 2. Форма медной проволоки при оплетении арамидной нити

Таблица 1

Показатели свойств комбинированных термостойких электропроводящих нитей

Наименование показателя свойств	Образцы комбинированных нитей					
	Серийный	Опытные				
		1	2	3	4	5
Материал сердечника	Полиамид	АРМАЛОН	АРМАЛОН	АРИМИД	РУСЛАН	РУСЛАН
Материал оплетки	Медь	Сталь	Медь			Сталь
Содержание сердечника/оплетки, %	35 / 65	37 / 63	25 / 75	29 / 71	21 / 79	27 / 73
Результирующая линейная плотность нити, текс	44,1	11,1	32,5	38,9	29,8	23,7
Разрывная нагрузка, сН	851,6	877,4	1474,3	534,9	1739,9	1600,7
Коэффициент вариации по разрывной нагрузке, %	6,0	6,9	9,1	15,4	5,3	5,3
Удлинение при разрыве, %	18,5	5,2	6,5	9,4	6,3	4,4
Коэффициент вариации по удлинению, %	17,6	7,2	5,9	11,5	4,0	5,9

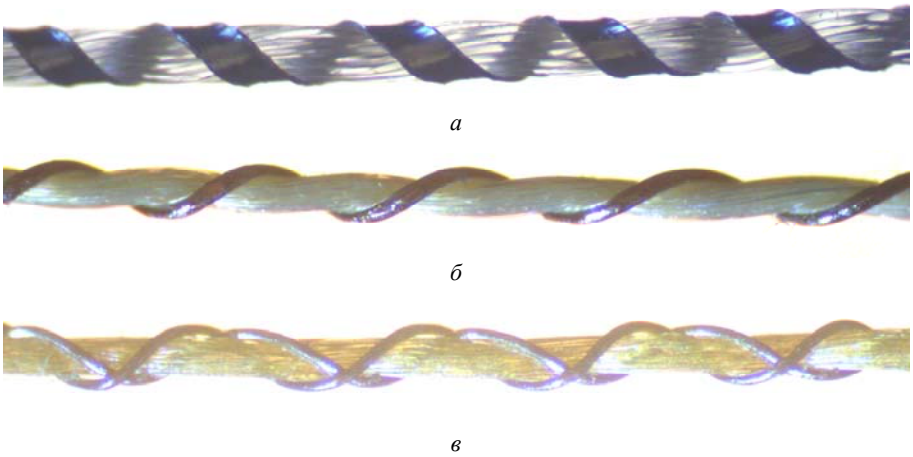


Рис. 3. Фотографии комбинированных электропроводящих нитей:
а – серийная мишурная нить с полиамидным сердечником и медной «плющенкой» в оплетке; *б* – арамидная нить АРМАЛОН, оплетенная медной проволокой; *в* – арамидная нить РУСЛАН, оплетенная в двух противоположных направлениях стальной проволокой

Отделка заключается в отварке и последующей сушке ткани. Содержание замасливателя А-1 до отварки составляет 3,12 мас. %, после отварки – 0,5 мас. %. Содержание летучих конденсирующихся веществ по ГОСТ Р 50109–92 при вакуумно-тепловом воздействии у ткани в готовом виде составляет 0,02 %, при норме менее 0,1 %. Потеря массы составляет 0,53 %, а потеря массы с учетом рекондиционирования – 0,04 %, при норме менее 1,0 %.

Изучение свойств радиоотражающих тканей. Как следует из данных табл. 1, результирующая линейная плотность большинства разработанных комбинированных термостойких электропроводящих нитей находится в пределах от 11 до 34 текс, тогда как линейная плотность серийных мишурных нитей составляет 45 текс, это позволяет спроектировать и изготовить новую радиоотражающую ткань с поверхностной плотностью менее 150 г/м^2 без потери ее радиотехнических характеристик.

В табл. 2 представлены основные показатели физико-механических свойств разработанных радиоотражающих термостойких тканей в сравнении с серийной тканью арт. 56041. Из данных табл. 2 следует, что разработанные на базе комбинированных термостойких электропроводящих нитей образцы тканей арт. 5477-15, 5478-15 и 5487-15 отличаются от серийной ткани меньшей поверхностной плотностью и толщиной, при этом ткань арт. 5477-15 не уступает по разрывной нагрузке серийной ткани. На рис. 4 представлены фотографии некоторых разработанных радиоотражающих тканей.

Одним из основных требований, предъявляемых к новой радиоотражающей ткани, является требование высокой термостойкости. Термостойкость образцов тканей определялась путем их испытаний на растяжение до и после выдерживания в термошкафу при температуре 300 ºС в течение 30 мин.

Установлено, что после термообработки серийной ткани происходит значительное снижение ее свойств при растяжении, разрывная нагрузка снижается на 94 %, а удлинение – на 67 %. Разработанная ткань арт. 5477-15 отличается от серийной ткани большей термостойкостью,

так как ее разрывная нагрузка и удлинение снижаются до 55 и 25 % соответственно. При этом ткань арт. 5477-15 не обнаруживает изменения геометрических размеров (термоусадку).

В табл. 3 представлены значения радиотехнических характеристик образцов тканей для частоты излучения 16 ГГц. Измерения проводились в секции прямоугольного волновода при нормальном падении электромагнитной волны на образец, полностью заполняющий сечение тракта. Были определены значения коэффициента отражения, прохождения и поглощения в % и дБ.

В табл. 3 для сравнения приводятся радиотехнические характеристики металлизированной гальваническим способом аримидной ткани арт. Н30-Т-5457/12, фотографии которой были представлены на рис. 1.

Установлено, что наиболее высокими значениями коэффициента отражения излучения частотой 16 ГГц, превышающими значения для серийной ткани, отличается новая ткань арт. 5477-15, в структуре которой использована медная посеребренная микропроволока. Образец ткани арт. 5477-15 обладает коэффициентом отражения более 98 % при требовании не менее 95 %.

Образец металлизированной с поверхности ткани арт. Н30-Т-5457/12 незначительно уступает ткани арт. 5477-15 по коэффициенту отражения, но стоит иметь в виду, что никелевое покрытие толщиной около 18–19 мкм может осыпаться с поверхности аримидных нитей, а значит, для данной ткани в процессе эксплуатации значение коэффициента отражения будет только снижаться.

Образцы тканей арт. 5478-15 и 5487-15, в структуре которых была использована стальная микропроволока, показали наименьшие значения коэффициента отражения, что связано с большим удельным электрическим сопротивлением стали по сравнению с медью. Однако данные образцы отличаются наименьшей поверхностной плотностью, так как удельный вес стали меньше удельного веса меди, что дает им некоторое преимущество. Повысить коэффициент отражения образцов, содержащих сталь, возможно при использовании комбинированной нити, в которой сердечник оплетен стальной микропроволокой в двух противоположных направлениях (рис. 3, *в* и рис. 4, *б*).

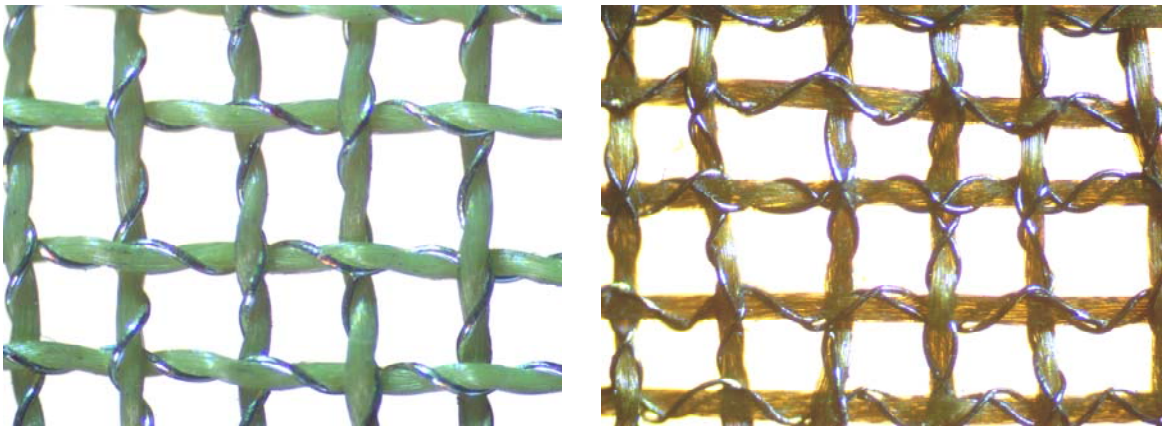
Для того чтобы определить область использования разработанных материалов, были произведены измерения коэффициентов отражения на частоте 30 ГГц. Было установлено, что ткань арт. 5477-15 с 75%-м содержанием медной посеребренной проволоки имеет коэффициент отражения 91,75 %, а ткань арт. 5487-15 с 73%-м содержанием стальной проволоки – 87,69 %, при этом металлизированная аримидная ткань арт. Н30-Т-5457/12 с 46%-м содержанием частиц никеля имеет коэффициент отражения 94,61 %.

Несмотря на то, что спроектированные материалы уступают в коэффициенте отражения металлизированной с поверхности ткани на частоте излучения 30 ГГц, их использование на частотах до 16 ГГц включительно представляется более целесообразным в силу меньшей поверхностной плотности и способности сохранять радиотехнические характеристики в течение всего срока эксплуатации.

Таблица 2

Показатели физико-механических свойств радиоотражающих тканей

Наименование показателя свойств	Артикул ткани				
	Требование	56041	5477-15	5478-15	5487-15
Сырьевой состав	Термостойкие электропроводящие нити	Полиамид + медь	АРМАЛОН + медь	АРМАЛОН + сталь	РУСЛАН + 2*сталь
Линейная плотность основы и утка, текс	–	45,4	32,5	11,1	23,7
Поверхностная плотность ткани, г/м^2	Не более 150	180,3	128,6	52,8	100,4
Толщина ткани, мкм	Не более 280	320	234	130	225
Разрывная нагрузка, Н: по основе по утку	 Не менее 550 Не менее 520	 720,0 697,6	 724,9 719,6	 – –	 – –
Удлинение при разрыве, %: по основе по утку	 – –	 27,1 24,0	 7,7 8,9	 – –	 – –
Разрывная нагрузка после термообработки, Н: по основе по утку	 – –	 41,6 41,5	 411,0 323,0	 – –	 – –
Удлинение при разрыве после термообработки, %: по основе по утку	 – –	 9,5 7,7	 5,8 7,3	 – –	 – –



а *б*

Рис. 4. Термостойкие радиоотражающие ткани:
а – ткань из нитей с одиночной медной оплеткой;
б – ткань из нитей с двойной стальной оплеткой

Таблица 3

Радиотехнические характеристики радиоотражающих тканей при частоте 16 ГГц

Артикул	Поверхностная плотность, г/м^2	Поляризация излучения	$K_{отр}$		$K_{прох}$		$K_{погл}$
			%	дБ	%	дБ	%
5477-15	128,6	‖	**98,06**	–0,09	0,27	**–25,7**	1,67
		⊥	**98,31**	–0,07	0,48	**–23,2**	1,21
5478-15	52,8	‖	**91,88**	–	0,37	**–25,0**	7,64
		⊥	**88,60**	–	0,39	**–23,3**	11,0
5487-15	100,4	‖	**95,20**	–0,21	0,14	**–28,5**	4,66
		⊥	**96,60**	–0,15	0,18	**–27,4**	3,20
56041	180,3	‖	**94,15**	–	0,26	**–25,7**	5,59
		⊥	**94,92**	–	0,28	**–25,5**	4,80
Н30-Т-5457/12	130,0	‖	**97,77**	–	0,03	–	–
		⊥					

Заключение. По итогам выполненной работы заказчиком был сделан выбор в пользу использования новой ткани арт. 5477-15, изготовленной из комбинированных термостойких электропроводящих нитей. Разработанная ткань отличается от существующих аналогов высокой термостойкостью, меньшей толщиной и поверхностной плотностью, отсутствием газовыделения, стабильностью размеров при термообработках, не уступает серийной ткани в прочности и обладает требуемыми значениями коэффициента отражения электромагнитного излучения. Начат серийный выпуск новой ткани в соответствии с утвержденными техническими условиями – ТУ 8378-198-35227510-2015.

Библиографические ссылки

1. Пат. 2229544 Российская Федерация, МПК D 03 D 1/00. Ткань для специальной одежды / Левакова Н. М., Пазина И. П., Горынина Е. М. и др. № 2003107998/12 ; заявл. 26.03.2003 ; опубл. 27.05.2004.

2. Пат. 2411315 Российская Федерация, МПК D 03 D 15/00, B 82 B 1/00. Ткань для защиты от электромагнитных излучений / Грищенкова В. А., Владимиров Д. Н., Фукина В. А и др. № 2010104869/12 ; заявл. 12.02.2010 ; опубл. 10.02.2011, Бюл. № 4.

3. Пат. 2054064 Российская Федерация, МПК D 03 D 15/00, A 41 D 13/02. Токопроводящая термостойкая ткань / Левакова Н. М., Пушкин Ю. П., Савенкова О. А. и др. Заявл. 29.12.1992 ; опубл. 10.02.1996, Бюл. № 4.

4. Пат. 2338021 Российская Федерация, МПК D 06 M 11/83, D 03 D 15/12, D 02 G 3/38, C 23 C 14/35, B 82 B 3/00, A 62 B 17/00. Металлизированный материал «Нанотекс» / Левакова Н. М., Горынина Е. М., Горберг Б. Л. и др. № 2006146782/04 ; заявл. 28.12.2006 ; опубл. 10.11.2008, Бюл. № 31.

5. Пат. 2505256 Российская Федерация, МПК A 41 D 13/00, D 03 D 15/00, C 23 C 14/35, C 23 C 14/20. Способ получения электропроводящего текстильного материала / Горберг Б. Л., Иванов А. А., Стегнин В. А. и др. № 2011145585/02 ; заявл. 9.11.2011 ; опубл. 20.05.2013, Бюл. № 14.

6. Modeling Protective Properties of Textile Shielding Grids Against Electromagnetic Radiation / T. Rybicki [et al.] // Fibres & Textiles in Eastern Europe. 2013. Vol. 21. № 1(97). P. 78–82.

7. Textiles Embroidered with Split-Rings as Barriers Against Microwave Radiation / M. Michalak [et al.] // Fibres & Textiles in Eastern Europe. 2009. Vol. 17. № 1(72). P. 66–70.

8. Electromagnetic wave-shielding fabric and garment : пат. H 01 221549 (A) Япония : МПК D 03 D 15/00,

D 06 M 11/00, D 06 M 11/38, D 06 M 11/83, H 05 F 1/00 / Kusufuji Jiyuuji, Nagata Masahiro, Sugiyama Shigeru. № 19880048145 19880229 ; опуб. 05.09.1989.

9. Electromagnetic wave absorbing multilayer structure fabric and processing method thereof : пат. 103832009 A Китай : МПК B 32 B 7/04, D 06 M 11/74, B 32 B 33/00, D 06 M 11/83, H 01 Q 17/00, B 32 B 9/04, B 32 B 5/02 / Ding Zhirong, Europe Weiguo, Xu Jianhua. etc. № 201410046172 ; заявл. 10.02.2014 ; опубл. 04.07.2014.

10. Electromagnetic wave shielding fabric and manufacturing method thereof : пат. 102618994 Китай : МПК D 06 M 15/643, D 02 G 3/04, D 03 D 15/00, D 06 M 15/227, D 03 D 15/02, D 06 M 15/55, D 02 G 3/12, D 06 M 15/53 / Meng Ming Qilu. № 201210122371; заявл. 25.04.2012 ; опубл. 01.08.2012.

11. Замостоцкий Е. Г. Комбинированные электропроводящие нити. Витебск : УО «ВГТУ», 2012. 169 с.

12. Коган А. Г., Замостоцкий Е. Г., Иванова Т. П. Ткани с комбинированными электропроводящими нитями // Сборник научных трудов по ткачеству, посвященный 100-летию со дня рождения Ф. М. Розанова. М. : МГТУ им. А. Н. Косыгина, 2006. С. 193–196.

13. Перепелкин К. Е. Армирующие волокна и волокнистые полимерные композиты. СПб. : Научные основы и технологии, 2009. 380 с.

14. Сравнительная оценка термических характеристик ароматических нитей (полиоксазольных, полиимидных и полиарамидных) / К. Е. Перепелкин [и др.] // Химические волокна. 2004. № 5. С. 45–48.

15. Кудрявин Л. А., Заваруев В. А., Беляев О. Ф. Выбор материала микропроволоки для вязания отражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых антенн // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-космич. систем акад. М. Ф. Решетнева (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). В 2 ч. Ч. 1 / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2013. С. 78–79.

16. Кудрявин Л. А., Беляев О. Ф., Заваруев В. А. Преимущества использования микропроволоки в два сложения для вязания отражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых космических антенн // Дизайн, технологии и инновации в текстильной и легкой промышленности (ИННОВАЦИИ-2014) : сб. материалов Междунар. науч.-техн. конф. Ч. 1. М. : ФГБОУ ВПО «МГУДТ», 2014. С. 37–40.

References

1. Levakova N. M., Pazina I. P., Gorynina E. M. et al. *Tkan' dlya spetsial'noy odezhdy* [Fabric for special clothes]. Patent RF, No. 2229544, 2004.

2. Grishchenkova V. A., Vladimirov D. N., Fukina V. A. et al. *Tkan' dlya zashchity ot elektromagnitnykh izlucheniy* [Fabric for protection from electromagnetic radiation]. Patent RF, No. 2411315, 2011.

3. Levakova N. M., Pushkin Yu. P., Savenkova O. A. et al. *Tokoprovodyashchaya termostoykaya tkan'* [Conductive heat resistant fabric]. Patent RF, No. 2054064, 1996.

4. Levakova N. M., Gorynina E. M., Gorberg B. L. et al. *Metallizirovannyy material "Nanoteks"* [Metallised material "Nanoteks"]. Patent RF, No. 2338021, 2008.

5. Gorberg B. L., Ivanov A. A., Stegnin V. A. et al. *Sposob polucheniya elektroprovodyashchego tekstil'nogo materiala* [A method of producing an electrically conductive textile material]. Patent RF, No. 2505256, 2013.

6. Rybicki T., Brzezinski S., Lao M. et al. Modeling Protective Properties of Textile Shielding Grids Against Electromagnetic Radiation. *Fibres & Textiles in Eastern Europe*. 2013, Vol. 21, No. 1(97), P. 78–82.

7. Michalak M., Kazakevicius V., Dudzinska S. et al. Textiles Embroidered with Split-Rings as Barriers Against Microwave Radiation. *Fibres & Textiles in Eastern Europe*. 2009, Vol. 17, No. 1(72), P. 66–70.

8. Kusufuji Jiyuuji, Nagata Masahiro, Sugiyama Shigeru. Electromagnetic wave-shielding fabric and garment. Patent JP, No. H01221549 (A), 1989.

9. Ding Zhirong, Europe Weiguo, Xu Jianhua et al. Electromagnetic wave absorbing multilayer structure fabric and processing method thereof. Patent CN, No. 103832009 A, 2014.

10. Meng Ming Qilu. Electromagnetic wave shielding fabric and manufacturing method thereof. Patent CN, No. 102618994, 2012.

11. Zamostotskiy E. G. *Kombinirovannye elektroprovodyashchie niti* [Combined conductive thread]. Vitebsk, UO VGTU Publ, 2012, 169 p.

12. Kogan A. G., Zamostotskiy E. G., Ivanova T. P. *Tkani s kombinirovannymi elektroprovodyashchimi nityami* [Fabric combined with conductive threads]. *Sbornik nauchnykh trudov po tkachestvu, posvyashchennyy 100-letiyu so dnya rozhdeniya F. M. Rozanova* [Collection of scientific works on weaving, on the 100th anniversary of the birth of F. M. Rozanov]. Moscow, MGTU im. A. N. Kosygina, 2006, P. 193–196 (In Russ.).

13. Perepelkin K. E. *Armiruyushchie volokna i voloknistye polimernye kompozity* [Reinforcing fibres and fibrous polymeric composites]. St. Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii Publ., 2009, 380 p.

14. Perepelkin K. E., Malan'ina O. B., Pakshver E. A. et al. Comparative evaluation of the thermal properties of aromatic fibres (polyoxazole, polyimide, and polyaramid). *Fibre Chemistry*, 2004, Vol. 36, No. 5, P. 365–369. Doi:10.1007/s10692-005-0010-z.

15. Kudryavin L. A., Zavaruev V. A., Belyaev O. F. [Choice of material microwire for knitting reflecting surface of large-size transformable antennas]. *Materialy XVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XVII Intern. Scientific. Conf "Reshetnev readings"]. In 2 parts. Krasnoyarsk, SibGAU, 2013, Part 1, P. 78–79 (In Russ.).

16. Kudryavin L. A., Belyaev O. F., Zavaruev V. A. [The benefits of using the microwire in two additions for knitting reflecting surface large transformable space antennas]. *Dizayn, tekhnologii i innovatsii v tekstil'noy i legkoy promyshlennosti (INNOVATsII-2014): sbornik materialov Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Chast' 1* [Design, technology and innovation in the textile and light industry (INNOVATION 2014): proceedings of the International scientific-technical conference. Part 1]. Moscow, 2014, P. 37–40 (In Russ.).

© Сафонов П. Е., Левакова Н. М., 2017

UDC 621.9.047

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 227–231

CAPABILITIES OF ELECTROCHEMICAL DIMENSIONAL MACHINING OF THIN-WALLED OVERSIZED AIRCRAFT DETAILS USING ROTATING CATHODE-INSTRUMENT

I. Ya. Shestakov, M. V. Voroshilova, D. S. Voroshilov

Siberian Federal University
95, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660025, Russian Federation
E-mail: aniram1988@yandex.ru

This article presents the results of experimental studies of electrochemical dimensional machining model sample in the form of thin-walled hemispherical shell. The studies were carried out using a specially designed and manufactured laboratory installation for local electrochemical machining of details using rotating electrode-instrument. The article presents the main units of used installation for research and the methods of used experiments are decrypted. In this case varying factors during carrying out a series of experiments were composition of electrolyte, electrolyte temperature and also current density. The studies were conducted using as electrolyte an aqueous solution of sodium hydroxide, and also an aqueous solution of ammonium nitrate.

When used as an electrolyte 15 % water solution of sodium hydroxide at a rotation speed of the electrode-instrument 20 rpm, at a current density 2–5 A/cm^2, temperature of electrolyte 30–40 °C it has been found alignment of the sample surface through the thickness in the radial axes, moreover, the thickness extreme deviations are negligible. Using 15 % of aqueous solution of ammonium nitrate as a main component and 2.5 % of ammonium citrate as a complexing agent does not allow to achieve the desired results. During the analysis of the results extreme deviations in thickness in the radial direction amounted from ±0.05 to ±0.09 mm when removing 0.1 mm of metal. Non-uniformity of metal removal was detected in the axial direction.

Thus, it is established, that for carrying out electrochemical machining process of thin-walled oversized details of responsible appointment, which are applied in the aerospace industry, an aqueous solution of sodium hydroxide is most expedient to use as an electrolyte.

The main feature of the proposed process is its controllability, efficiency and reducing the environmental impact on the ecological conditions due to lower temperature of used electrolyte and lower concentration of electrolyte.

Keywords: electrochemical machining, aluminium alloy, electrolyte, chemical milling.

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 227–231

ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ РАЗМЕРНОЙ ОБРАБОТКИ ВРАЩАЮЩИМСЯ КАТОДОМ-ИНСТРУМЕНТОМ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. Я. Шестаков, М. В. Ворошилова, Д. С. Ворошилов

Сибирский федеральный университет
Российская Федерация, 660025, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 95
E-mail: aniram1988@yandex.ru

Представлены результаты экспериментальных исследований электрохимической размерной обработки модельных образцов в виде тонкостенной оболочки в форме полусферы. Исследования проводились с использованием специально спроектированной и изготовленной лабораторной установки для осуществления локальной электрохимической обработки деталей вращающимся электродом-инструментом. Представлены основные узлы используемой для исследований установки и приведено описание применяемой методики проведения экспериментов. При этом варьируемыми факторами в ходе проведения серии экспериментов являлись состав, температура электролита и плотность тока. Исследования проводились с использованием в качестве электролитов водного раствора гидрооксида натрия, а также водного раствора азотно-кислого аммония.

При использовании в качестве электролита 15 % водного раствора гидрооксида натрия при скорости вращения электрода-инструмента 20 об/мин, плотности тока 2–5 А/см^2, температуре 30–40 °С было обнаружено выравнивание поверхности образца по толщине по радиальным осям, причём предельные отклонения по толщине незначительны. Применение 15 % водного раствора азотно-кислого аммония в качестве основного

компонента и 2,5 % лимонно-кислого аммония в качестве комплексообразователя не позволяет достичь требуемых результатов. В ходе анализа полученных результатов предельные отклонения по толщине в радиальном направлении составили от ±0,05 до ±0,09 мм при съеме 0,1 мм. Была обнаружена неравномерность съема металла в осевом направлении.

Таким образом, установлено, что для проведения процесса электрохимической обработки тонкостенных крупноразмерных деталей ответственного назначения, которые применяются в космической промышленности, наиболее целесообразно применять в качестве электролита водный раствор гидрооксида натрия.

Особенностью предлагаемого процесса является его управляемость, экономичность и снижение экологической нагрузки на окружающую среду вследствие снижения температуры используемого электролита и меньшей концентрации электролита.

Ключевые слова: электрохимическая обработка, алюминиевый сплав, электролит, химическое фрезерование.

Introduction. One of the most important tasks of modern space engineering is the development and creation of new parts manufacturing technologies providing reliability, durability and safety in the operation of aircrafts. By their quality satisfy more stringent requirements than those required in other engineering industries. It should be noted that the constructions of responsible assignment used in the aerospace industry should have given technological characteristics, be resistant to the effects of space factors, safe, accessible under the price.

In these conditions it is becoming particularly urgent problem of processing large-size thin-walled details which are made of materials having specific properties. Such materials include aluminium alloys $AlCu_6Mn$, Al–Mg–Sc, $AlMg_6$, $AlMg_3$. Machining parts of assembly units made of aluminum alloys, using existing methods significantly complicated.

Machining thin-walled constructions of these alloys by mechanical means is not always possible, since the mechanical machining in this case is very laborious. Also details of responsible appointment for space industry should have a high surface quality (R_a = 2.5 μm) to obtain the desired level of mechanical properties [1], that is not always cost-effective using mechanical machining. This is due to the fact that the required thickness of the wall detail is very small (about 2 mm). Furthermore mechanical machining of thin-walled parts can adversely affect the final mechanical properties of the finished product.

One way of solving this problem is the use of chemical milling. However, this process has a number of significant shortcomings. For example, for use chemical milling of large parts to require large expenses for reagents and materials as the machining method, as the machined surface area is greater than 10 m^2. It should also be noted a significant duration of the preparatory process for the etching of parts. High temperature of alkaline solution (up to 90 °C) has a negative impact on the environment and health of personnel. Furthermore, the chemical milling process is out of control, so machining is carried out periodically with a drain solution and control of wall thickness that does not provide the required accuracy.

Thus, it is advisable to research, development and application of modern methods of machining large-sized thin-walled parts of aircrafts. Such methods include electrochemical dimensional machining (ECDM) [2].

Application of electrochemical dimensional machining. ECDM is a complex set of interrelated processes, control of which is a challenge in technical terms, consists in the necessity of stabilization a large number of process parameters [3; 4]. This method is based on electrochemical dissolution of the detail metal at high electrical current densities. The point of ECDM method is that some parts of the detail anodic dissolves in the flowing electrolyte at high speed. The use of high current densities allows machining process at high speed. ECDM significant advantages compared to other methods is the ability machining all metals and alloys, regardless of their properties [5–12]. Furthermore, the used electrode-instrument in this tool does not wear out, which can significantly reduce material costs and reduce the complexity of manufacturing parts [13; 14], and machining does not entail metal structure change.

Based on previous studies [15] regimes of ECDM are determined for aluminium alloy $AlCu_6Mn$, which make it possible to provide the necessary surface roughness (R_a = 2.5 μm) and high precision machining. Research ECDM regimes of large parts that having the form bodies of rotation and made of alloy AlMg6 carried out at laboratory unit [16], which scheme is shown in fig. 1.

Description of laboratory unit for ECDM. Laboratory unit includes a sample model *1*, which is mounted on a stand *7*, source of power *3*, potentiometer *6*.

Model sample represented thin shell (4 mm), made of alloy $AlMg_6$, и having the shape of a hemisphere with an inner diameter 490 mm. At the same time on the outside unimproved surface of the model sample points are plotted to control the wall thickness. Control is carried out in the axial and radial direction. 6 control points deposited at each of 8 generatrix. Numbering is carried from the periphery to the center of rotation of cathode-instrument (fig. 2).

Moreover, the original wall thickness of the processed sample controlled with thickness gage at every point. Assemble and install the power supply connections, recording devices. The electrolyte is poured into the sample model to a fixed level. During processing, the voltage and temperature of the electrolyte controlled. After processing the electrolyte is drained, model sample washed, wall thickness measured, wherein received data recorded.

The methodology of experiments and analysis of the results. In the first case for machining the model sample used 15 % water solution NaOH at a rotation speed of electrode-instrument 2 rpm, current density 2–5 A/cm^2, temperature 30–40 °C. Electrolyte temperature was maintained using a flow cooling the outer surface of the test sample.

Studies have shown that during electrochemical machining of aluminum alloy surface of the sample thickness is equalized along radial axes (fig. 3). Extreme deviation in thickness when removing 1 mm is ±0.11 mm, when removing 2 mm – ±0.095 mm. In the axial direction when removing 1 mm there are no significant changes in extreme deviations of thickness. With an increase removing to 2 mm there is an increase extreme deviations in thickness to ±0.37 mm.

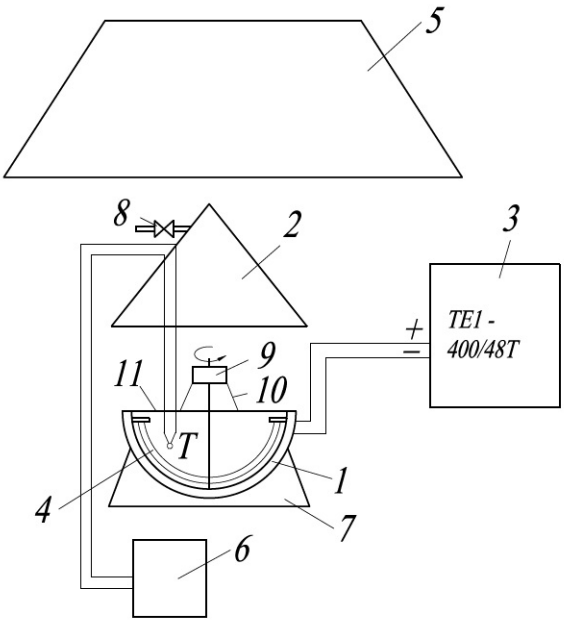


Fig. 1. Scheme of laboratory installation ECDM:
1 – model sample; *2* – bell for taking gas samples; *3* – source of power; *4* – cathode-instrument; *5* – dry box; *6* – potentiometer; *7* – stand for model sample; *8* – sampling valve; *9* – electric motor; *10* – bracket; *11* – cross-piece

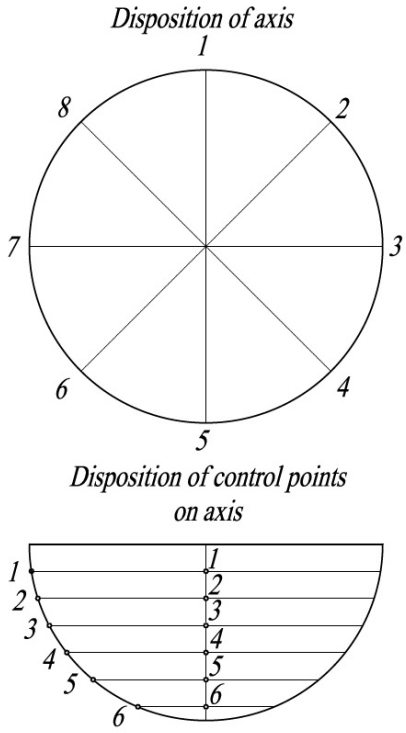


Fig. 2. Disposition scheme of control points
on the model sample

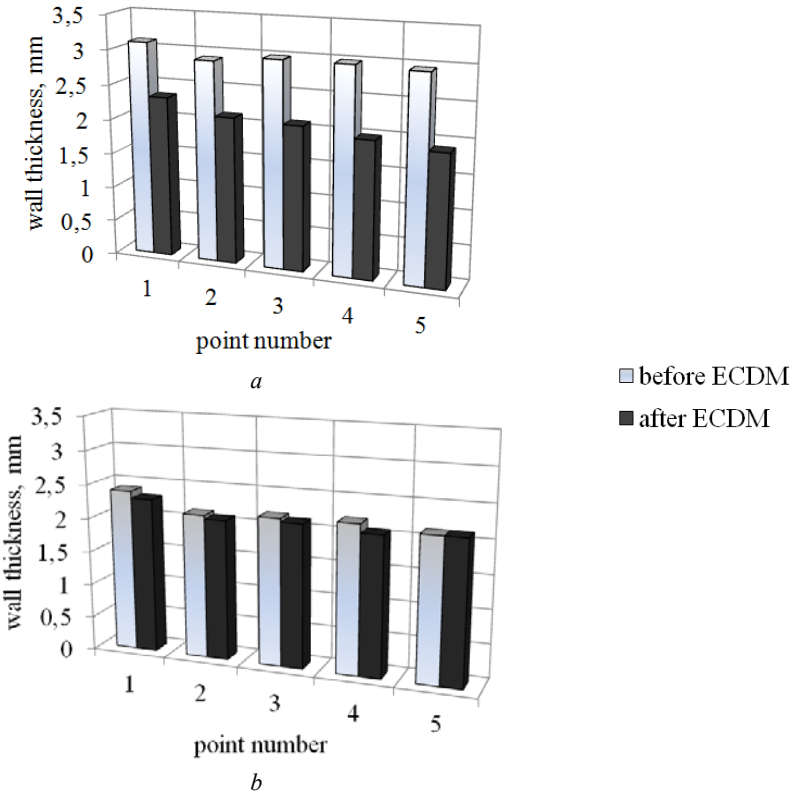


Fig. 3. Changes in the wall thickness during ECDM in the solutions 15 % NaOH (*a*) and 15 % NH_4NO_3 + 2.5 % $C_5H_{11}O_7N$ (*b*)

In the second case, the electrolyte used in which included 15 % water solution NH_4NO_3 as a main component and 2.5 % ammonium dihydrogen citrate as complexing agent. The rotation speed of the electrode-instrument was 2 rpm at a current density 12 A/cm^2, temperature 30–60 °C.

Extreme deviations in thickness in the radial direction amounted from ±0.05 to ±0.09 mm when removing 0.1 mm. In the axial direction there are large extreme deviations in thickness (from ±0.21 to ±0.36 mm when removing 0.1 mm), that indicates about uneven of metal removal. The results can be attributed that processing time in the central part of the sample is much larger than at the periphery, as the speed of the electrode-instrument increases from the periphery to the center (from 0.01 m/s to 0.06 m/s).

As can be seen from the diagram shown in fig. 3, ECDM of the detail using as the electrolyte 15 % of water solution NaOH gives the best results. Wall thickness of the details is reduced uniformly.

When using the solution of 15 % NH_4NO_3 + 2.5 % $C_5H_{11}O_7N$ there is minimum amount of removal. Furthermore, in some areas there is no metal dissolution, which leads to uneven of metal removal.

Conclusion. During the analysis of the results following can be concluded:

1. Basic scheme of the installation for the machining of the model sample have been developed.

2. Designed and manufactured installation that allows machining the model sample in the form of hemisphere with inner diameter 490 mm.

3. As the electrolyte appropriate to apply 15 % solution of NaOH with temperature 30–40 °C.

4. The current density at ECDM should be 2–5 A/cm^2, which makes it possible machining large parts with an area of machined surface more than 10 m^2 using a rotating cathode-instrument.

5. With increasing distance from the center of the workpiece machining speed reduced, as it decreases the time finding of electrode-instrument over a point on the periphery. To avoid this need to use a cathode-instrument with a variable width of the working surface with increasing width of the electrode-instrument from the center towards the periphery 6 times, because the linear speed of rotation of the cathode from the center to the periphery is changed by 6 times.

6. ECDM process of large parts of aircrafts performed locally due to the impossibility of processing large area (more than 10 m^2). Simultaneous machining the entire surface of the part would require significant energy costs, since the amperage required for the ECDM process, would have been more 300’000 A, which is not practicable in an industrial environment.

7. It is possible to make the ECDM process controllable by changing the amperage, the temperature of the electrolyte solution and applying a sectional electrode-instrument.

References

1. Parrish P. *Obrabotka poverhnosti i nadeyozhnost’ materialov* [Surface machining and reliability of materials]. Moscow, Mir Publ., 1984, 192 p.

2. Amitan G. L., Baysupov I. A., Baron Yu. M. *Spravochnik po electrokhimicheskim i electrophizicheskim metodam obrabotki* [Handbook of electrochemical and electrophysical machining methods]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1988, 719 p.

3. Bavykin O. B., Vyacheslavova O. F. [Formation of the lowest value of surface roughness of machine parts based on the selection of optimal regimes of dimensional electrochemical machining]. *Izvestiya MGTU "MAMI"*. 2010, No. 2 (10), P. 103–108 (In Russ.).

4. Dikusar A. I., Engel'gardt G. N., Petrenko V. I. *Elektrodnie protsessi i protsessi perenosa pri elektrokhimicheskoy razmernoy obrabotki metellov* [Electrode processes and transfer processes in the electrochemical machining of metals]. Kishinev, Shtiintsa Publ., 1983, 207 p.

5. Davydov A. D., Volgin V. M., Lyubimov V. V. Electrochemical machining of metals: Fundamentals of electrochemical shaping. *Russian Journal of Electrochemistry*. 2004, Vol. 40, Issue 12, P. 1230–1265.

6. Rajurkar K. P., Zhu D., We B. Minimization of machining allowance in electrochemical machining. *CIRP Annals – Manufacturing Technology*. 1998, Vol. 47, Iss. 1, P. 165–178.

7. Rajurkar K. P., Zhu D., McGeough J. A., Kozak J., De Silva A. New developments in electro-chemical machining. *CIRP Annals - Manufacturing Technology*. 1999, Vol. 48, Iss. 2, P. 567–579.

8. Tsuei Y. G., Nilson R. H. Effects of variable electrolyte conductivity on side gap geometry in ECM. *International Journal of Machine Tool Design and Research*. 1977, Vol. 17, Issue 3, P. 169–178.

9. Fan Z., Ma B., Wang T. Electrochemical machining with embedded magnetic circuit. *Jixie Gongcheng Xuebao/ Chinese Journal of Mechanical Engineering*. 2006, Vol. 42, Iss. 2, P. 96–100.

10. Datta M., Landolt D. Electrochemical machining under pulsed current conditions. *Electrochimica Acta*. 1981, Vol. 26, Iss. 7, P. 899–907.

11. Collett D. E., Hewson-Browne R. C., Windle D. W. A complex variable approach to electrochemical machining problems. *Journal of Engineering Mathematics*. 1970, Vol. 4, Iss. 1, P. 29–37.

12. Wu J.-M., Xu J.-W., Wu R. Technical experimental study of aluminum alloy in electrochemical machining. *Cailiao Gongcheng/Journal of Materials Engineering*. 2008, Iss. 8, P. 61–63.

13. Hocheng H., Sun Y.H., Lin S.C., Kao P.S. A material removal analysis of electrochemical machining using flat-end cathode. *Journal of Materials Processing Technology*. 2003, Vol. 140, Iss. 1–3, P. 264–268.

14. Liu J. W., Yue T. M., Guo Z. N. Wire electrochemical discharge machining of Al_2O_3 particle reinforced aluminum alloy 6061. *Materials and Manufacturing Processes*. 2009, Vol. 24, Iss. 4, P. 446–453.

15. Shestakov I. Ya., Stryuk A. I. [Electrochemical machining of aluminium alloy 1201]. *Vestnik SibGAU*. 2005, No. 6, P. 258–262 (In Russ.).

16. Shestakov I. Ya., Vilner A. Yu. *Ustroistvo dlya electrokhimicheskoy obrabotki krupnogabaritnikh tonkostennikh detaley tipa tel vrasheniya* [Device for electrochemical machining of large-size thin-wall parts of type of solid of revolution]. Patent RF, No. 2434721, 2011.

Библиографические ссылки

1. Парриш П. Обработка поверхности и надежность материалов : пер. с англ. / под. ред. Дж. Бурке, Ф. Вайса. М. : Мир, 1984. 192 с.

2. Справочник по электрохимическим и электрофизическим методам обработки / Г. Л. Амитан [и др.] ; под общ. ред. В. А. Волосатова. Л. : Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1988. 719 с.

3. Бавыкин О. Б., Вячеславова О. Ф. Формирование наименьшего значения шероховатости поверхности деталей машин на основе выбора оптимальных режимов размерной электрохимической обработки / Известия МГТУ «МАМИ». 2010. № 2 (10). С. 103–108.

4. Электродные процессы и процессы переноса при электрохимической размерной обработке металлов / А. И. Дикусар [и др.]. Кишинев : Штиинца, 1983.

5. Davydov A. D., Volgin V. M., Lyubimov V. V. Electrochemical machining of metals: Fundamentals of electrochemical shaping // Russian Journal of Electrochemistry. 2004. Vol. 40, iss. 12. P. 1230–1265.

6. Rajurkar K. P., Zhu D., We B. Minimization of machining allowance in electrochemical machining // CIRP Annals – Manufacturing Technology. 1998. Vol. 47, iss. 1. P. 165–178.

7. New developments in electro-chemical machining / K. P. Rajurkar [et al.] // CIRP Annals – Manufacturing Technology. 1999. Vol. 48, iss. 2. P. 567–579.

8. Tsuei Y. G., Nilson R. H. Effects of variable electrolyte conductivity on side gap geometry in ECM // International Journal of Machine Tool Design and Research. 1977. Vol. 17, iss. 3. P. 169–178.

9. Fan Z., Ma B., Wang T. Electrochemical machining with embedded magnetic circuit // Jixie Gongcheng Xuebao: Chinese Journal of Mechanical Engineering. 2006. Vol. 42, iss. 2. P. 96–100.

10. Datta M., Landolt D. Electrochemical machining under pulsed current conditions // Electrochimica Acta. 1981. Vol. 26, iss. 7. P. 899–907.

11. Collett D. E., Hewson-Browne R. C., Windle D. W. A complex variable approach to electrochemical machining problems // Journal of Engineering Mathematics. 1970. Vol. 4, iss. 1. P. 29–37.

12. Wu J.-M., Xu J.-W., Wu R. Technical experimental study of aluminum alloy in electrochemical machining // Cailiao Gongcheng: Journal of Materials Engineering. 2008, iss. 8. P. 61–63+68.

13. A material removal analysis of electrochemical machining using flat-end cathode / H. Hocheng [et al.] // Journal of Materials Processing Technology. 2003. Vol. 140, iss. 1–3. P. 264–268.

14. Liu J. W., Yue T. M., Guo Z. N. Wire electrochemical discharge machining of Al_2O_3 particle reinforced aluminum alloy 6061 // Materials and Manufacturing Processes. 2009. Vol. 24, iss. 4. P. 446–453.

15. Шестаков И. Я., Стрюк А. И. Электрохимическая обработка алюминиевого сплава 1201 // Вестник СибГАУ. 2005. № 6. С. 258–262.

16. Пат. 2434721 Российская Федерация, МПК[51] B 23 H 9/08. Устройство для электрохимической обработки крупногабаритных тонкостенных деталей типа тел вращения / Шестаков И. Я., Вильнер А. Ю. № 2009149418/02 ; заявл. 29.12.2009 ; опубл. 27.11.2011, Бюл. № 33. 6 с.

© Shestakov I. Ya., Voroshilova M. V., Voroshilov D. S., 2017

Раздел
Part
4

ЭКОНОМИКА

ECONOMICS AEROSPACE INDUSTRY

УДК 336.761.5

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 234–242

СОВРЕМЕННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПРОЕКТАМИ КЛАСТЕРА ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ЗАТО г. ЖЕЛЕЗНОГОРСК

Н. Т. Аврамчикова[1*], Д. В. Еремеев[1], Н. О. Чистякова[2]

[1]Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
[2]Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Российская Федерация, 634050, г. Томск, просп. Ленина, 30
[*]E-mail: avr-777@yandex.ru

Управление проектами отличается от менеджмента в классическом понимании этого слова. Это процесс планирования, организации, руководства и контроля работы всех подразделений бизнес-структуры в рамках проектного офиса, использование всех имеющихся организационных ресурсов для достижения определенных организацией целей. Проектный офис формируется как выделенное подразделение, которое в своей работе ориентировано как на поддержку проектных команд, так и на развитие корпоративной системы управления, и возглавляется руководителями инвестиционных проектов, которые по своему должностному положению подчиняются руководителю компании. Проект не существует сам по себе, а находится в динамичной внешней среде и подвержен влиянию различных факторов. Следовательно, управление проектами использует уникальные методы и инструменты для повышения эффективности реализации проектов. Ракетно-космическая отрасль как производственно-экономический комплекс имеет свои особенности в сфере организации и управления производством. В интегрированной корпоративной структуре АО «ИСС», входящей в кластер инновационных технологий ЗАТО г. Железногорск как комплексный инвестиционный проект, управление проектами осуществляется с использованием процессного подхода. В условиях влияния на процесс разработки и управления проектами предприятий РКП различного рода взаимосвязанных дестабилизирующих факторов и рисков возникает необходимость учета специфических особенностей данной отрасли при разработке технологий управления процессом (проектом).

Ключевые слова: интегрированная корпоративная структура, проект, корпоративная система управления проектами, проектный офис.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 234–242

CONTEMPORARY PROJECT CONTROL SYSTEM OF INNOVATIVE TECHNOLOGIES' CLUSTER ZATO ZHELEZNOGORSK

N. T. Avramchikova[1*], D. V. Eremeev[1], N. O. Chistyakova[2]

[1]Reshetnev Siberian State Aerospace University
31, Krasnoyarsky Rabochy Av., Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
[2]National Research Tomsk Polytechnic University
30, Lenin Av., Tomsk, 634050, Russian Federation
[*]E-mail: avr-777@yandex.ru

A project management differs from a management in the classical meaning of the word. It is the process of planning, organizing, directing and control of all divisions' activity of the business structure within the Project management Office. It involves the use of all available organizational resources to achieve certain organization goals. The Project Office is formed as a dedicated unit, which aim is to support project teams and to develop corporate management system (CMSI). The Project Office is headed by the managers of investment projects, which are subjected to the head of the company. The project does not exist by itself, but it is in a dynamic external environment and is affected by various factors. Consequently, the project management uses unique methods and tools to improve the efficiency of project implementation. The rocket-space industry as a production and economic structure has its own peculiarities in the sphere of organization and production management. In the integrated corporate structure of JSC "Information satellite systems" named after academician M. F. Reshetnev", parting into the cluster of innovative technologies ZATO Zheleznogorsk, as a complex investment project, the project management is carried out using the process approach. In the terms of the effects on development process and project management of the RSI companies of the various kinds,

which are interconnected by destabilizing factors and risks, there is a need of taking into account the specific characteristics of this industry in developing the technology management process (project).

Keywords: integrated corporate structure, project, corporate project management system, project office.

Введение. Взятый Россией курс на модернизацию и инновационное развитие экономики предполагает создание развитой инновационной инфраструктуры, позволяющей обеспечить сопровождение инновационных проектов по всем стадиям их продвижения. Решение данных задач потребует проведения структурных преобразований ракетно-космической отрасли, в том числе в сфере организации и управления инновационной деятельностью предприятий ракетно-промышленного комплекса в рамках сетевого взаимодействия участников инновационного процесса. Несмотря на то, что в настоящее время в России присутствуют практически все формы инновационной инфраструктуры, результативность инновационной деятельности пока отстает от развитых стран. Одной из причин отставания является несогласованность деятельности субъектов инновационной инфраструктуры, их слабое взаимодействие при реализации инновационных проектов, отсутствие общих интересов и целевой направленности, что обусловливает необходимость исследования данной проблемы и определяет ее актуальность.

Проектный офис как ключевой элемент корпоративной системы управления проектами. В настоящее время в мировой практике широко используется корпоративная система управления проектами (КСУП). Одним из ключевых элементов КСУП является проектный офис (офис управления проектами, ОУП), который решает ряд управленческих задач и обеспечивает работоспособность всей системы управления проектами (программами).

Проект – уникальный способ реализации стратегических целей бизнес-структуры, характеризующийся динамичным развитием в условиях ограниченности времени и ресурсов. Поэтому управление проектами отличается от менеджмента в классическом понимании этого слова. Это процесс планирования, организации, руководства и контроля работы всех подразделений бизнес-структуры в рамках проектного офиса, использование всех имеющихся организационных ресурсов для достижения определенных организацией целей [1].

Проект не существует сам по себе, а находится в динамичной внешней среде и подвержен влиянию различных факторов. Следовательно, управление проектами использует уникальные методы и инструменты для повышения эффективности реализации проектов. Как правило, проектный офис создается для достижения следующих целей [2]:

– управление корпоративным портфелем проектов;

– управление портфелем проектов на уровне крупного подразделения компании;

– управление программой;

– управление определенной категорией проектов;

– управление крупным проектом;

– управление несколькими проектами, использующими общие ресурсы и инфраструктуру и др.

Необходимость проектного офиса в компании возникает тогда, когда количество проектов и их масштаб начинают создавать проблемы с их управляемостью, а именно:

– разнородная отчетность не позволяет охватить состояние всех проектов;

– информация находится в головах менеджеров проектов, и «изымать» ее оттуда становится все труднее;

– возникает потребность собрать всю информацию, стандартизировать ее, сохранить и снизить негативные последствия смены или ухода менеджера проекта.

Цель создания проектного офиса обусловлена тем, что с его помощью решаются наиболее востребованные управленческие задачи:

– организация проектных коммуникаций;

– обеспечение всех участников проектной деятельности необходимой информацией;

– контроль реализации проектов компании;

– унификация и стандартизация управленческих процедур;

– обучение и методологическая поддержка участников проектной деятельности.

Таким образом, проектный офис – это гибкая структура, сгруппированная вокруг команд и проектов [3]. В таблице представлены различия между традиционным менеджментом и управлением проектами.

Различия между традиционным менеджментом и управлением проектами

Критерий	Традиционный менеджмент	Управление проектами
Направленность на конечные показатели	Ориентирован на ход событий, процесс	Ориентировано на достижение определенной цели
Направленность на удовлетворение интересов	Организация, в которой осуществляются процессы управления	Заказчик, которому важен конкретный результат проекта
Ограничения	Отсутствуют четкие ограничения по времени и ресурсам	Имеются четкие ограничения по времени и другим ресурсам, особенно финансовым (бюджет проекта)
Основной объект планирования	Планируется распределение позиций	Подробно планируются используемые ресурсы (время, деньги, персонал)
Оценка результатов	Широко используется регулирование процессов в ходе их реализации, корректирующие воздействия	Результаты оцениваются по окончании проекта

Окончание таблицы

Критерий	Традиционный менеджмент	Управление проектами
Задействованный персонал	Персонал, постоянно занятый в организации	Проектные команды, состоящие как из персонала организации, так и из внешних исполнителей, существующие ограниченный период времени
Характер деятельности	Монотонный	Разнообразные виды деятельности, сопряженные с риском

Анализ целевых установок сравниваемых технологий управления позволяет сделать вывод, что система управления проектами – это управленческая технология координации действий корпоративной структуры, ориентированная на результат.

Процесс внедрения проектного офиса может быть разделен на несколько последовательных этапов. Каждый последующий этап логично вытекает из предшествующих этапов [4].

На *первом этапе* требуется оценить текущий уровень способности компании управлять проектами и четко сформулировать цели внедрения системы управления проектами:

– прозрачность и управляемость компании при одновременном ведении большого количества крупных проектов;

– эффективное управление проектами любой сложности.

Начинается все со сбора информации о проектах. Задача проектного офиса – обобщить имеющийся опыт по реализации проектов или программ в компании и разработать новые с учетом специфики проектов и деятельности компании. Затем необходимо провести аудит текущих инвестиционных проектов, сформировать их реестр, что зачастую является одним из самых эффективных шагов по наведению порядка. По мере инвентаризации выявляются проблемы, позволяющие оценить реальное состояние дел и принять обоснованные решения. Затем производится создание реестра ресурсов, который приобщается к общей документации инвестиционного проекта.

Вторым этапом внедрения проектного офиса является реализация мероприятий, связанных с подготовкой руководящего состава проектного офиса, разработкой локального нормативного акта (положения) о проектном офисе, должностных инструкций руководителя (руководителей) проектного офиса.

На *третьем этапе* внедрения проектного офиса осуществляются следующие функции:

– разработка форм отчетности проектного офиса;

– запуск проектного офиса в эксплуатацию;

– сопровождение работы проектного офиса в течение заранее определенного периода (на срок реализации проекта (программ) или портфеля проектов).

Основными функциями проектного офиса являются [5]:

1. Управление разработкой новых проектов:

– оценка предложений – это быстрый способ оценить стоимость, выгоды и риски проекта для того, чтобы иметь представление о затратах на проект и потенциальных партнерах;

– проверка соответствия проекта бизнес-плану компании;

– проверка соответствия проекта видению и стратегии развития компании; сама идея проекта может быть замечательной, но она должна соответствовать глобальным целям компании.

2. Управление портфелем проектов, содержанием которого являются:

– панель управления проектами – это список ключевых показателей с использованием цветовых индикаторов; руководство компании может оперативно видеть, на чем следует сосредоточить внимание;

– отчеты о ходе разработки и реализации проекта, которые должны получать руководители компаний и сотрудники проектного офиса, чтобы знать положение дел о состоянии проекта и отмечать недочеты;

– обзор портфеля проектов, производимый совместно с руководителем, который имеет полномочия утверждать завершение фаз проекта и изменения в бюджете, объеме и сроках проекта;

– проверка соответствия хода проекта утвержденным процессам.

3. Аудит состояния проектного управления. В целях повышения эффективности управления необходимо проводить аудит состояния проектного управления, предполагающий сочетание активного мониторинга и отчетов в конце каждого из этапов реализации проекта.

4. Определение процессов и методологии управления портфелем проектов (программ). Внедрение методологии, обеспечивающей наилучшее функционирование компании.

5. Выбор и поддержка инструментов проектного управления. Выбор и разработка необходимых инструментов управления проектами (нормативно-правовой базы, методик, системы показателей и управленческих решений) является основополагающим фактором успеха, однако обеспечивают работу проектного офиса люди, обладающие соответствующей квалификацией и профессиональными компетенциями. В практике управления проектами используется множество управленческих решений, в которых наиболее важные функции идентичны. Основными из них являются:

– управление бизнес-проектами;

– управление программами и большими проектами: это, как правило, проекты с высокой стоимостью или риском для организации, в которых задействовано большое количество подразделений компании; средние и маленькие проекты могут управляться внутри одного отдела, в котором есть эксперты по данному вопросу.

На рис. 1 представлена современная модель проектного офиса.

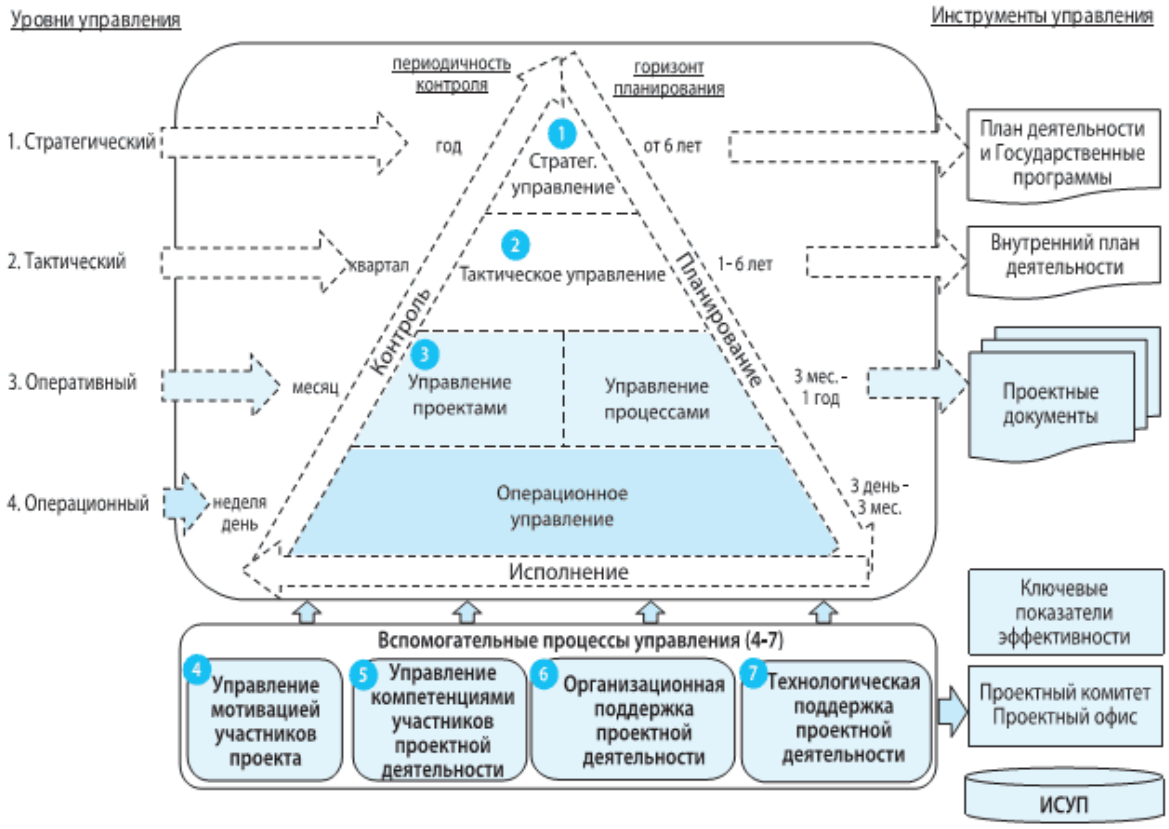


Рис. 1. Модель (структура) проектного офиса

Необходимым условием функционирования проектного офиса интегрированной компании является наличие квалифицированных сотрудников, так как именно их навыки и компетенции позволяют решать возникающие проблемы и задачи [6]. Проектный офис – инструмент, который берет на себя ряд рутинных функций и сосредоточивается на реализации стратегических целей компании.

Основными преимуществами внедрения проектного офиса являются:

– существенное снижение затрат на управление проектами;

– наличие независимого и объективного источника информации о состоянии дел внутри проекта;

– обеспечение надлежащего уровня согласованности проектов и их реализация в соответствии со стратегией компании.

Успех качественной работы проектного офиса зависит от его модели [7]. Проектный офис формируется как выделенное подразделение, которое в своей работе ориентировано как на поддержку проектных команд, так и на развитие корпоративной системы управления, и возглавляется руководителями инвестиционных проектов, которые по своему должностному положению подчиняются руководителю компании [8].

Системная модель управления проектами в рамках КСУП представлена на рис. 2.

Согласно рассматриваемой системной модели управления проектами в рамках КСУП определена логическая последовательность ее формирования, в результате которой определяются:

– субъекты управления (основные участники) управления проектами, где и создается проектный офис как ключевой элемент корпоративной системы управления проектами при наличии крупных бизнес-проектов и программ;

– объекты управления (проекты, программы, синергетические портфели), для которых определяются фазы жизненного цикла;

– функциональные цепочки процесса управления, учитывающие особенности стадий процесса управления в рамках каждого временного интервала (горизонта) управления проектами.

Процесс управления проектами должен обеспечить достижение следующих целей проекта:

– технические цели (достичь требуемых технических параметров и характеристик проекта);

– стоимостные (уложиться в планируемые затраты);

– временные (уложиться в заданное время).

Функции проектного офиса, его место в ролевой структуре управления проектами в организационной структуре компании как субъекта управления зависят от того, какие управленческие задачи являются наиболее острыми для менеджмента, а также от уровня зрелости существующей системы управления проектами и компанией в целом. При этом на проектный офис могут возлагаться самые разнообразные задачи, начиная от проведения тренингов и консультаций менеджеров руководящего звена, разработки специализированного программного обеспечения и заканчивая возложением и несением ответственности за достижение конечных результатов [9].

Рис. 2. Системная модель управления проектами корпоративной структуры управления

Для достижения целей эффективной работы необходимо:

– определить критерии успешности проектов;

– распределить полномочия по управлению проектами;

– разработать систему мотивации членов команды управления проектами и административного персонала компании;

– создать информационное обеспечение, позволяющее управлять проектами (моделировать проекты на протяжении их жизненного цикла, планировать работы и связанные с ними денежные потоки, получать достоверную информацию о показателях проекта в оперативном режиме).

Управление процессами представляет собой сложную и разностороннюю задачу и достигается путем итеративного (повторяющегося) применения процессов управления проектами [10].

Руководитель проектного офиса (администратор (директор) проектного офиса) осуществляет управление проектным офисом в строгом соответствии со своими служебными обязанностями и несет персональную ответственность за результаты его работы. Он отвечает за три аспекта реализации проекта: сроки, затраты и качество результатов в соответствии с принятым графиком разработки проекта [11; 12]. При этом необходимо учитывать, что основными проблемами, приводящими к срыву реализации проектов, являются не только технические трудности, но и ошибки при определении требований к характеристикам проекта и менеджменту проекта.

Таким образом, проектный офис является действенным инструментом, способным существенно повысить эффективность процесса создания, внедрения и управления реализацией инновационно-инвестиционного проекта.

Особенности реализации корпоративной системы управления проектами в ракетно-космической отрасли. Ракетно-космическая отрасль как производственно-экономический комплекс имеет свои особенности [13]:

– многообразие структуры, которое выражается в большом количестве разнотипных структурных элементов, причем различной природы, что является признаком сложных производственно-экономических систем;

– многосвязаность элементов; связи и отношения элементов РКП отличаются устойчивостью, постоянной пропорциональностью;

– динамичность, заключающаяся в постоянной смене производственно-экономической структуры РКП, которая выражается в цикличности производственного процесса, изменении его во времени, связях его элементов, множестве внешних и внутренних воздействий;

– многокритериальность, которая является одним из характерных свойств производственно-экономической системы РКП: с одной стороны, имеется множество критериев, с другой – все подсистемы на разных уровнях иерархии могут характеризоваться своими частными критериями, образующими в совокупности логичную последовательность их целей;

– вероятностный характер природы функционирования любой системы, при этом производство постоянно подвержено влиянию многочисленных случайных факторов;

– постоянное развитие РКП как сложной динамической системы, требующее своевременного технического перевооружения производства.

Функциональная схема управления проектами в АО «ИСС» представлена на рис. 3.

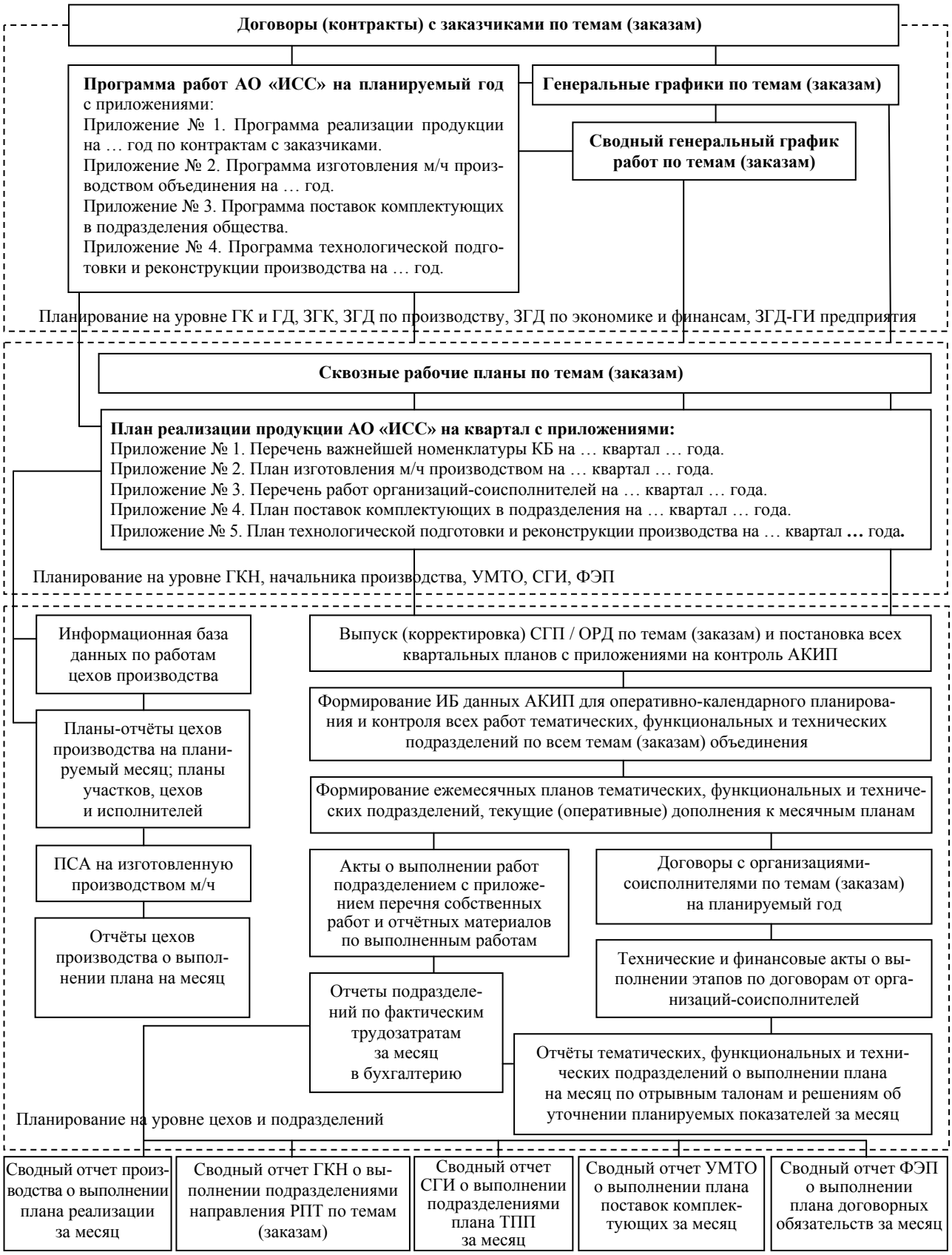


Рис. 3. Функциональная схема управления проектами в АО «ИСС»

Согласно представленной схеме можно сделать вывод, что в интегрированной корпоративной структуре АО «ИСС» управление проектами осуществляется с использованием процессного подхода [13; 14].

Под управлением процессом понимается комплекс механизмов и мероприятий воздействия на процесс созидания, которые обеспечивают достижение результатов в соответствии с принятым графиком разработки проекта.

В качестве характерных черт процессного подхода можно выделить:

– широкое делегирование полномочий и ответственности исполнителям;

– сокращение количества уровней принятия решения;

– сочетание принципа целевого управления с групповой организацией труда;

– повышенное внимание к вопросам обеспечения качества результатов инновационного проекта;

– широкие возможности автоматизации технологий выполнения бизнес-процессов.

Использование процессного управления имеет следующие преимущества:

– высокая степень мотивации, поскольку проект ориентирован на получение прибыли;

– снижение нагрузки на руководителей высшего звена, так как ответственность распределяется между руководителями отдельных процессов;

– высокая гибкость и адаптивность системы управления.

В интегрированной корпоративной структуре АО «ИСС» функции проектного офиса осуществляются различными управлениями АО «ИСС», такими как управление стратегического развития, управление сводного планирования и координации работ, отдел инновационного развития и некоторые другие. Анализ их функций позволяет сделать вывод, что корпоративная система управления проектами в АО «ИСС» успешно используется.

Система управления проектами в данной корпоративной интеграционной структуре организована на следующих принципах:

– заключенные контракты с заказчиком являются основными исходными документами для открытия заказов (тем) на предприятии;

– разработка программы работ акционерного общества «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» на планируемый год формируется на основании контрактов по тематическим направлениям и осуществляется управлением сводного планирования и координации работ (УСПКР) совместно с планово-экономическим отделом (ПЭО), производственным отделом, управлением материально-технического обеспечения (УМТО), службой главного инженера (СГИ);

– разработка ведущими менеджерами проектов рабочих планов по темам (заказам) на планируемый год формируется с учётом циклов проектирования, изготовления и комплектации на основании номенклатуры, сроков и цен по контрактам;

– разработка детализированных планов подразделений конструкторского бюро (КБ) и цехов производства осуществляется с использованием ЭВМ и процедур автоматизированных систем управления (АСУ) КБ и производства на основе создаваемых баз данных по работам подразделений в разрезе каждого контракта (заказа) в развитии запланированных подэтапов рабочих планов по темам;

– общая организация управления реализацией заказа и контроля его исполнения производится управлением сводного планирования и координации работ;

– разработка планов финансово-технического обеспечения заказа производится в конкретных обеспечивающих подразделениях с использованием АСУ подразделений и действующих положений по разработке этих планов (по финансированию, обеспечению покупными и комплектующими изделиями (ПКИ) и материально-техническому снабжению (МТС), а также по технологической подготовке производства);

– увязка всех рабочих планов по темам, планам производства, технологической подготовке производства, финансовому обеспечению и УМТО осуществляется УСПКР, ПЭО, производственным отделом, УМТО и СГИ.

Это конкретный план действий по реализации работ в определенных условиях и в установленные сроки.

Вместе с тем необходимо отметить, что на современном этапе разработка космических комплексов ведется в условиях большой экономической неопределенности и действий дестабилизирующих факторов и рисков (падение курса рубля, наличие санкций по закупкам, повышение уровня инфляции и др.), приводящих к удорожанию его создания. В этом случае управление проектом не укладывается ни в рамки «чистого» проектного управления, ни в рамки процессного управления [13].

Кроме того, производственно-экономическая система РКП подвержена влиянию следующих факторов [14]:

– низкий уровень капитализации предприятий отрасли, что препятствует созданию благоприятных условий для привлечения внебюджетных инвестиций;

– необходимость формирования многоканальной системы финансирования научных исследований и разработок, в том числе основанной на использовании механизмов инновационных и венчурных фондов, иных внебюджетных источников финансирования;

– постоянно возрастающие требования к эффективности управления государственным имуществом;

– постоянное протекание интеграционных процессов в ракетно-космической промышленности;

– оптимизация международной кооперации в области освоения и использования космоса при балансе вовлеченности в международные проекты и сохранения независимого национального потенциала.

В условиях влияния на процесс разработки и управления проектами предприятий РКП различного рода взаимосвязанных дестабилизирующих факторов и рисков возникает необходимость учета специфических особенностей данной отрасли при разработке технологий управления процессом (проектом), основными из которых являются [15]:

– динамичность развития, заключающаяся в постоянной смене производственно-экономической структуры предприятий РКП;

– необходимость постоянного повышения конкурентоспособности в целях обеспечения соответствия требованиям отечественного и мирового рынков инноваций;

– необходимость ускоренного развития коммуникационных каналов, обеспечивающих своевременное получение необходимой информации об изменении соотношения сил на отечественном и мировом рынках инноваций;

– опережающее развитие уровня подготовки кадров, позволяющее создавать и продвигать на рынок прорывные инновационные технологии.

В этой связи разработку системы управления проектами в АО «ИСС» необходимо проводить в соответствии с основными принципами космической деятельности России на долгосрочную перспективу [16]:

1. Соответствие уровню развития космического потенциала страны и сохранение роли космической деятельности в стимулировании создания новейших технологий.

2. Развитие как основных, так и новых направлений космической деятельности с учетом их вклада в экономику страны.

3. Обеспечение независимости и развитие партнерства:

– обеспечение независимого доступа со своей территории и территории других стран;

– взаимовыгодное сотрудничество на основе формирования стратегических партнерств.

4. Развитие ракетно-космической промышленности, способной производить космическую технику мирового уровня.

5. Развитие государственно-частного партнерства и инновационно-ориентированного предпринимательства с использованием результатов космической деятельности.

6. Сочетание приоритетного развития отечественных технологий с приобретением передовых технологий за рубежом.

7. Разработка масштабных проектов с целью создания задела на будущее для решения задач пространственной экспансии и расширения сферы присутствия России в космосе.

Заключение. Проектный офис – инструмент, который берет на себя ряд рутинных функций и сосредоточивается на реализации стратегических целей компании. Анализ целевых установок сравниваемых технологий управления позволяет сделать вывод, что система управления проектами – это управленческая технология координации действий корпоративной структуры, ориентированная на результат.

При создании системы управления проектами необходимо учитывать, что порядок, требования и этапы создания ракетно-космической техники (РКТ) в ракетно-космической отрасли регламентированы. Основные требования к характеристикам проекта предприятий РКП определяются техническим заданием на создание РКТ, в котором содержатся цель создания, основные функциональные задачи, решаемые космическими средствами, а также его пользователи и потребители.

Благодарности. Работа выполнена в рамках договора на выполнение научно-исследовательских работ между СибГАУ и АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» от 31.08.2015 г. Авторы выражают благодарность сотрудникам отдела инновационного развития АО «ИСС» и лично Сергею Владиславовичу Единосяк за консультации по управлению проектами в ракетно-космической отрасли.

Acknowledgements. This work was conducted as a part of the scientific and research project of Reshetnev Siberian State University and JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev” d.d. 31.08.2015. The authors are grateful to the staff of the Innovative development department and, personally, Edinosyak Sergeyu Vladislavovichu for the project management consultation in the rocket and space field.

Библиографические ссылки

1. Leyden D. P., Link A. N., Siegel D. S. A theoretical analysis of the role of social networks in entrepreneurship // Research Policy. 2014. Vol. 43, No. 7. P. 1157–1163.

2. Замшин В. И. Проектно-ориентированные подходы к управлению конкурентоспособностью производственных систем // Вестник ЮРГТУ (НПИ). Сер. «Социально-экономические науки». 2011. № 3. С. 60–72.

3. Гуляев П. В., Егоров Н. Е., Николаев М. В. Проектно-ориентированное управление наукой и образованием в рамках партнерских взаимоотношений «университет–государство–бизнес» // Международный журнал экспериментального образования. 2014. № 11-1. С. 30–37.

4. Воропаев В. Управление проектами – неиспользованный ресурс в экономике РФ [Электронный ресурс]. URL: http://hr-portal.ru/article/upravlenie-proektami-neispolzovannyy-resurs-v-ekonomike-rossii (дата обращения: 15.12. 2016).

5. ГОСТ Р 54869–2011. Проектный менеджмент. Требования к управлению проектами. М. : Стандартинформ. 2011. 14 с.

6. Bergenholtz C., Waldstrøm C. Inter-Organizational Network Studies A Literature Review // Industry and Innovation. 2011. Vol. 18, № 6. Pp. 539–562.

7. Dhanaraj C., Parkhe A. Orchestrating innovation network // Academy of Managing Review. 2006. Vol. 31, No. 3. P. 659–669.

8. Herstad S. J., Alsenen H. W., Ebersberger B. On industrial knowledge bases, commercial opportunities and global innovation network linkages // Research Policy. 2014. Vol. 43. Pp. 495–504.

9. Кендал И., Роллинз К. Современные методы управления портфелем проектов и офис управления проектами: Максимизация ROI : пер. с англ. М. : ПМСОФТ, 2004. 576 с.

10. Лящук А. В., Максин Д. Г., Нугайбеков Р. А. Корпоративная система управления проектами:

от методологии к практике. М. : Альпина Паблишер, 2015. 236 с.

11. Kohl H., Orth R., Rierbartsch O. Support of Innovation Networks in Manufacturing Industries Through Identification of Sustainable Collaboration Potential and Best-Practice Transfer // 12th Global Conference on Sustainable Manufacturing. Procedia CIRP. 2015. Vol. 26. Pp. 185–189.

12. Leven P., Holmstron J., Mathiassen L. Managing research and innovation networks: Evidence from a government sponsored cross-industry program // Research Policy. 2014. Vol. 43. P. 156–168.

13. Аврамчикова Н. Т., Чистякова Н. О. Перспективы развития кластера инновационных технологий ЗАТО г. Железногорск Красноярского края : монография / СибГАУ. Красноярск, 2016. 120 с.

14. Аврамчикова Н. Т., Белякова Г. Я., Проскурнин С. Д. Организационные формы управления инновационным развитием локальных административно-территориальных образований // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 4. С. 997–1006.

15. Методические рекомендации по внедрению проектного управления в органах исполнительной власти : распоряжение Минэкономразвития от 14 апреля 2014 г. № 26Р-АУ.

16. Программа развития кластера инновационных технологий ЗАТО г. Железногорск. 2012. 98 с.

References

1. Leyden D. P., Link A. N., Siegel D. S. A theoretical analysis of the role of social networks in entrepreneurship. *Research Policy*. 2014, Vol. 43, No. 7, P. 1157–1163.

2. Zamshin V. I. [Design-oriented approaches to the management of competitive production systems]. *VestnikYuRGTU (NPI)*, *Seriya "Sotsial'no-ekonomicheskie nauki"*. 2011, No. 3, P. 60–72 (In Russ.).

3. Gulyaev P. V., Egorov N. E., Nikolaev M. V. [Project-oriented management of science and education in the framework of partnerships "University – State – Business"]. *Mezhdunarodnyy zhurnal eksperimental'nogo obrazovaniya.* 2014, No. 11–1, P. 30–37 (In Russ.).

4. Voropaev V. *Upravlenie proektami – neispol'zovannyy resurs v ekonomike Rossii* [Project Management – an untapped resource in the Russian economy]. Available at: http://hr-portal.ru/article/upravlenie-proektami-neispolzovannyy-resurs-v-ekonomike-rossii (accessed 15.12.2016).

5. GOST R 54869–2011. *Proektnyy menedzhment. Trebovaniya k upravleniyu proektami* [State Standard R 54869-2011 Project management. Requirements for project management]. Moscow, Standartinform Publ., 2011, 14 p.

6. Bergenholtz C., Waldstrøm C. Inter-Organizational Network Studies A Literature Review. *Industry and Innovation*. 2011, Vol. 18, No. 6, P. 539–562.

7. Dhanaraj C., Parkhe A. Orchestrating innovation network. *Academy of Managing Review*. 2006, Vol. 31, No. 3, P. 659–669.

8. Herstad S. J., Alsenen H. W., Ebersberger B. On industrial knowledge bases, commercial opportunities and global innovation network linkages. *Research Policy*. 2014, Vol. 43, P. 495–504.

9. Kendal I., Rollins K. *Sovremennye metody upravleniya portfelem proektov i ofis upravleniya proektami: Maksimizatsiya ROI* [Advanced Project Portfolio Management and the PMO Multiplying ROI at Warp Speed]. Moscow, PMSOFT Publ., 2004, 576 p.

10. Lyashchuk A. V., Maksin D. G., Nugaybekov R. A. *Korporativnaya sistema upravleniya proektami: ot metodologii k praktike* [Corporate project management system: from methodology to practice]. Moscow, Al'pina Pablisher Publ., 2015, 236 p.

11. Kohl H., Orth R., Rierbartsch O. Support of Innovation Networks in Manufacturing Industries Through Identification of Sustainable Collaboration Potential and Best-Practice Transfer. *12th Global Conference on Sustainable Manufacturing*. Procedia CIRP, 2015, Vol. 26, P. 185–189.

12. Leven P., Holmstron J., Mathiassen L. Managing research and innovation networks: Evidence from a government sponsored cross-industry program. *Research Policy*. 2014, Vol. 43, P. 156–168.

13. Avramchikova N. T., Chistyakova N. O. *Perspektivy razvitiya klastera innovatsionnykh tekhnologiy ZATJ g. Zheleznogorsk Krasnoyarskogo kraya* [Prospects of development of a cluster of innovative technologies of ZATO Zheleznogorsk of Krasnoyarsk region]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2016, 120 p.

14. Avramchikova N. T., Belyakova G. Ya., Proskurnin S. D. [Organizational forms of management of innovative development of local administrative-territorial formations]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 4, P. 997–1006 (In Russ.).

15. Methodical recommendations about introduction of project management in executive authorities. Available at: http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_162120 (accessed 15.12.2016).

16. Development program of cluster of innovative technologies ZATO Zheleznogorsk. 2012, 98 p.

© Аврамчикова Н. Т., Еремеев Д. В., Чистякова О. Н., 2017

УДК 338.2

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 243–249

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

А. В. Силкина*, Л. В. Ерыгина

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

Представлена оценка современного состояния предприятий оборонно-промышленного комплекса и анализ тенденций и перспектив их развития. Оценка современного состояния проведена путем изучения законодательных актов, приказов, стратегий долгосрочного развития экономики и иных документов, позволяющих оценить количественный состав предприятий ОПК и отражающих их реальное положение. Определение тенденций развития оборонно-промышленного комплекса выполнено с помощью анализа посланий Президента РФ Федеральному Собранию за 2010–2015 гг. Практически в каждом из таких посланий тем или иным образом президент затрагивает тему оборонно-промышленных предприятий, раскрывает дальнейшие планы относительно их развития, либо уже после ежегодного послания появляется перечень поручений Президента Российской Федерации, относящийся непосредственно к предприятиям ОПК. В последние 5 лет тема оборонно-промышленных предприятий и тенденций их развития весьма широко представлена в посланиях президента, в связи с этим проведен их анализ и выделены ключевые моменты, освещенные в посланиях с 2010 по 2015 гг. Проведенный анализ позволил выделить основные направления дальнейшего развития оборонного комплекса, а именно: модернизация производства; инновационное развитие; научно-технологическое развитие; выполнение программ перевооружения до 2020 г.; загрузка производственных мощностей; развитие производств товаров гражданского назначения; работа над программой импортозамещения. При этом основной перспективой предприятий ОПК является инновационное развитие, которое включает в себя вышеизложенные тенденции, а научно-технологическое развитие в данном случае представляет собой некоторую «прослойку», средство исполнения указанных перспектив. На основании вышеизложенного построена логическая структура основных тенденций развития предприятий ОПК, для каждого пункта схемы приведено обоснование. Предложена типология предприятий ОПК, включающая в себя такие группы, как научно-исследовательские предприятия, предприятия фирменной науки, иные (остальные) предприятия. Такая типология позволила подразделить предприятия не только по характеру деятельности, но и по перспективам инновационного развития.

Ключевые слова: предприятия оборонно-промышленного комплекса, ОПК, перспективы развития, послания президента, современное состояние ОПК.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 243–249

CURRENT STATUS AND TRENDS OF DEFENSE INDUSTRY ENTERPRISES

A. V. Silkina*, L. V. Erygina

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

The article is devoted to the assessment of modern state of enterprises of the military-industrial complex and the analysis of trends and prospects of development. Assessment of the current state was conducted by examining legislative enactments, orders, long-term development strategies of the economy and other documents allowing assessing the quantitative structure of defense industry companies and reflecting their real position. The definition of tendencies of development of the military-industrial complex is made by analyzing the messages of the President to the Federal Assembly for 2010–2015. Almost in each of these messages, one way or another, the President touches on the theme of military-industrial enterprises, reveals further plans for their development, or, after the annual address, there is a list of the orders of the President of the Russian Federation directly related to the defense industry. In the last 5 years the topic of military-industrial enterprises and their development trends are very well represented in the President's Message, in this regard, this article conducted their analysis and highlighted the key points highlighted in the Letters from 2010 to 2015. The analysis allowed identifying the main directions of further development of defense industry, namely:

modernization of production; innovative development; scientific and technological development; the implementation of the rearmament program to 2020; capacity utilization; development of the production of civilian goods; the work on the program of import substitution. The main perspective of the defense enterprises is an innovative development which includes the above trends, and scientific and technological development in this case represents a certain layer, the execution of these prospects. Based on the foregoing, the logical structure of the main trends in the development of enterprises, for each of the schemes justification was created. The typology of enterprises, including such groups as: the research enterprise; the enterprise brand of science; the other (the rest) of the enterprise was proposed. This typology not only helped to divide enterprises according to the nature of the activities, but also on the prospects of innovative development.

Keywords: enterprises of the military-industrial complex, defense industry, development prospects, President's message, state of the art defense.

Введение. Оборонно-промышленный комплекс (ОПК) России занимает важное место и играет большую роль в развитии экономики и обеспечении национальной безопасности страны, ее независимости, территориальной и государственной целостности.

Главная задача функционирования ОПК – это создание и производство современных конкурентоспособных вооружений, военной и специальной техники, перевооружение Вооруженных Сил, войск и формирований России и усиление позиций на мировом рынке вооружений. Оборонно-промышленный комплекс России остается чрезвычайно важной частью экономики страны, фактически именно здесь сосредоточены основные передовые технологии.

На сегодняшний момент согласно приказу Министерства промышленности и торговли Российской Федерации № 1703 от 5 февраля 2013 г. количество предприятий ОПК, зарегистрированных и включенных в сводный реестр организаций оборонно-промышленного комплекса, составляет 1340. Из них большую часть составляют открытые акционерные общества – 1055 организаций. Остальные предприятия в незначительной степени представлены в виде федеральных унитарных предприятий, закрытых акционерных обществ, федеральных казенных предприятий, обществ с ограниченной ответственностью и государственных учреждений [1].

Анализ перспектив развития ОПК. Предприятия оборонно-промышленного комплекса представляют собой особый тип предприятий, главной чертой которых является главенство государственного оборонного заказа над любым другим видом деятельности. Исходя из этого, тенденции и перспективы развития таких предприятий определяются главным образом государственной политикой. Одним из актуальных путей отслеживания тенденций и перспектив развития предприятий ОПК и намерений государственной власти относительно таких предприятий стали ежегодные послания Президента РФ Федеральному Собранию. Практически в каждом из таких посланий тем или иным образом президент затрагивает тему оборонно-промышленных предприятий, раскрывает дальнейшие планы относительно их развития, либо уже после ежегодного послания появляется перечень поручений Президента Российской Федерации, относящийся непосредственно к предприятиям ОПК. В последние 5 лет тема оборонно-промышленных предприятий и тенденций их развития весьма широко представлена в посланиях президента, в связи с этим в данной статье проведен их анализ и выделены ключевые моменты, освещенные в посланиях Федеральному Собранию с 2010 по 2015 гг. включительно. В таблице в хронологическом порядке представлены вышеуказанные данные.

Ключевые моменты тенденций развития предприятий ОПК, освещенные в посланиях Президента РФ Федеральному Собранию 2010–2015 гг.

Стенограмма	Ключевые моменты
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 30 ноября 2010 г. (Д. А. Медведев)	Модернизация экономики для создания новых конкурентоспособных товаров и услуг, рабочих мест, формирования спроса на инновации, развитие малого и среднего бизнеса. Модернизация производства, курс на производство новых высококонкурентных товаров и услуг [2]
	Сокращение количества стратегических предприятий. Модернизация экономики, привлечение инвестиций. Повышение эффективности работы предприятий [2]
	Фундаментальная задача – создание новой высокотехнологичной армии. Создание специальной структуры, которая будет заниматься поиском и разработкой новейших технологий для ОПК. Вложения в поиск технологий двойного назначения, которые помогут модернизировать производство и развивать фундаментальные и прикладные исследования и университетскую науку [2]
	Курс на глубокую модернизацию Вооружённых Сил, на проведение в них системных, значимых преобразований. Развитие программы перевооружения, рассчитанной до 2020 г. [2]
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 22 декабря 2011 г. (Д. А. Медведев)	Акцент на новые виды оружия и технику, которые создаются на основе современных технологий. Стабильность гособоронзаказа и его оплаты, что создает предпосылки для развития предприятий ОПК [3]
	Развитие программы перевооружения, рассчитанной до 2020 г. [3]

Окончание таблицы

Стенограмма	Ключевые моменты
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 12 декабря 2012 г. (В. В. Путин)	Глобальная модернизация оборонно-промышленного комплекса [4]
	Долгосрочный прогноз научно-технологического развития России до 2030 г. Развитие рынка высоких технологий. Создание специального фонда перспективных исследований для работы над оборонными технологиями [4]
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 12 декабря 2013 г. (В. В. Путин)	Создание системы статистической оценки уровня технологического развития отраслей экономики для объективной оценки уровня конкурентоспособности [5]
	Модернизация оборонного комплекса в размере 23 трлн руб. [5]
	Загруженность в ближайшие 10 лет предприятий ОПК оборонными заказами как предпосылка дальнейшего развития [5]
	Развитие производства продукции гражданского назначения. Загрузка свободных производственных мощностей предприятий ОПК после 2020 г., когда произойдет снижение гособоронзаказа [5]
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 4 декабря 2014 г. (В. В. Путин)	Политика импортозамещения как стимул к развитию гражданского производства на предприятиях ОПК [6]
	Внедрение ключевых показателей эффективности на государственных предприятиях, в том числе предприятиях ОПК Методические указания по применению ключевых показателей эффективности государственными корпорациями, государственными компаниями, государственными унитарными предприятиями, а также хозяйственными обществами, в уставном капитале которых доля участия Российской Федерации, субъекта Российской Федерации в совокупности превышает пятьдесят процентов. Разработаны во исполнение пункта 4 Перечня поручений Президента Российской Федерации от 05.07.2013 № Пр-1474 [6; 7]
Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 3 декабря 2015 г. (В. В. Путин)	Активная поддержка политики импортозамещения. Меры, дающие стимул предприятиям к развитию отечественного производства высокотехнологичных товаров гражданского назначения. Поддержка проектов импортозамещения Фондом развития промышленности [8]

Проанализировав таблицу, представляется возможным выделить основные тенденции и перспективы развития предприятий ОПК на основе информации, отраженной в посланиях Президента РФ Федеральному Собранию:

– модернизация производства;

– инновационное развитие;

– научно-технологическое развитие;

– выполнение программ перевооружения до 2020 г.;

– загрузка производственных мощностей;

– развитие производств товаров гражданского назначения;

– работа над программой импортозамещения.

Инновационное развитие. На данный момент в стране разработано сразу несколько программ, нацеленных на инновационное развитие. В первую очередь, речь идет о Стратегии инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 г. и о Долгосрочном прогнозе научно-технологического развития Российской Федерации до 2030 г. Данные программы предполагают широкий спектр показателей, которых должны достигнуть предприятия к определенному сроку [9–11].

Так, к примеру, целью Стратегии инновационного развития РФ является перевод к 2020 году экономики России на инновационный путь развития, что предполагает увеличение следующих значений основных показателей [9]:

– доли экспорта высокотехнологичных товаров в общем мировом объеме экспорта до 2 % к 2020 г.;

– валовой добавленной стоимости инновационного сектора в валовом внутреннем продукте до 17–20 % к 2020 г.;

– доли инновационной продукции в общем объеме промышленной продукции до 25–35 % к 2020 г.;

– внутренних затрат на исследования и разработки до 2,5–3 % от валового внутреннего продукта к 2020 г.

Научно-технологическое развитие ОПК. Научно-технологическое развитие является одной из важнейших частей инновационного развития. Инновационная деятельность и научно-технологическое развитие устойчиво взаимосвязаны между собой. Инновационная деятельность является обязательным условием научно-технологического развития. Уровень научно-технологического развития и темпы его развития напрямую связаны с результатами инновационной деятельности предприятия, ее интенсивностью и качеством. Поскольку инновационная деятельность опирается на достижения науки и технологий, то и результаты научно-технологического развития стимулируют инновационную деятельность. При этом источником инновационных идей становятся новые научно-технологические знания. С учетом исключительной роли научно-технологического развития как фактора экономического роста важнейшей задачей субъектов инновационной деятельности является формирование соответствующей политики научно-технологического развития, которую следует рассматривать в качестве основной составляющей инновационной политики [4].

При этом остальные тенденции развития, такие как модернизация производства, выполнение программ перевооружения до 2020 г., загрузка производственных мощностей, развитие производств товаров гражданского назначения, работа над программой импортозамещения, являются ни чем иным, как

составными частями инновационного развития предприятий ОПК и производными научно-технологического развития. Данные тенденции невозможны без научно-технологического развития предприятия. Таким образом, основной перспективой предприятий ОПК является инновационное развитие, которое включает в себя вышеизложенные тенденции, а научно-технологическое развитие в данном случае представляет собой некоторую «прослойку», средство исполнения указанных перспектив. На основе изложенной информации можно представить схему тенденций развития предприятий ОПК (см. рисунок).

Серьезные изменения на предприятиях оборонно-промышленного комплекса связаны с развитием Государственной программы вооружения на 2011–2020 гг. стоимостью 1,2 трлн долл., целью которой является довести количество новейших образцов военной техники в войсках до 70 % против сегодняшних 10 %. Существующая программа представляет собой комплекс мероприятий, согласованных по целям, задачам, ресурсам, срокам выполнения и направлениям развития. Они должны обеспечить поддержание необходимого уровня оснащения Вооруженных Сил современным вооружением, военной и специальной техникой, с учетом возможностей выделения государством необходимых финансовых средств. Состав и содержание заданий оптимизированы в рамках лимитов финансирования. Основными целями государственной программы перевооружения являются [12]:

– сбалансированное развитие системы стратегических вооружений;

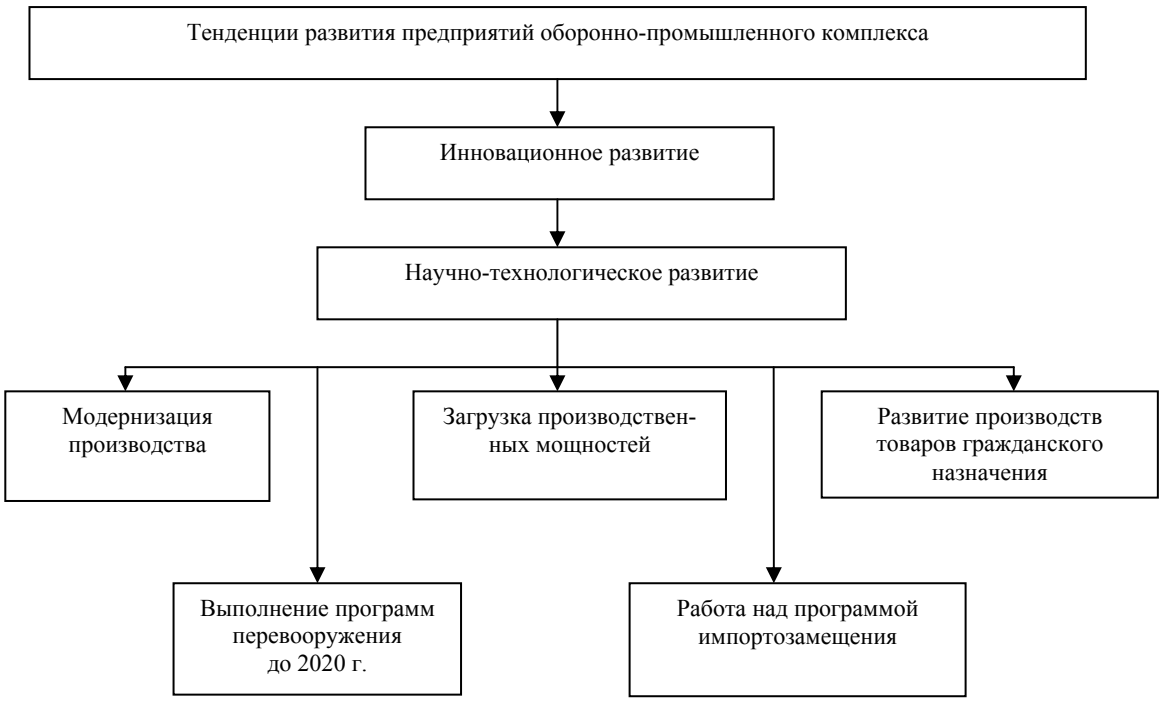
– комплектные поставки современных и перспективных образцов вооружения;

– создание научно-технического задела и обеспечение разработки новейших систем и образцов вооружения;

– обеспечение поддержания существующего вооружения в боеготовом состоянии [12].

На данный момент времени, в связи с развитием программ вооружения у предприятий ОПК должно появиться все необходимое для того, чтобы развивать отечественное производство гражданской продукции. Это и увеличение финансирования, и рост производственных мощностей, и разработка новейших технологий, и создание более рациональной структуры ОПК [12]. Для предприятий ОПК гражданское производство – это перспектива будущего финансового благополучия, поскольку после 2020 г., по окончании программ развития вооружения, объемы государственного оборонного заказа в России будут сокращены. В тексте Послания Президента РФ от 12 декабря 2013 г. говорится о необходимости уже сейчас искать пути дальнейшего развития предприятий ОПК в рамках производства гражданской продукции, не дожидаясь 2020 г. и снижения объемов государственного оборонного заказа [5].

После 2020 г. перспективами развития предприятий ОПК будет поиск востребованной на рынке гражданской продукции, которая бы соответствовала возможностям имеющегося оборудования и могла бы обеспечить загрузку предприятия. Такая продукция помогла бы предприятию остаться конкурентоспособным при любых переменах на рынке производства и экспорта вооружения и улучшить свое финансовое состояние. Большинство развитых стран используют передовые технологии и новации ОПК в других отраслях экономики. Современный российский ОПК также должен не только выполнять свою главную функцию – обеспечивать потребности Вооруженных Сил РФ в качественном вооружении высокого уровня конкурентоспособности, но и тесно взаимодействовать с гражданскими отраслями, обладающими инновационными преимуществами [13].



Тенденции развития предприятий ОПК

Помимо этого, сложившаяся на сегодняшний момент экономическая ситуация выявила необходимость разумного импортозамещения как долгосрочного приоритета нашей страны вне зависимости от внешних обстоятельств, о котором говорится в Послании Президента РФ В. В. Путина Федеральному Собранию Российской Федерации от 4 декабря 2014 г. [6]. Новейшие изделия ОПК, имеющие высокие конкурентные качества, нужны и в гражданских отраслях промышленности. На ОПК, кроме главной задачи – обеспечения безопасности страны, возложена и сверхзадача – быть авангардом в модернизации народного хозяйства, что позволяет утверждать, что развитие производства продукции гражданского назначения – это не только необходимость для предприятий ОПК, но и направление, широко поддерживаемое государством. Особо важным это становится и в условиях введенных Евросоюзом ограничительных экономических мер.

Дмитрий Рогозин – заместитель председателя правительства РФ – обратил внимание на то, что в нынешних экономических условиях на оборонный комплекс ложится особая ответственность. По его мнению, технологическое перевооружение предприятий нужно сделать сейчас и в самые кратчайшие сроки, учитывая, что именно в данный момент «страна отрывает от себя самое необходимое, от социальных программ, от образования, от медицины» в связи с масштабным финансированием государственной программы перевооружения.

Особенно четко его взгляд на дальнейшую перспективу развития предприятий ОПК просматривается в следующей цитате: «Поэтому сами оборонщики должны ответить гражданской промышленности своей ответственностью в рамках создания гражданских производств, высокотехнологичных производств. После 2020 года у нас, конечно, не будет таких мощных объемов оборонных производств, но мы должны выйти после 2020 года с высокоразвитой промышленностью, которая качнет мощным импульсом развитие всей гражданской промышленности» [12].

Оборонно-промышленному комплексу, полагает Дмитрий Рогозин, требуется конкретный план действий по созданию новой отрасли. Многие из них не взаимодействуют друг с другом. Нет единой технической политики. Некоторые предприятия обладают стендовой базой, необходимой другим, но в силу разобщенности не кооперируются. Поэтому перспективным на сегодняшний момент является создание интегрированных структур научных и производственных предприятий [12–15].

Тенденции и перспективы развития, появившиеся в настоящее время, повлияли и на типологию предприятий ОПК. Ранее предлагаемое во многих исследованиях деление предприятий на научные, научно-исследовательские и производственные на сегодняшний день становится неактуальным и требует пересмотра.

Основу научного сектора предприятий ОПК составляют самостоятельные научно-исследовательские организации, обособленные от производства и образования. Число таких предприятий за период с 1990 до 2014 гг. возросло на 20 %. За этот же период организаций, занятых внедрением и проектированием производственных технологий, сократилось в разы. Например, количество проектных организаций уменьшилось в 12,1 раза, а конструкторских бюро – в 1,9 раза. Основная причина такой диспропорции заключается в резком снижении платежеспособного спроса на результаты научно-технической деятельности в начале экономических реформ. В 1990-е гг. положение практически всех отраслей экономики оценивалось как критическое. В результате, наиболее сильно пострадали научные организации, непосредственно связанные с производством. Несмотря на то, что в последние годы экономическая ситуация заметно улучшилась, масштабный спрос на научные результаты еще не восстановлен. Научно-исследовательские предприятия ОПК по множеству причин оказались более устойчивыми к рыночным преобразованиям, чем иные типы научных организаций. В них сконцентрировалось 59,3 % научного персонала [13]. Одними из наиболее перспективных в области инновационного развития на сегодняшний день являются организации фирменной науки – промышленные предприятия, имеющие научные подразделения. Как показывает опыт развитых стран, именно научно-технические лаборатории крупных промышленных компаний обладают явным преимуществом на рынках инновационной продукции. Речь идет о возможности сконцентрировать ресурсы на разработке научно-технических продуктов, пользующихся спросом, выполнять более широкий спектр исследований и отбор на их основе перспективных разработок [14; 15]. Таким образом, учитывая вышеизложенные тенденции и перспективы развития, имеет смысл разделить предприятия ОПК на три группы: первую группу составляют научно-исследовательские предприятия, вторую группу – предприятия фирменной науки, третью группу представляют иные (остальные) предприятия, куда можно отнести проектные и конструкторские бюро, производственные предприятия и др. Такая типология позволила подразделить предприятия не только по характеру деятельности, но и по перспективам инновационного развития. Наиболее перспективными в данном случае оказываются научно-исследовательские организации и предприятия фирменной науки, наименее перспективными – иные виды предприятий.

Заключение. Таким образом, послания Президента РФ Федеральному Собранию, законодательные акты и стратегии развития Российской Федерации являются актуальными и доступными источниками получения информации о перспективах развития предприятий, включенных в состав оборонно-промышленного комплекса. Проведенный анализ посланий президента за 2010–2015 гг. позволил объективно оценить тенденции развития ОПК и построить их логическую структуру. На сегодняшний момент для предприятий ОПК открываются новые горизонты перспектив и тенденций развития. Они несут в себе полное обновление предприятий, поиск новых возможностей для производства высокотехнологичных товаров гражданского назначения, инновационного развития. При этом изменяются и сами предприятия, подстраиваясь под происходящие изменения.

Библиографические ссылки

1. Об утверждении перечня организаций, включенных в сводный реестр организаций оборонно-промышленного комплекса : Приказ Министерства промышленности и торговли Российской Федерации от 3 июля 2015 г. № 1828 [Электронный ресурс]. URL: http://docs.cntd.ru/document/499095038 (дата обращения: 17.06.2016).

2. Медведев Д. А. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 30 ноября 2010 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/9637 (дата обращения: 11.07.2016).

3. Медведев Д. А. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 22 декабря 2011 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/14088 (дата обращения: 11.07.2016).

4. Путин В. В. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 12 декабря 2012 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/17118 (дата обращения: 23.06.2016).

5. Путин В. В. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 12 декабря 2013 г. [Электронный ресурс]. URL: http://kremlin.ru/events/president/news/19825 (дата обращения: 23.06.2016).

6. Путин В. В. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 04 декабря 2014 г. [Электронный ресурс]. URL: http://kremlin.ru/events/president/news/47173 (дата обращения: 23.06.2016).

7. Путин В. В. Перечень поручений по итогам Петербургского международного экономического форума от 5 июля 2013 года № Пр-1474 [Электронный ресурс]. URL: http://docs.cntd.ru/document/420237960 (дата обращения: 23.06.2016).

8. Путин В. В. Послание Президента РФ Федеральному Собранию от 3 декабря 2015 г. [Электронный ресурс]. URL: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/50864 (дата обращения: 23.06.2016).

9. Стратегия инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года [Электронный ресурс]. URL: http://ac.gov.ru/projects/public-projects/04840.html (дата обращения: 23.06.2016).

10. Прогноз научно-технологического развития Российской Федерации на долгосрочную перспективу (до 2025 г.) [Электронный ресурс]. URL: http://www.gorodperm.ru/upload/pages/537/Prognoz_do_2025.PDF (дата обращения: 17.06.2016).

11. Об утверждении Стратегии инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года : Распоряжение Правительства РФ от 08.12.2011 № 2227-р [Электронный ресурс]. URL: http://cnb.uran.ru/userfiles/2227r.pdf (дата обращения: 23.06.2016).

12. Рогозин Д. Развитию ОПК необходимо придать как можно больший импульс [Электронный ресурс]. URL: http://tass.ru/armiya-i-opk/1757001 (дата обращения: 20.02.2016).

13. Прогноз научно-технологического развития Российской Федерации на период до 2030 г. [Электронный ресурс]. URL: http://government.ru/media/files/41d4b737638b91da2184.pdf (дата обращения: 23.06.2016).

14. Gwartney J., Lawson R. Economic Freedom of the World 2009 Annual Report [Электронный ресурс]. Economic Freedom Network, 2009. 472 p. (дата обращения: 20.07.2016).

15. The Global Competitiveness Report 2012–2013 [Электронный ресурс] // Insight Report, World Economic Forum. URL: http://www3.weforum.org/docs/WEF_GlobalCompetitivenessReport_2012-13.pdf (дата обращения: 20.08.2016).

References

1. Order of the Ministry of industry and Trade of the Russian Federation from 3 July 2015, No. 1828 “On approval of the list of entities included in the consolidated register of organizations of the military-industrial complex”. Available at: http://docs.cntd.ru/document/499095038 (accessed 17.02.2016).

2. Medvedev D. A. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 30.11.2010* [The presidential address to the Federal Assembly from 30.11.2010]. Available at: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/9637 (accessed 11.07.2016).

3. Medvedev D. A. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 22.12.2011* [The presidential address to the Federal Assembly from 22.12.2011]. Available at: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/14088 (accessed 11.07.2016).

4. Putin V. V. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 12.12.2012* [The presidential address to the Federal Assembly from 12.12.2012]. Available at: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/17118 (accessed 23.08.2016).

5. Putin V. V. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 12.12.2013* [The presidential address to the Federal Assembly from 12.12.2013]. Available at: http://kremlin.ru/events/president/news/19825 (accessed 15.08.2016).

6. Putin V. V. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 04.12.2014* [The presidential address to the Federal Assembly from 04.12.2014]. Available at: http://kremlin.ru/events/president/news/47173 (accessed 15.08.2016).

7. Putin V. V. *Perechen’ porucheniy po itogam Peterburgskogo mezhdunarodnogo ekonomicheskogo foruma ot 5 iyulya 2013 goda N Pr-1474* [The list of instructions following the St Petersburg international economic forum of 5 July 2013 N and CR-1474]. Available at: http://docs.cntd.ru/document/420237960 (accessed 23.06.2016).

8. Putin V. V. *Poslanie Prezidenta Federal’nomu Sobraniyu ot 03.12.2015* [The presidential address to the Federal Assembly from 03.12.2015]. Available at: http://www.kremlin.ru/events/president/transcripts/messages/50864 (accessed 15.08.2016).

9. The strategy of innovative development of the Russian Federation for the period till 2020. Available at: http://ac.gov.ru/projects/public-projects/04840.html (accessed 23.06.2016).

10. Forecast of scientific and technological development of the Russian Federation in the long term (until 2025). Available at: http://www.gorodperm.ru/upload/pages/537/Prognoz_do_2025.PDF (accessed 17.06.2016).

11. The order of the Government of the Russian Federation from December 8, 2011 № 2227-R "On approval of the Strategy of innovative development of the Russian Federation for the period till 2020". Available at: http://rg.ru/2012/01/03/innov-razvitie-site-dok.html (accessed 23.02.2016).

12. Rogozin D. *Razvitiyu OPK neobkhodimo pridat' kak mozhno bol'shiy impul's* [It is necessary to give the greatest possible impulse to the development of the defense industry]. Available at: http://tass.ru/armiya-i-opk/1757001 (accessed 20.02.2016).

13. Forecast of scientific and technological development of the Russian Federation for the period up to 2030. Available at: http://government.ru/media/files/41d4b737638b91da2184.pdf (accessed 23.06.2016).

14. Gwartney J., Lawson R. Economic Freedom of the World 2009 Annual Report. Economic Freedom Network, 2009, 472 p.

15. The Global Competitiveness Report 2012–2013. Insight Report, World Economic Forum Available at: http://www3.weforum.org/docs/WEF_GlobalCompetitivenessReport_2012-13.pdf (accessed 20.08.2016).

© Силкина А. В., Ерыгина Л. В., 2017

УДК 331.2

Вестник СибГАУ
Том 18, № 1. С. 250–257

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ОПЛАТЫ ТРУДА НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА НА ОСНОВЕ ГРЕЙДИРОВАНИЯ

Г. С. Турчихина, Т. И. Себекина*, А. Н. Лысенко

Брянский государственный инженерно-технологический университет
Российская Федерация, 241037, г. Брянск, просп. Станке Димитрова, 3
*E-mail: Nikitina_t_i@mail.ru

Рассмотрены теоретические положения оплаты труда на предприятиях оборонно-промышленного комплекса, определена роль заработной платы в структуре доходов работников.

С целью совершенствования системы оплаты труда на предприятиях оборонно-промышленного комплекса и роста активности работников необходимо применение гибких систем оплаты труда. Поскольку уровень оплаты труда работников и общая сумма средств, выделяемых на заработную плату, определяются конечными результатами производства, то гибкие системы оплаты труда являются еще и более экономически привлекательными для собственника. Но, несмотря на явные преимущества гибких систем оплаты труда, они до сих пор не получили широкого распространения. Одной из наиболее эффективной системой оплаты труда при этом является грейдирование.

Распределение работников по грейдам происходит на основе полученных ими баллов. Для этого используют различные показатели оценки труда профессий рабочих и должностей служащих.

В результате предлагаемых мероприятий произойдет усиление мотивационной функции заработной платы, будет более эффективным стимулирование производительного и квалифицированного труда. У предприятий оборонно-промышленного комплекса появится возможность мобильно и быстро реагировать на изменения, происходящие во внешней и внутренней среде, в том числе на рынке труда, а также выбирать те системы оплаты труда, которые бы учитывали финансово-экономические возможности предприятия, его специфику и особенности деятельности и при этом обеспечивали бы адекватный уровень заработной платы.

Исследованы предпосылки и выявлены основные проблемы совершенствования системы оплаты труда на предприятиях оборонно-промышленного комплекса.

Представлены система грейдов и вариант распределения по ней должностей служащих предприятия оборонно-промышленного комплекса, определены показатели для оценки. На основе полученных данных устанавливается диапазон размеров ставок заработной платы.

Определена структура заработной платы до и после введения системы грейдов на предприятиях оборонно-промышленного комплекса. В результате выделены положительные эффекты после внедрения системы заработной платы на основе грейдирования.

Ключевые слова: оборонно-промышленный комплекс, предприятие, заработная плата, грейдирование, система оплаты труда.

Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet
imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik
Vol. 18, No. 1, P. 250–257

IMPROVEMENT OF LABOR PAYMENT AT THE ENTERPRISES OF MILITARY-INDUSTRIAL COMPLEX ON THE BASIS OF THE GRADING

G. S. Turchihina, T. I. Sebekina*, A. N. Lysenko

Bryansk State Engineering-Technological University
3, Stanke Dimitrov Av., Bryansk, 241037, Russian Federation
*E-mail: Nikitina_t_i@mail.ru

The theoretical principles of remuneration at enterprises of the military-industrial complex have been considered, the role of wages in the income structure of workers has been defined.

With the aim of improving the system of remuneration of labor at enterprises of the military-industrial complex and the growth and activity of employees it is necessary to use flexible wage systems. As the level of remuneration of employees and the total amount of funds allocated for salaries, determined the end results of production, flexible wage system is more and more economically attractive for the owner. But, despite the apparent benefits of the flexible systems of remuneration, they are still not widespread. One of the most efficient remuneration systems is a grading.

The distribution of the working by grading occurs on the basis of their scores. For this purpose, various indicators of labour assessment of professions of workers and positions of employees are used.

The proposed activities will strengthen the motivational function of wages; it will be more effective to stimulate productive and skilled labor. At the enterprises of the military-industrial complex it will be able flexibly and quickly to react to changes in the external and internal environment, including in the labour market and the wage system that would take into account the economic possibilities of the enterprise, its specificity and peculiarities of activities, and would provide an adequate level of wages.

The background and the main problems of improving the system of remuneration of labor at enterprises of the military-industrial complex have been researched.

The grading system and the distribution of the positions of employees of enterprises of the military-industrial complex, the indicators have been identified for evaluation are presented. The size range of wage rates is based on the data.

The structure of wages before and after the introduction of grading system at the enterprises of the military-industrial complex has been identified. It resulted in positive effects after the implementation of the payroll system on the basis of grading.

Keywords: military-industrial complex, enterprise, wages, grading, remuneration system.

Введение. К оборонно-промышленному комплексу (ОПК) относится совокупность научно-исследовательских, проектно-конструкторских, испытательных организаций и производственных предприятий, выполняющих разработку и производство военной и специальной техники, амуниции, боеприпасов для государственных силовых структур и на экспорт, а также гражданской продукции в рамках конверсии. Центральное место в производственной деятельности любых предприятий, в том числе относящихся к ОПК, занимают труд и результаты труда. Это обстоятельство обусловливает необходимость рационального использования человеческих ресурсов, так как без персонала нет организации и предприятия, и без необходимого количества работников определенных профессий и квалификации ни одно предприятие и ни одна организация не смогут достичь своей цели [1].

Заработной плате принадлежит основополагающая роль в структуре доходов работника. Поэтому наемный работник экономически заинтересован в ее росте, что, в свою очередь, создает условия и предпосылки для совершенствования качественных и количественных результатов трудовой деятельности работника, повышения его квалификации, развития его карьеры, а также поиска более выгодных условий найма, выдвижения дополнительных требований по оплате труда.

С одной стороны, заработная плата является важнейшим средством повышения заинтересованности работников в результатах своего труда. Это мощный мотиватор персонала предприятия в росте его производительности и в увеличении объема выпускаемой продукции.

С другой стороны, заработная плата – это имманентный элемент социально-экономической политики государства, который является главным средством повышения уровня благосостояния работников и основным стимулом высокопроизводительного качественного труда.

Доходы каждого работника зависят от его личного вклада в процесс создания продуктов на предприятии ОПК, а также от конечных результатов деятельности самого предприятия. При этом эти доходы регулируются с помощью налогов и не имеют максимальных ограничителей.

Государство лишь косвенно может оказывать воздействие на формирование зарплаты на предприятиях, например, устанавливая в законодательном порядке размер минимальной заработной платы и ставки налога на доходы физических лиц. Все остальные вопросы, связанные с заработной платой, решаются самостоятельно администрацией предприятия.

Особое значение придается правильному выбору механизма оплаты труда. От этого механизма зависит не только стимулирование высокопроизводительного труда, правильно выбранный механизм оплаты труда предотвращает недобросовестное поведение работников и позволяет привлечь на предприятие наиболее квалифицированный персонал.

Величина заработной платы не ограничивается никакими рамками и зависит от эффективности деятельности предприятия в рыночных условиях хозяйствования.

Регулирование заработной платы должно обеспечить рациональное распределение трудовых ресурсов по сферам производства и регионам, осуществить социально справедливую политику доходов, поддерживать равновесие между платежеспособным спросом населения и предложением при сохранении стимулирующей роли заработной платы [2].

Под системой оплаты труда понимается взаимосвязь тарифной ставки заработной платы, доплат, надбавок и премий. Можно выделить сдельную и повременную форму оплаты труда, которые имеют несколько разновидностей.

Повременную форму оплаты труда целесообразнее применять в ситуациях, при которых на производстве невозможно увеличение объема выпуска, так как существует жесткая регламентация процесса производства. Роль работника в этом случае заключается только в наблюдении за ходом производственного процесса. Повременная заработная плата эффективна и при работе на конвейерах, т. е. на производствах с заданным ритмом. На таких производствах от работника не зависит увеличение объема выпуска.

Различают следующие виды повременной заработной платы:

– простая повременная оплата труда;
– повременно-премиальная заработная плата;
– окладная оплата труда;
– контрактная форма заработной платы.

В основе сдельной оплаты труда лежит сдельная расценка за единицу продукции, работ или услуг. Сдельная оплаты труда бывает индивидуальной и коллективной.

Разновидностями сдельной оплаты труда являются следующие формы:

– прямая сдельная оплата;

– сдельно-премиальная;

– сдельно-прогрессивная;

– косвенно-сдельная;

– аккордная.

Оптимально выбранные предприятием ОПК формы и системы оплаты труда, а также эффективная ее организация способны заинтересовать работников в росте результатов труда и привести к повышению эффективности деятельности предприятия в целом.

Размер, формы и системы начисления заработной платы являются важнейшими вопросами как для работников предприятия ОПК, так и для работодателей. Совершенствование применяемых форм и систем оплаты труда, внедрение их гибких форм, осуществляемое как на уровне предприятия, так и на государственном уровне, могут значительно повысить уровень жизни как отдельного человека, так и населения страны в целом.

Гибкие системы оплаты труда благодаря принципу долевого распределения заработанных средств между работником и предприятием ОПК позволяют:

– мотивировать и стимулировать работников на достижение поставленных целей и задач;

– повысить инициативу, качество и производительность труда работников;

– привлечь на предприятие и удержать высококвалифицированных специалистов;

– повысить инвестиционную привлекательность предприятия [3–7].

Поскольку уровень оплаты труда работников и общая сумма средств, выделяемых на заработную плату, определяются конечными результатами производства, то гибкие системы оплаты труда являются еще и более экономически привлекательными для собственника.

Но, несмотря на явные преимущества гибких систем оплаты труда, они до сих пор не получили широкого распространения.

К основным факторам медленного совершенствования систем оплаты труда можно отнести следующие:

– нехватка специалистов, которые способны провести реформирование системы оплаты труда;

– несовместимость используемых программных продуктов и новых систем оплаты труда;

– отсутствие реальной заинтересованности в реорганизации систем оплаты труда у работодателей на многих предприятиях и организациях;

– сопротивление самих сотрудников предприятий и организаций, воспринимающих любые реорганизации с недоверием и осторожностью [8].

В перспективе возможен рост активности руководителей предприятий ОПК в деле совершенствования системы организации заработной платы. Для активизации этого процесса органы государственной власти должны стать социальными партнерами предприятий ОПК в сфере организации оплаты труда.

Для этого необходимо:

– изменить порядок установления минимальной заработной платы;

– увеличить соотношение между минимальной заработной платой и средней заработной платой;

– создать для предприятий ОПК больше экономических возможностей с целью увеличения их фондов оплаты труда;

– совершенствовать методологию расчета оплаты труда за счет поиска и разработки рекомендаций по применению новых эффективных систем оплаты труда;

– осуществить обновление системы нормирования труда и т. п.

В результате применения гибких систем оплаты труда произойдет усиление мотивационной функции заработной платы, будет более эффективным стимулирование производительного и квалифицированного труда. У предприятий ОПК появится возможность мобильно реагировать на изменения, происходящие в экономике, в том числе на рынке труда, а также выбирать те системы оплаты труда, которые бы учитывали финансово-экономические возможности предприятия, его специфику и особенности деятельности и при этом обеспечивали бы адекватный уровень заработной платы [9].

Гибкая система оплаты труда на основе *грейдирования* предполагает начисление заработной платы в зависимости от распределения профессий и должностей работников предприятия ОПК по выделенным грейдам в зависимости от следующих условий:

– значимость профессии рабочего и должности служащего для предприятия;

– уровень квалификации работников;

– сложность и напряженность труда работников;

– условия труда работников [10].

Распределение работников по грейдам происходит на основе полученных ими баллов. Для этого используют различные показатели оценки труда профессий рабочих и должностей служащих.

Для внедрения этой системы есть ряд предпосылок, которые представляют собой существенные проблемы управления трудом и заработной платой, существующие на предприятиях ОПК.

Можно выделить следующие проблемы в управлении оплатой труда на предприятиях ОПК:

– отсутствие прозрачности в определении фонда оплаты труда;

– в основе оценки труда работников предприятий чаще всего лежит субъективная оценка их непосредственных руководителей;

– для большинства работников предприятий нет очевидной зависимости заработной платы от их профессионализма и деловых качеств, а при переводе работника из одного подразделения в другое не всегда учитывается его опыт работы;

– работники предприятия, относящиеся к одной категории должностей, но работающие в разных структурных подразделениях предприятия, часто

выполняют разную по сложности работу, а должностные оклады у них одинаковые;

– работники предприятия не всегда четко понимают, чего нужно достичь, чтобы получить более высокую заработную плату.

Все эти проблемы в организации и управлении оплатой труда на предприятиях ОПК мешают решению задач, стоящих перед ними, и снижают эффективность управления их трудовыми ресурсами [11].

Представим вариант распределения по грейдам должностей служащих промышленного предприятия, относящегося к ОПК.

В качестве показателей оценки должностей служащих могут быть использованы следующие показатели:

– объем и сложность управленческих функций;

– значимость и сложность задач и проблем, которые служащий решает на рабочем месте;

– самостоятельность при принятии управленческих решений;

– степень ответственности служащих за принимаемые решения и последствия этих решений;

– знания, полученные в процессе обучения, дополнительного образования, повышения квалификации, требуемые для эффективного и качественного исполнения своих обязанностей;

– умения и навыки, которые необходимы для эффективного и качественного исполнения своих обязанностей;

– необходимый уровень владения навыками общения и уровень контактов [12; 13].

Количество и перечень показателей оценки труда служащих различных должностей устанавливаются работодателем самостоятельно в зависимости от размера предприятия, особенностей его организационной структуры, численности персонала и вида производственно-экономической деятельности.

Максимальное количество баллов по показателям оценки труда служащих предприятия ОПК приведено в табл. 1.

Итоговая сумма баллов по всем показателям оценки должностей служащих должна составлять 100 баллов. В пределах этой суммы баллов оценивается труд каждого служащего по должностям с учетом его значимости для предприятия. В результате формируется система грейдов. Их количество и диапазоны оценок в баллах устанавливаются самостоятельно руководителем предприятия в зависимости от двух факторов:

1) в зависимости от целей материального стимулирования труда работников;

2) в зависимости от их заинтересованности в результатах деятельности предприятия [14].

Все оценки разбиваются на интервалы – грейды.

Так, система грейдов для должностей служащих на предприятии имеет следующую структуру:

1-й грейд 0–30 баллов;
2-й грейд 31–45 баллов;
3-й грейд 46–60 баллов;
4-й грейд 61–80 баллов;
5-й грейд 81–100 баллов.

В зависимости от общей суммы полученных баллов определяется ранг конкретной должности служащего в структуре предприятия, что отражено в табл. 2.

В зависимости от суммы полученных баллов служащий конкретной должности попадает в тот или иной интервал, т. е. он относится к определенному грейду.

Распределение служащих предприятия по грейдам представлено в табл. 3.

На основе этого распределения для каждого грейда устанавливается диапазон размеров ставок заработной платы. Для этого необходимо следующее:

1. Рассчитать размер базовой ставки заработной платы. При этом необходимо учитывать как внешние факторы, так и внутренние факторы. К внешним факторам, например, можно отнести рыночные ставки заработной платы работников соответствующих профессиональных групп. А к внутренним факторам можно отнести, например, финансовые возможности предприятия и ценность для предприятия соответствующих должностей служащих.

2. Определить интервал межквалификационных коэффициентов. Для этого необходимо установить минимальные и максимальные коэффициенты, показывающие, во сколько раз должностные оклады соответствующего грейда больше, чем установленная базовая ставка заработной платы. Пример построения таких интервалов представлен в табл. 4.

3. Установить для каждого грейда диапазон должностных окладов (минимальный и максимальный). Это даст возможность обеспечить дифференциацию оплаты труда руководителей и специалистов [15].

Исходя из финансово-экономических возможностей предприятия, директор определяет размер базовой ставки оплаты труда. Установленные межквалификационные коэффициенты попадают в диапазон окладов путём умножения минимального и максимального коэффициентов на установленную в организации базовую ставку оплаты труда.

Размер базовой ставки оплаты труда может устанавливаться дифференцированно, а для отдельных должностей служащих возможно предусмотреть её индивидуальный размер и определить соответствующий диапазон окладов. Определим среднее значение в диапазоне максимального и минимального значений межквалификационных коэффициентов по каждому грейду (табл. 5).

В табл. 6 приведены диапазоны заработной платы работников по грейдам.

Таблица 1

Максимальное количество баллов по показателям оценки труда служащих предприятия

№ п/п	Показатели оценки труда служащих на предприятии	Оценка в баллах до
1	Управление	20
2	Ответственность	20
3	Самостоятельность	10

Окончание табл. 1

№ п/п	Показатели оценки труда служащих на предприятии	Оценка в баллах до
4	Опыт	10
5	Квалификация	15
6	Уровень контактов	10
7	Сложность работы	15
Итого		100

Таблица 2

Суммарная оценка труда служащих предприятия ОПК

Должности	Оценка труда служащих по показателям							Сумма баллов
	1	2	3	4	5	6	7	
Директор	20	20	10	10	15	10	15	100
Гл. бухгалтер	15	20	10	8	8	6	9	76
Начальник отдела кадров	15	15	10	5	15	5	8	73
Начальник производственно-технического отдела	15	15	8	10	15	5	10	78
Начальник коммерческой службы	15	15	5	10	10	5	7	67
Специалист коммерческой службы	10	10	5	7	7	5	5	49
Программист	12	14	6	6	6	2	11	57
Юрисконсульт	0	11	8	4	6	4	9	42

Таблица 3

Распределение служащих предприятия ОПК по грейдам по результатам суммарной оценки их труда

Должность	Сумма баллов
5 грейд	
Директор	100
4 грейд	
Гл. бухгалтер	76
Начальник отдела кадров	73
Начальник производственно-технического отдела	78
Начальник коммерческой службы	67
3 грейд	
Программист	57
Специалист коммерческой службы	49
2 грейд	
Юрисконсульт	42

Таблица 4

Интервалы межквалификационных соотношений

Грейд	K_{min}	K_{max}	Размер интервала
5-й	4,0	7,0	3,0
4-й	3,0	5,0	2,0
3-й	2,0	3,0	1,0
2-й	1,2	2,2	1,0
1-й	1,0	1,2	0,2

Таблица 5

Среднее значение в диапазоне максимального и минимального значений межквалификационных коэффициентов

Грейд	Среднее значение в диапазоне максимального и минимального значений межквалификационных коэффициентов, $K_{средн}$
5-й	5,5
4-й	4
3-й	2,5
2-й	1,7
1-й	1,1

Таблица 6

Диапазоны должностных окладов служащих предприятия ОПК

Грейд	Минимальный оклад	Максимальный оклад
5-й	40000	70000
4-й	30000	50000
3-й	20000	30000
2-й	12000	22000
1-й	10000	12000

Размер оплаты труда конкретного служащего устанавливается в пределах диапазона окладов в каждом грейде, к которому относится работник данного предприятия ОПК по соответствующей должности.

Определение величины заработной платы на основе грейдов в чем-то похоже на определение заработной платы на основе тарифной сетки. И сетка грейдов, и тарифная сетка представляют собой некую иерархию должностей. В этой иерархии ставки заработной платы и должностные оклады располагаются по нарастающей. Однако и тарифная система оплаты труда, и система грейдирования имеют значительные различия, что позволяет относить систему грейдирования к гибким системам оплаты труда на предприятии ОПК.

Например, тарифная система строится на основе трех оценок:

– стаж работы;
– профессионализм;
– навыки работы.

В системе грейдов используется большее количество критериев оценки той или иной профессии или должности. Например, в качестве таких критериев в системе грейдов предусмотрены:

– ответственность работника;
– самостоятельность работника в принятии решений;
– сложность выполняемой работы;
– коммуникации работника;
– цена ошибки и другие критерии.

При использовании тарифной системы все должности на предприятии располагаются по нарастающей. А при использовании системы грейдирования допускается пересечение рядом расположенных грейдов. В результате работник, относящийся к низкому грейду, может иметь более высокий должностной оклад, чем работник, относящийся к более высокому грейду, в силу своего высокого профессионализма [16; 17].

В основе тарифной системы оплаты труда лежит минимальная ставка заработной платы. При определении должностного оклада она умножается на различные коэффициенты, например, межотраслевые коэффициенты или межразрядные, или междолжностные коэффициенты.

Напротив, в основе системы грейдирования лежит только вес должности, исчисляемый в баллах.

Наконец, отличие тарифной системы оплаты труда от системы грейдирования заключается и в том, что в тарифной системе выстраивается вертикаль должностей от рабочего до директора предприятия. А при использовании системы грейдов должности выстраиваются в соответствии с принципом их значимости для предприятия.

Структура заработной платы до введения системы отличается от структуры заработной платы после введения грейдов. Эти отличия представлены на рис. 1 и 2.

После внедрения системы заработной платы на основе грейдирования предприятие ОПК может получить следующие положительные эффекты.

Во-первых, на предприятии возникнет понятная для работника связь между ценностью его должности или профессии для предприятия и уровнем его заработной платы.

Во-вторых, при введении новых должностей на предприятии ОПК будет использоваться простой способ определения уровня должностного оклада на основе балльных весов этих должностей.

В-третьих, работники предприятия ОПК будут четко понимать, как будет изменяться их заработная плата в процессе карьерного роста, причем при разных вариантах этого карьерного роста.

В-четвертых, руководство предприятия ОПК и его структурных подразделений сможет повысить эффективность мотивации сотрудников. Это даст им возможность удержать высокопрофессиональных и квалифицированных сотрудников на предприятии ОПК.

Наконец, в итоге на предприятии ОПК сократятся издержки на рабочую силу, и оно сможет оптимизировать свой фонд заработной платы.

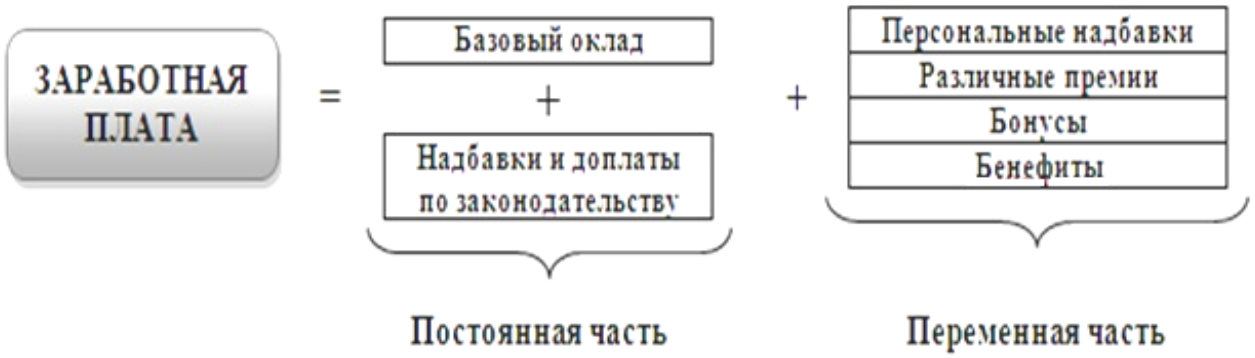


Рис. 1. Структура заработной платы до введения системы грейдов

Рис. 2. Структура заработной платы после введения системы грейдов

Заключение. Таким образом, применение гибкой системы оплаты труда на основе грейдирования, учитывая сложность выполняемых работ, уровень квалификации, эффективность, качество и условия труда, предприимчивость и творческий подход работника к выполнению своих обязанностей, будет способствовать повышению заинтересованности как конкретного работника, так и коллектива в целом в росте конечных финансовых результатов деятельности предприятия, в том числе в получении прибыли. В свою очередь, повышение прибыли на предприятии ОПК обеспечит осуществление расширенного воспроизводства и выполнение показателей социально-экономического развития. В конечном счете гибкая система оплаты труда на основе грейдов будет способствовать повышению материальной заинтересованности персонала предприятия ОПК в повышении производительности труда.

Библиографические ссылки

1. Турчихина Г. С., Себекина Т. И. Экономическая теория (Микроэкономика) : учеб. пособие / Брянский государственный инженерно-технологический университет. Брянск, 2015. 304 с.

2. Лысенко А. Н., Юрченко Ю. Ф. Подготовка кадров для инновационной экономики регионов России // Современные тенденции в экономике: новый взгляд : материалы Всерос. науч.-практ. конф. / Филиал ДГУ в г. Кизляре. 2016. С. 150–153.

3. Азаренко Н. Ю., Себекина Т. И. Стратегический анализ и разработка путей повышения инвестиционной привлекательности АПК региона // Экономика и предпринимательство. 2016. № 11-2 (76-2). С. 232–239.

4. Лысенко А. Н., Себекина Т. И. Оценка результативности инвестиционной деятельности Брянской области // Экономика и предпринимательство. 2016. № 2-2 (67-2). С. 356–359.

5. Лысенко А. Н., Себекина Т. И., Лактюшина О. В. Современные практики повышения инвестиционной привлекательности регионов // Интеллект. Инновации. Инвестиции. 2016. № 3. С. 38–42.

6. Себекина Т. И., Геворкян Г. И. Экономические основы инвестиционной деятельности в РФ // Символ науки. 2016. № 8-1 (20). С. 138–141.

7. Себекина Т. И., Толкачева О. О., Сердюкова А. И. Виды инвестиционной стратегии предприятия и этапы ее разработки // Символ науки. 2016. № 3-1 (15). С. 150–152.

8. Лисина А. Н. Разработка механизма управления инновационным развитием региона // Вестник ИНЖЭКОНа. Сер. «Экономика». 2010. № 6. С. 354–355.

9. Воронина Л. П., Язева М. А. Система грейдирования как инструмент управления трудом персонала ООО «Уралкалий-Ремонт» [Электронный ресурс]. URL: http://vestnik.uapa.ru/ru/issue/2013/04/31/ (дата обращения: 10.12. 2016).

10. Истомина Н. Н. Грейдирование как инновационная система оплаты труда муниципальных служащих // Молодой ученый. 2009. № 10. С. 138–140.

11. Латышенок Д. К. Современное состояние оборонно-промышленного комплекса России // Вестник СибГАУ. 2015. Т.16, № 1. С. 253–260.

12. Лысенко А. Н. Модель системы управления инновационным развитием машиностроительных предприятий на региональном уровне // Организатор производства. 2013. № 4. С. 68–73.

13. Онисифорова Е. В. Система управления инновационным потенциалом персонала на наукоемком предприятии // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 2. С. 509–514.

14. Inglehart R. F., Welzel C. Changing Mass Priorities: The Link between Modernization and Democracy // Perspectives on Politics. 2010. June. P. 551–567.

15. Силкина А. В., Ерыгина Л. В. Инструменты оценки уровня научно-технологического развития предприятий оборонно-промышленного комплекса // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17. № 2. С. 530–536.

16. Управление инновациями в финансово-экономической системе: теория и практика : монография / В. В. Ковалевский [и др.] ; под науч. ред. В. В. Ковалевского. Брянск, 2009. 156 с.

17. Управление экономической компетентностью персонала в условиях конкуренции : монография / Н. В. Глушак [и др.]. Брянск, 2015. 73 с.

References

1. Turchikhina G. S., Sebekina T. I. *Ekonomicheskaya teoriya (Mikroekonomika)* [Economic theory (Microeconomics)]. Bryansk, Bryanskiy gosudarstvennyy inzhenerno-tekhnologicheskiy universitet Publ., 2015, 304 p. (In Russ.).

2. Lysenko A. N., Yurchenko Yu. F. [Personnel Training for innovative economy of the regions of Russia]. *Sovremennye tendentsii v ekonomike: novyy vzglyad. Materialy Vserossiyskoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* [Modern trends in the economy: a new look. Materials of All-Russian scientific-practical conference]. Kizlyar, 2016, P. 150–153 (In Russ.).

3. Azarenko N. Yu., Sebekina T. I. [Strategic analysis and development of ways of increase of investment attractiveness of the agroindustrial complex of the region]. *Ekonomika i predprinimatel'stvo*. 2016, No. 11–2 (76–2), P. 232–239 (In Russ.).

4. Lysenko A. N., Sebekina T. I. [Estimation of effectiveness of investment activity of the Bryansk region]. *Ekonomika i predprinimatel'stvo*. 2016, No. 2–2 (67–2), P. 356–359 (In Russ.).

5. Lysenko A. N., Sebekina T. I., Laktyushina O. V. [Modern practice of increasing the investment attractiveness of the regions]. *Intellekt. Innovatsii. Investitsii*. 2016, No. 3, P. 38–42 (In Russ.).

6. Sebekina T. I., Gevorkyan G. I. [Economic framework for investment activities in Russia]. *Simvol nauki*. 2016, No. 8–1 (20), P. 138–141(In Russ.).

7. Sebekina T. I., Tolkacheva O. O., Serdyukova A. I. [Types of investment strategy of the enterprise and stages of its development]. *Simvol nauki*. 2016, No. 3–1 (15), P. 150–152 (In Russ.).

8. Lisina A. N. [Development of the mechanism of management of innovative development of the region]. *Vestnik INZhEKONa. Seriya: Ekonomika*. 2010, No. 6, P. 354–355 (In Russ.).

9. Voronina L. P., Yazeva M. A. *Sistema greydirovaniya kak instrument upravleniya trudom personala OOO "Uralkaliy-Remont"* [System of grading as a tool of management of work of the personnel of JSC "Uralkali-Remont"]. Available at: http://vestnik.uapa.ru/ru/issue/2013/04/31/ (data obrashcheniya 10.12. 2016).

10. Istomina N. N. [Grading as an innovative system of remuneration of municipal employees]. *Molodoy uchenyy*. 2009, No. 10, P. 138–140 (In Russ.).

11. Latyshenok D. K. [Current state of the military-industrial complex of Russia]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 1, P. 253–260 (In Russ.).

12. Lysenko A. N. [The model of the system of management of innovative development of engineering enterprises on the regional level]. *Organizator proizvodstva*. 2013, No. 4, P. 68–73 (In Russ.).

13. Onisiforova E. V. [The System of management of innovative potential of staff in high technology enterprise]. *Vestnik SibGAU*. 2015, Vol. 16, No. 2, P. 509–514 (In Russ.).

14. Inglehart R. F., Welzel C. Changing Mass Priorities: The Link between Modernization and Democracy. *Perspectives on Politics*. June 2010, P. 551–567.

15. Silkina A. V., Erygina L. V. [Assessment Tools of the level of scientific and technological development of enterprises of the military-industrial complex]. *Sibirskii Gosudarstvennyi Aerokosmicheskii Universitet imeni Akademika M. F. Reshetneva. Vestnik.* 2016, Vol. 17, No. 2, P. 530–536 (In Russ.).

16. Kovalevskiy V. V., Sergutina T. E., Shvarova E. V., Steshina S. G., Katkova E. A., Katkov Yu. N., Kol'chikhina V. N., Sebekina T. I., Yakushkina T. A. *Upravlenie innovatsiyami v finansovo-ekonomicheskoy sisteme: teoriya i praktika* [Innovation management in the financial-economic system: theory and practice]. Ed. V. V. Kovalevskii. Bryansk, 2009, 156 p.

17. Glushak N. V., Muraveva M. A., Narazova O. G., Rebrina T. G. *Upravlenie ekonomicheskoy competentnost'yu personala v usloviyakh konkurentsii* [Management of economic competence of the personnel in a competitive environment]. Bryansk, 2015, 73 p.

© Турчихина Г. С., Себекина Т. И.,
Лысенко А. Н., 2017

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Абенова Жулдыз Саламатовна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева; инженер, АО «Национальная компания «Казахстан Гарыш Сапары». E-mail: zhuza44@mail.ru.

Аврамчикова Надежда Тимофеевна – доктор экономических наук, доцент, профессор кафедры финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: avr-777yandex.ru.

Акарачкин Сергей Анатольевич – кандидат технических наук, начальник лаборатории, акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: info@polus-tomsk.ru.

Антамошкин Александр Николаевич – доктор технических наук, профессор кафедры системного анализа и исследования операций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: oleslav@mail.ru.

Антонец Иван Васильевич – доктор технических наук, профессор кафедры авиационной техники, Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации. E-mail: iv.antonec@yandex.ru.

Баданина Юлия Олеговна – 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: secret398@mail.ru.

Балабан Елена Ивановна – кандидат физико-математических наук, доцент, доцент, Коломенский институт (филиал), Московский политехнический университет. E-mail: balabanvmif@mail.ru.

Балакирев Роман Владимирович – младший научный сотрудник кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: shotmaster@mail.ru.

Бобров Павел Петрович – доктор физико-математических наук, профессор кафедры общей физики, Омский государственный университет. E-mail: p_bobrov@mai.ru.

Борсоев Владимир Александрович – доктор технических наук, профессор кафедры авиационной техники, Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации. E-mail: borsoev@aeronav.aero.

Бунаков Павел Юрьевич – доктор технических наук, доцент, профессор, Государственный социально-гуманитарный университет. E-mail: pavel_jb@mail.ru.

Вайнштейн Исаак Иосифович – кандидат физико-математических наук, доцент, профессор кафедры прикладной математики и компьютерной безопасности, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: isvain@mail.ru.

Вайнштейн Юлия Владимировна – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры прикладной математики и компьютерной безопасности, Институт космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: julia_ww@mail.ru.

Варфоломеев Владислав Сергеевич – инженер, Конструкторское бюро «Арсенал». E-mail: varfolomeev008@mail.ru.

Василенко Ирина Витальевна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vasilenko_irina@myrambler.ru.

Владимиров Валерий Михайлович – доктор технических наук, профессор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Тел. 8 (391) 249-44-94.

Ворошилов Денис Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры обработки металлов давлением, Институт цветных металлов и материаловедения, Сибирский федеральный университет. E-mail: d.s.voroshilov@gmail.com.

Ворошилова Марина Владимировна – ассистент кафедры техносферной безопасности горного и металлургического производства, Институт цветных металлов и материаловедения, Сибирский федеральный университет. E-mail: aniram1988@yandex.ru.

Гальченко Андрей Васильевич – ведущий инженер-конструктор, ОАО НПК «Конструкторское бюро машиностроения». E-mail: koriaga20@mail.ru.

Границкий Лев Васильевич – кандидат физико-математических наук, профессор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Тел. 8 (913) 581-19-10.

Гришечкина Мария Григорьевна – студентка, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Mashka700@mail.ru.

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор, главный специалист по выявлению интеллектуальной собственности, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Двирный Гурий Валерьевич – кандидат технических наук, инженер по наладке и испытаниям отдела по отработке трансформируемых конструкций и контрольно-юстировочных работ, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: Dvirniyguriy@iss-reshetnev.ru.

Деев Прохор Олегович – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: prokhor777@gmail.com.

Дроздова Анна Константиновна – аспирант первого года обучения, Томский государственный университет. E-mail: anna_drozdova709@mail.ru.

Еремеев Дмитрий Викторович – кандидат экономических наук, доцент, заведующий кафедрой финансов и кредита, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: eremeev.dmitriy@gmail.ru.

Еркаев Николай Васильевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом № 7, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: nerkaev@gmail.com.

Ермаков Дмитрий Владимирович – ведущий инженер-конструктор, акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс». E-mail: info@polus-tomsk.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: erigina@mail.ru

Захарова Елена Валерьевна – аспирант кафедры материаловедения и технологии обработки материалов, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: elena-guryanova@inbox.ru.

Зимин Владимир Николаевич – доктор технических наук, профессор, первый проректор – проректор по научной работе, Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана. E-mail: zimin@bmstu.ru.

Иванилова Татьяна Николаевна – кандидат технических наук, доцент, декан факультета автоматизации и информационных технологий, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ivanilova.tn@gmail.com.

Иванов Виктор Андреевич – ассистент кафедры прикладной механики, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

Иптышев Андрей Анатольевич – доцент, кандидат технических наук, кафедра КТОМСП, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: iaa1976@mail.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.

Кацура Александр Владимирович – кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: pnk-sibsau@mail.ru.

Квеглис Людмила Иосифовна – доктор физико-математических наук, профессор кафедры материаловедения и технологии обработки материалов, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: kveglis@list.ru.

Ковалев Дмитрий Игоревич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: grimm7jow@gmail.com

Ковалев Игорь Владимирович – доктор технических наук, профессор кафедры системного анализа, ректор, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kovalev.fsu@mail.ru.

Копылов Евгений Алексеевич – младший научный сотрудник кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Крушенко Генрих Гаврилович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Лапухин Евгений Геннадьевич – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lapukhineg@sibsau.ru.

Левакова Наталия Марковна – кандидат технических наук, генеральный директор, ООО «ТЕКС-ЦЕНТР». E-mail: info@teks-centre.ru.

Лесков Михаил Борисович – аспирант кафедры материаловедения и технологии обработки материалов, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: leskovmb@gmail.com.

Лобанов Дмитрий Константинович – кандидат технических наук, доцент кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: u649@yandex.ru.

Лосев Василий Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры автоматизации производственных процессов, Институт информатики и телекоммуникаций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва. E-mail: basilos@mail.ru.

Лысенко Александра Николаевна – кандидат экономических наук, старший преподаватель кафедры государственного управления и финансов, Брянский государственный инженерно-технологический университет. E-mail: sasha14-09@mail.ru.

Лыткина Лидия Ивановна – доцент кафедры прикладной математики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: lytkinal@yandex.ru.

Мали Вячеслав Иосифович – кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт гидродинамики имени М. А. Лаврентьева СО РАН. E-mail: mali@hydro.nsc.ru.

Мизрах Енис Аврумович – кандидат технических наук, профессор кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: enis-home@mail.ru.

Музалевский Константин Викторович – кандидат физико-математических наук, научный сотрудник лаборатории радиофизики дистанционного зондирования, Институт физики СО РАН; старший преподаватель кафедры КМТ ИКИВТ, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. Email: rsdkm@ksc.krasn.ru.

Набиев Наби Козыевич – кандидат технических наук, инженер, АО «Национальная компания «Казахстан Гарыш Сапары». Тел.: +7-705-119-50-50.

Насыров Ильнар Рафинатович – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nir76@mail.ru.

Носков Федор Михайлович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры материаловедения и технологии обработки материалов, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: yesoono@yandex.ru.

Нявро Александр Владиславович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры физики плазмы, Томский государственный университет. E-mail: nevr@phys.tsu.ru.

Орлов Виктор Иванович – кандидат технических наук, докторант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: ttc@krasmail.ru.

Петров Михаил Николаевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой электронной техники и телекоммуникаций, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени акададемика М. Ф. Решетнёва. E-mail: ettk@bk.ru.

Петросян Мариам Ониковна – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail:mopetrosyan@gmail.com

Сарамуд Михаил Владимирович – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: saramud@bk.ru.

Сафонов Константин Владимирович – доктор физико-математических наук, доцент, заведующий кафедрой прикладной математики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: safonovkv@rambler.ru.

Сафонов Павел Евгеньевич – кандидат технических наук, научный сотрудник, ООО «ТЕКС-ЦЕНТР». E-mail: pavlin722007@yandex.ru.

Себекина Татьяна Ильинична – кандидат экономических наук, доцент кафедры государственного управления и финансов, Брянский государственный инженерно-технологический университет. E-mail: Nikitina_t_i@mail.ru.

Семенов Виктор Александрович – аспирант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: v1992@mail.ru.

Сенашов Владимир Иванович – доктор физико-математических наук, профессор, ведущий научный сотрудник, Институт вычислительного моделирования СО РАН; профессор кафедры алгебры и математической логики, Сибирский федеральный университет. E-mail: sen1112home@mail.ru.

Силкина Анна Владимировна – старший преподаватель кафедры экономики, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: silkina_av@sibsau.ru.

Синьковский Федор Константинович – заместитель директора, главный конструктор отраслевого центра крупногабаритных трансформируемых механических систем, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: prokhor777@gmail.com.

Смердов Алексей Андреевич – инженер-конструктор 2 категории, ПАО «РКК «Энергия». E-mail: alexsmerdov@mail.ru.

Смирнов Александр Павлович – старший преподаватель кафедры КТОМСП, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: smirnov1286@gmail.com.

Смирнов Владимир Александрович – кандидат технических наук, ведущий инженер-электроник, руководитель группы перспективных заказов отдела новой техники, ЗАО «Научно-производственный центр «Аквамарин». E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru.

Смирнов Дмитрий Владимирович – инженер-электроник 2 категории отдела новой техники, ЗАО «Научно-производственный центр «Аквамарин». E-mail: Smit-90@inbox.ru.

Соколов Дмитрий Евгеньевич – начальник отдела создания и продвижения биллинговых решений, макрорегиональный филиал «Сибирь» ПАО «Ростелеком». E-mail: Dmitrij.Sokolov@sibir.rt.ru.

Сташков Дмитрий Викторович – инженер-программист, АО «Синетик». E-mail: stashkov@ngs.ru.

Степанов Сергей Михайлович – кандидат технических наук, доцент кафедры авиационной техники, Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации.

Тегин Владилен Александрович – кандидат технических наук, доцент, доцент, Коломенский институт (филиал), Московский политехнический университет. E-mail: vladilent@mail.ru.

Тестоедов Николай Алексеевич – доктор технических наук, член-корреспондент РАН, профессор, генеральный директор, АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: office@iss-reshetnev.ru.

Тимофеев Григорий Сергеевич – магистрант, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com.

Треногин Николай Геннадьевич – кандидат технических наук, доцент, директор департамента развития и эксплуатации информационных систем и платформ, Макрорегиональный филиал «Сибирь» ПАО «Ростелеком». E-mail: Nikolay.G.Trenogin@sibir.rt.ru.

Турчихина Галина Самуиловна – старший преподаватель кафедры государственного управления и финансов, Брянский государственный инженерно-технологический университет. E-mail: turchikhina@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.

Федотова Ирина Михайловна – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры прикладной математики и компьютерной безопасности института космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail firim@mail.ru

Федченко Александр Сергеевич – аспирант кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: alek.fedchenko@gmail.com.

Цибульский Геннадий Михайлович – доктор технических наук, профессор, директор института космических и информационных технологий, Сибирский федеральный университет. E-mail: Gtsbulsky@sfu-kras.ru.

Цируль Даниил Георгиевич – инженер-конструктор 2 категории, Конструкторское бюро «Арсенал». E-mail: derek53@ya.ru.

Черепанов Виктор Николаевич – доктор физико-математических наук, доцент кафедры оптики и спектроскопии, Томский государственный университет. E-mail: vnch@phys.tsu.ru.

Чистякова Наталья Олеговна – кандидат экономических наук, доцент, заведующий кафедрой менеджмента, Томский национальный исследовательский политехнический университет. E-mail: worldperson@mail.ru.

Шестаков Иван Яковлевич – доктор технических наук, доцент, профессор кафедры общей металлургии, Институт цветных металлов и материаловедения, Сибирский федеральный университет. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Щепин Александр Николаевич – старший преподаватель кафедры КТОМСП, Политехнический институт, Сибирский федеральный университет. E-mail: Stepler8@yandex.ru.

Юшков Александр Сергеевич – ведущий специалист, компания «Проф Айти». E-mail: ay@uvtch.ru.

Ященко Александр Сергеевич – кандидат физико-математических наук, преподаватель кафедры общей физики, Омский государственный университет. E-mail: x_ray@mai.ru.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Abenova Zhuldyz Salamatovna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University; engineer, JSC "National Company "Kazakhstan Garysh Sapary". E-mail: zhuza44@mail.ru.

Akarachkin Sergey Anatolievich – Cand. Sc., head of laboratory, JSC "Scientific and Industrial centre "Polyus". E-mail: info@polus-tomsk.ru.

Antamoshkin Alexander Nikolaevich – Dr. Sc., professor, Department of System Analysis and Operations Research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: oleslav@mail.ru.

Antonets Ivan Vasil'evich – Dr. Sc., professor, Department of Aeronautical Engineering, Ulyanovsk State Technical University. E-mail: iv.antonec@yandex.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.

Badanina Juliya Olegovna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University; design-engineer of the 2d category, JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems». E-mail: secret398@mail.ru.

Balaban Elena Ivanovna – Cand. Sc., Docent, Kolomna Institute, branch of Moscow Polytechnic University. E-mail: balabanvmif@mail.ru.

Balakirev Roman Vladimirovich – junior scientific researcher, Department of Automatic Control System, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: shotmaster@mail.ru.

Bobrov Pavel Petrovich – Dr. Sc., professor, Department of General Physics, Omsk State Pedagogical University. E-mail: p_bobrov@mai.ru.

Borsoev Vladimir Aleksandrovich – Dr. Sc., professor, Department of Aeronautical Engineering, Ulyanovsk State Technical University. E-mail: borsoev@aeronav.aero.

Bunakov Pavel Yur'evich – Dr. Sc., professor, State Social-Humanitarian University. E-mail: pavel_jb@mail.ru.

Cherepanov Viktor Nikolayevich – Dr. Sc., Docent of Department of Optics and Spectroscopy, Tomsk State University. E-mail: vnch@phys.tsu.ru.

Chistyakova Natalya Olegovna – Cand. Sc., Docent, Head of Department of Management, Tomsk Polytechnic University. E-mail: worldperson@mail.ru.

Deev Prokhor Olegovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: prokhor777@gmail.com.

Drozdova Anna Konstantinovna – postgraduate student, Tomsk State University. E-mail: anna_drozdova709@mail.ru.

Dvirnyi Guriy Valerievich – Cand. Sc., engineer commissioning and testing of Department on development of transformable structures, control and adjustment works, JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems». E-mail: Dvirniyguriy@iss-reshetnev.ru.

Dvirnyi Valery Vasilevich – Dr. Sc., professor, chief specialist in identifying and protecting intellectual property, JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems». E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru.

Eremeev Dmitry Viktorovich – Cand. Sc., Docent, Head of Department of Finance and Credit, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: eremeev.dmitriy@gmail.ru.

Erkaev Nikolai Vasilevich – Dr. Sc., professor, head of department #7, Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: nerkaev@gmail.com.

Ermakov Dmitriy Vladimirovich – lead engineer designer, JSC "Scientific and Industrial centre "Polyus". E-mail: info@polus-tomsk.ru.

Ermolaev Vladimir Ivanovich – Dr. Sc., professor, Baltic State Technical University "Voenmeh" D. F. Ustinov. E-mail: ermvi@ya.ru.

Erygina Liliya Viktorovna – Dr. Sc., professor, Dean of Engineer and Economics Department, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: erigina@mail.ru.

Fedchenko Aleksandr Sergeevich – postgraduate student, Department of Automatic control system, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: alek.fedchenko@gmail.com.

Fedotova Irina Michailovna – Cand. Sc., Docent, Docent of Applied Mathematics and Computer Security Department, Institute of Space and Information Technology, Siberian Federal University. E-mail: firim@mail.ru.

Gal'chenko Andrej Vasil'evich – leading engineer-designer, JSC "Research-and-production corporation "Konstruktorskoye byuro mashynostroyeniya". E-mail: koriaga20@mail.ru.

Granitskiy Lev Vasilevich – Cand. Sc., professor, Reshetnev Siberian State Aerospace University.

Grishechkina Maria Grigorevna – student, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: Mashka700@mail.ru.

Iptyshev Andrew Anatolevich – Cand. Sc., Docent, Department of KTOMSP, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: iaa1976@mail.ru.

Ivanilova Tatiyana Nikolaevna – Cand. Sc., Docent, Dean of Faculty of Automation and Information Technology, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ivanilova.tn@gmail.com.

Ivanov Viktor Andreevich – assistant, Department of Applied Mechanics, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: Vintextrim@yandex.ru.

Katsura Aleksandr Vladimirovich – Cand. Sc., professor, Head of Department of Technical Maintenance of Aviation electrical systems and flight and navigation system, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: pnk-sibsau@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.

Kopylov Evgeniy Alekseevich – junior scientific researcher, Department of Automatic Control System, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: evgesh72@mail.ru.

Kovalev Igor Igorevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: grimm7jow@gmail.com.

Kovalev Igor Vladimirovich – Dr. Sc., Professor, Department of System Analysis, Rector, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: kovalev.fsu@mail.ru.

Krushenko Genry Gavrilovich – Dr. Sc., professor, chief research officer, Institute of Computational Modeling SB RAS. E-mail: genry@icm.krasn.ru.

Kveglis Lyudmila Iosifovna – Dr. Sc., professor, Siberian Federal University. E-mail: kveglis@list.ru.

Lapuhin Evgeniy Gennadevich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: lapukhineg@sibsau.ru.

Leskov Mikhail Borisovich – postgraduate student, Siberian Federal University. E-mail: leskovmb@gmail.com.

Levakova Natalia Markovna – Cand. Sc., General Director, TEKS-CENTRE Ltd., Moscow. E-mail: info@teks-centre.ru.

Lobanov Dmitriy Konstantinovich – Cand. Sc., docent, Department of Automatic Control System, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: u649@yandex.ru.

Losev Vasiliy Vladimirovich – Cand. Sc., Docent, Department of Automation of Production Processes, Institute of Informatics and Telecommunications, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: basilos@mail.ru.

Lysenko Alexandra Nikolaevna – Cand. Sc., senior teacher of Department of Public administration and Finance, Bryansk State Engineering-Technological University. E-mail: sasha14-09@mail.ru.

Lytkina Lidia Ivanovna – Docent, Head of Department of Applied Mathematics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: lytkinal@yandex.ru.

Mali Vyacheslav Iosifovich – Cand. Sc., leading researcher, Institute of Hydrodynamics, MA Hydrodynamics SB RAS. E-mail: mali@hydro.nsc.ru

Mizrah Enis Avrumovich – Cand. Sc., professor, Department of Automatic Control System, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: enis-home@mail.ru.

Muzalevskiy Konstantin Viktorovich – Cand. Sc., research fellow of the Laboratory of Radiophysics of the Earth Remote Sensing, Kirensky Institute of Physics SB RAS; senior teacher, Department of KMT IKIVT, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: rsdkm@ksc.krasn.ru.

Nabiyev Nabi Kozyevich – Cand. Sc., engineer, JSC "National Company "Kazakhstan Garysh Sapary".

Nasyrov Ilnar Rafinatovich – postrgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: nir76@mail.ru.

Noskov Fedor Mikhailovich – Cand. Sc., Docent, Docent of Department of Materials and Materials Processing Technologies, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: yesoono@yandex.ru.

Nyavro Alexander Vladislavovich – Cand. Sc., Docent, Docent of Department of Plasma Physics, National Research Tomsk State University. E-mail: nevr@phys.tsu.ru.

Orlov Viktor Ivanovich – Cand. Sc., doctorate student, Department of System Analysis and Operations Research, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: ttc@krasmail.ru.

Petrosyan Mariam Onikovna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: mopetrosyan@gmail.com.

Petrov Mikhail Nikolayevich – Dr. Sc., professor, Head of Department of Electronic Engineering and Telecommunications, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: mnp_kafaes@mail.ru.

Safonov Konstantin Vladimirovich - Dr. Sc., Head of Department of Applied Mathematics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: safonovkv@ rambler.ru.

Safonov Pavel Evgenievich – Cand. Sc., researcher, TEKS-CENTRE Ltd., Moscow. E-mail: pavlin722007@yandex.ru.

Saramud Mikhail Vladimirovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: saramud@bk.ru.

Sebekina Tatiana Ilinichna – Cand. Sc., Docent of Department of Public administration and Finance, Bryansk State Engineering-Technological University. E-mail: Nikitina_t_i@mail.ru.

Semenov Victor Aleksandrovich – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: v1992@mail.ru.

Senashov Vladimir Ivanovich – Dr. Sc., professor, leader researcher of Institute, Computational Modeling SB RAS; professor, Department of Algebra and Logic, Siberian Federal University. E-mail: sen1112home@mail.ru.

Shestakov Ivan Yakovlevich – Dr. Sc., Docent, professor of Department of Common Metallurgy, School of Non-Ferrous Metals and Material Science, Siberian Federal University. E-mail: yakovlevish@mail.ru.

Shhepin Alexander Nicolaevich – senior teacher, Department of KTOMSP, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: Stepler8@yandex.ru.

Silkina Anna Vladimirovna – senior lecturer, Department of Economics, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: silkina-sibsau@yandex.ru.

Sin'kovskiy Fedor Konstantinovich – deputy director, chief designer of the Industry Center of Large Transformable Mechanical Systems (IC LTMS), JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems».

Smerdov Aleksey Andreevich – design-engineer of the 2nd category, JSC "Rocket Space Corporation "Energia". E-mail: alexsmerdov@mail.ru.

Smirnov Aleksandr Pavlovich – senior teacher, Department of KTOMSP, Polytechnic Institute, Siberian Federal University. E-mail: smirnov1286@gmail.com.

Smirnov Dmitrij Vladimirovich – electronic engineer of the 2nd category of new technology department, JSC "Scientific-production center "Akvamarin". E-mail: Smit-90@inbox.ru.

Smirnov Vladimir Aleksandrovich – Cand. Sc., leading engineer-electronic, group leader of future projects of new technology department, JSC "Scientific-production center "Akvamarin". E-mail: vlad.sm2010@yandex.ru.

Sokolov Dmitry Evgenievich – head of department of development and deployment of billing solutions, Macroregional branch "Sibir" of PJSC "Rostelecom". E-mail: Dmitrij.Sokolov@sibir.rt.ru.

Stashkov Dmitriy Viktorovich – computer programmer of JSC "Sinetic". E-mail: stashkov@sinetic.ru.

Stepanov Sergey Mikhaylovich – Cand. Sc., Docent, Department of Aviation Technology, Ulyanovsk State Technical University.

Tegin Vladilen Aleksandrovich – Cand. Sc., Docent, Kolomna Institute, branch of Moscow Polytechnic University. E-mail: vladilent@mail.ru.

Testoedov Nikolai Alekseevich – Dr. Sc., Associate Member of RAS; professor, Director General of JSC Academician M. F. Reshetnev «Information Satellite Systems». E-mail: office@iss-reshetnev.ru.

Timofeev Grigoriy Sergeevich – Master's Degree student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: t1m0feev.grigorij@gmail.com.

Trenogin Nikolay Gennadyevich – Cand. Sc., Docent, Director of department of development and support of information systems and platforms, Macroregional branch "Sibir" of PJSC "Rostelecom". E-mail: Nikolay.G.Trenogin@sibir.rt.ru.

Tsibul'skii Gennadii Michailovich – Dr. Sc., professor, Director of Institute of Space and Information Technology, Siberian Federal University. E-mail: Gtsbulsky@sfu-kras.ru.

Tsirul' Daniil Georgievich – design engineer of the 2nd category, JSC "Scientific-production center "Akvamarin". E -mail: derek53@ya.ru.

Turchihina Galina Samuilovna – senior teacher, Department of Public administration and Finance, Bryansk State Engineering-Technological University. E-mail: turchikhina@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.

Vainshtein Isaak Iosifovich – Cand. Sc., Docent, professor, Department of Applied Mathematics and Computer Security, Institute of Space and Information Technology, Siberian Federal University. E-mail: isvain@mail.ru;

Vainshtein Yulia Vladimirovna – Cand. Sc., Docent, Docent, Department of Applied Mathematics and Computer Security, Institute of Space and Information Technology, Siberian Federal University. E-mail: julia_ww@mail.ru.

Varfolomeev Vladislav Sergeevich – engineer, Design Bureau "Arsenal" M. V. Frunze. E-mail: varfolomeev008@mail.ru.

Vasilenko Irina Vitalevna – postgraduate student, Reshetnev Siberian State Aerospace University. E-mail: vasilenko_irina@myrambler.ru.

Vladimirov Valeriy Mihaylovich – Dr. Sc., professor, Reshetnev Siberian State Aerospace University.

Voroshilov Denis Sergeevich – Cand. Sc., Docent of Department of Metal Forming, School of Non-Ferrous Metals and Material Science, Siberian Federal University. E-mail: d.s.voroshilov@gmail.

Voroshilova Marina Vladimirovna – assistant of Department of Technosphere Safety of Mining and Metallurgical Production, School of Non-Ferrous Metals and Material Science, Siberian Federal University. E-mail: aniram1988@yandex.ru.

Yashenko Aleksandr Sergeevich – Cand. Sc., teacher, Department of General Physics, Omsk State Pedagogical University. E-mail: x_ray@mai.ru.

Yushkov Alexander Sergeevich – leading specialist, company "Prof IT". E-mail: ay@uvtch.ru.

Zakharov Elena Valerevna – postgraduate student, Siberian Federal University. E-mail: elena-guryanova@inbox.ru

Zimin Vladimir Nikolaevich – Dr. Sc., professor, First vice-rector for academic affairs, Bauman Moscow State Technical University. E-mail: zimin@bmstu.ru.